



KIERUNEK: INFORMATYKA PRZEMYSŁOWA
SPECJALNOŚĆ: INTELIGENTNE SYSTEMY PRZEMYSŁOWE

PRACA DYPLOMOWA INŻYNIERSKA

*Wojskowe Systemy Naprowadzania i
Śledzenia*

*Military Guidance and Tracking
Systems*

AUTOR:

Mikołaj Grzegorzółka

PROWADZĄCY PRACĘ:

Dr. Inż. Sławomir Sambor

OCENA PRACY:

Spis treści

Wstęp	4
1. Wojskowe systemy pozycjonowania	6
1.1 Metody Pozycjonowania	7
1.1.1 Triangulacja i Trilateracja	7
1.1.2 Multilateracja	10
1.1.3 Radiolokacja, radionawigacja i charakterystyka radiokomunikacji	12
1.2 Systemy pozycjonowania satelitarnego	17
1.2.1 GPS.....	18
1.2.2 GLONASS.....	20
1.2.3 CNSS BeiDou/Compass	23
1.2.4 Galileo.....	25
1.2.5 IRNSS.....	27
2. System naprowadzania.....	28
2.1 Charakterystyka systemów naprowadzania.....	29
2.2 Rodzaje systemów naprowadzania	29
2.2.1 Naprowadzanie wiązką (LOSBR).....	30
2.2.2 Naprowadzanie komendowe	32
2.2.3 Naprowadzanie inercyjne.....	35
2.2.4 Naprowadzanie satelitarne	36
2.2.5 Astronawigacyjny system naprowadzania	36
2.2.6 Naprowadzanie w oparciu o informacje geofizyczne.....	37
2.3 Metody samonaprowadzania.....	38
2.3.1 Samonaprowadzanie aktywne	39
2.3.2 Samonaprowadzanie pasywne.....	40
2.3.3 Samonaprowadzanie półaktywne SARH	41
2.3.4 Samonaprowadzanie na bazie retransmisji TVM	42
3. Proces nawigacyjny systemów wojskowych	43
3.1 Inercyjny system nawigacji.....	44
3.1.1 Samodzielna nawigacja Inercyjna.....	46
3.1.2 Wspomagana nawigacja Inercyjna	47
3.1.3 Proces Inicjalizacji i Kalibracji (PIK-Transfer Alignment).....	50
3.1.4 Filtr Kalmana.....	51
3.1.5 Symulacje kowariancji i Monte Carlo w systemach INS	52
3.1.6 TERCOM.....	54

3.2 Składowe i Urządzenia Systemów Naprowadzania i Śledzenia	57
3.2.1 Żyroskopy	59
3.2.2 Akcelerometry	63
3.2.3 Magnetometry.....	64
4. Zakres technologiczny i rozwojowy wojskowych systemów naprowadzania i śledzenia	68
4.1 Pociski balistyczne	70
4.1.1 Fazy lotu pocisku balistycznego.....	73
4.2 Pociski manewrujące	75
4.2.1 Hipersoniczne pociski manewrujące i HGV	79
4.3 Pociski przeciwlotnicze	82
4.4 Przeciwpancerne pociski kierowane (ATGM).....	86
4.5 Wojskowe BSP	88
4.4.1 Bezzałogowe, rozpoznawcze drony bojowe	90
4.4.2 Zaawansowane, duże jednostki BSP.....	93
4.4.3 Amunicja krążąca i tanie drony uderzeniowe	95
Podsumowanie	99
Bibliografia.....	100
Spis rysunków	106
Spis tabel	108

Wstęp

Ciągły technologiczny postęp ludzkości jest widoczny w każdym segmencie życia człowieka, włącznie z zakresem prowadzonych działań wojennych oraz technikaliów sprzętu wojskowego. Najwcześniejsze pociski kierowane wykorzystywały proste polecenia, jednak w przeciągu 20 lat po II Wojnie Światowej praktycznie wszystkie systemy naprowadzania zawierały autopiloty lub systemy auto-stabilizacji, często w połączeniu z obwodami pamięci i wyrafinowanymi czujnikami nawigacyjnymi oraz komputerami. Zasadniczo od kilku lat postępuje proces gwałtownej rewolucji w dziedzinie uzbrojenia, jesteśmy świadkami znaczących przemian w strukturze operacyjnej oraz rozumienia wymagań przyszłego pola walki. Analizując działania od okresu I Wojny w Zatoce Perskiej, po niedawne zmagania pomiędzy Azerbejdżanem i Armenią o kontrolę nad regionem Górskiego Karabachu można dobitnie zauważyć coraz większe znaczenie precyzji zarówno w zakresie strategii wojskowej i taktyce prowadzenia działań wojennych, jak i w ogólnych warunkach pola walki. Konieczny jest rozwój i utrzymanie niezbędnych w obliczu nowoczesnej wojny zaawansowanych systemów naprowadzania, dowodzenia i przeciwdziałania w obliczu zgodnej z przewidywaniami totalizacji działań w segmentach prowadzenia działań wojennych, jak i w zakresie politycznym. Nowoczesne pole walki pokazuje dobitnie przewagę nowoczesnych dronów i amunicji krążącej nad dotychczasowymi środkami prowadzenia walki, zwłaszcza przy optymalizacji kosztów produkcyjnych. Analizując konflikt azersko-ormiański można zaobserwować jak koordynacja sił lotniczych i większych BSP z systemami amunicji krążącej w celu eliminacji systemu dostępowego i przeciwlotniczego sił lądowych, prowadzi do anihilacji całych zgrupowań sił pancernych i zmechanizowanych wraz z hipotetycznie dającymi przewagę lepszymi pozycjami artyleryjskimi i obszarami umocnionymi.

Przedstawiona praca inżynierska jest podstawowym uzupełnieniem informacji na temat systemów naprowadzania, nawigacji i śledzenia wykorzystywanymi przez wojsko. Większość informacji będzie dotyczyła wytłumaczenia funkcjonalności systemów, zakresu ich działania oraz klasyfikacji. Pojawią się również elementy własnej działalności naukowej dyplomata. Omówiona zostanie logika stojącą za procesami realizowanymi przez urządzenia wykorzystywane w celach naprowadzania i pozycjonowania. Jedną z najistotniejszych kwestii będzie również metodyka działania sprzętu wojskowego. Pojawią się informacje związane z wcześniejszymi konstrukcjami i w jaki sposób zostały one zmodernizowane, większość pracy

jednak skupi się na działaniu ówczesnego sprzętu wojskowego oraz podstawach dotyczących funkcjonowania bezzałogowych systemów wojskowych.

Praca będzie posiadać sporo treści teoretycznej, z próbą jak najlepszego przedstawieniem praktycznego działania opisywanych urządzeń oraz systemów, pojawią się również symulacje konkretnych sytuacji. Praca może zostać wykorzystana w celach szkoleniowych bądź do integracji i rozwoju programów badawczych.

1. Wojskowe systemy pozycjonowania

W kontekście systemów pozycjonowania odnosimy się bezpośrednio do tematyki nawigacji i określania pozycji własnej lub innych obiektów w zależności od ustalonych celów i zapotrzebowania.

W wojsku pozycjonowanie to przeprowadzany proces obejmujący ustalanie pozycji jednostek w zakresie lokalizacji zarówno własnych sił, uzbrojenia i sprzętu wojskowego, jak i określenia pozycji sił wroga, jego ważnych obiektów i instalacji. W skład tego procesu wchodzi również czynności i zadania wykonywane w zakresie utrzymania funkcjonowania własnego systemu nawigacyjnego, systemów dowodzenia i operacyjności systemów broni opierających się na konkretnych systemach pozycjonowania. W obecnych czasach w skład tego zestawienia wchodzi również metody zakłócenia i przeciwdziałania zakłócaniu funkcjonalności systemu pozycjonowania, również w zakresie satelitarnym. Jest to zatem nie tylko sam proces eksploatacji systemu, jak również strefa pola walki w zakresie przestrzennej, obejmująca utrzymanie bezpiecznej eksploatacji własnego systemu.

Praktycznie od końca lat sześćdziesiątych systemu nawigacji bezwładnościowej stały się podstawowym wyposażeniem systemów broni, zwłaszcza w nawigacji dalekiego zasięgu stosowanej w pociskach balistycznych. Natomiast globalne systemy nawigacji satelitarnej GNSS (ang. Global Navigation Satellite Systems) są obecnie standardem sił zbrojnych, pozwalającym na bardzo precyzyjne śledzenie i koordynację zarówno jednostek wojskowych, jak i dostarczającym niezbędnych informacji broni opartej o wytyczne systemów satelitarnych. Wyjątkowo istotna jest również rola GNSS w zakresie nowoczesnych, bezzałogowych statków powietrznych BSP, będących obecnie głównym czynnikiem wpływającym na potencjał sił zbrojnych w kwestii śledzenia i wglądu w terytorium wroga podczas działań obserwacyjnych, rozpoznawczych i wywiadowczych.

1.1 Metody Pozycjonowania

Istnieje wiele technik pozycjonowania wykorzystywanych w celach wojskowych, w zakresie śledzenia obiektów mobilnych, naprowadzania systemów uzbrojenia, koordynacji i dowodzenia, również w kwestii urządzeń przenośnych wykorzystywanych przez indywidualnych żołnierzy. Metody te ciągle ewoluowały na przestrzeni wieku i wraz z pojawieniem się nowych technologii, z połączenia nowych algorytmów oraz możliwości technicznych wyłoniły się również znacznie skuteczniejsze i bardziej specjalistyczne metody pozycjonowania.

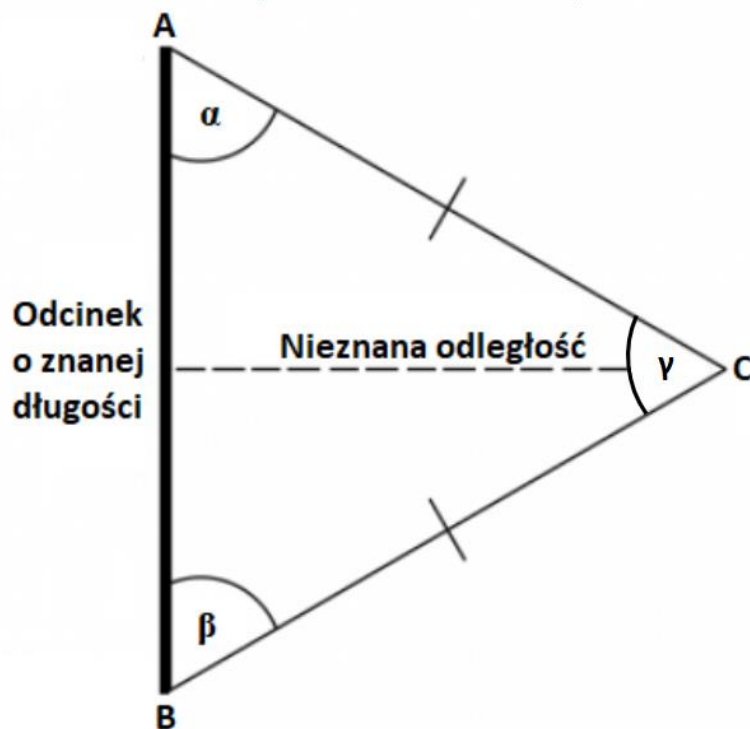
Rozdział ten będzie poświęcony przeglądowi dostępnych rozwiązań w tematyce pozycjonowania stosowanych przez wojsko, włącznie z analizą wad i zalet poszczególnych metod. Omówione zostaną techniki niezbędne w funkcjonowaniu nowoczesnych systemów pozycjonowania, takie jak trilateracja, multilateracja w zakresie przestrzeni przy pomiarze różnych odległości, oraz radiolokacja.

Omówione zostaną również metody i procesy działania wykorzystywane przez systemy satelitarne w komunikacji radiowej, czyli CDMA (ang. Code-Division Multiple Access) oraz współdzielenie pasma w danej częstotliwości w zakresie przepustowości sygnału.

1.1.1 Triangulacja i Trilateracja

Triangulacja to metoda określania lokalizacji opierająca się na obliczeniach zależności pomiędzy długościami boków trójkąta a wymiarami jego kątów. Dzięki posiadaniu znajomości długości miary jednego z boków oraz znajomości wartości kątów trójkąta można bezproblemowo policzyć miary odległości pozostałych boków trójkąta.

Triangulację ma swoje zastosowanie również w zakresie lokalizacji akustycznej, w przypadku zmierzenia kierunku źródła w dwóch lub większej ilości punktów pomiarowych, można przeprowadzić triangulację w celu odnalezienia jego lokalizacji.



Rys. 1.1 Triangulacja w praktyce

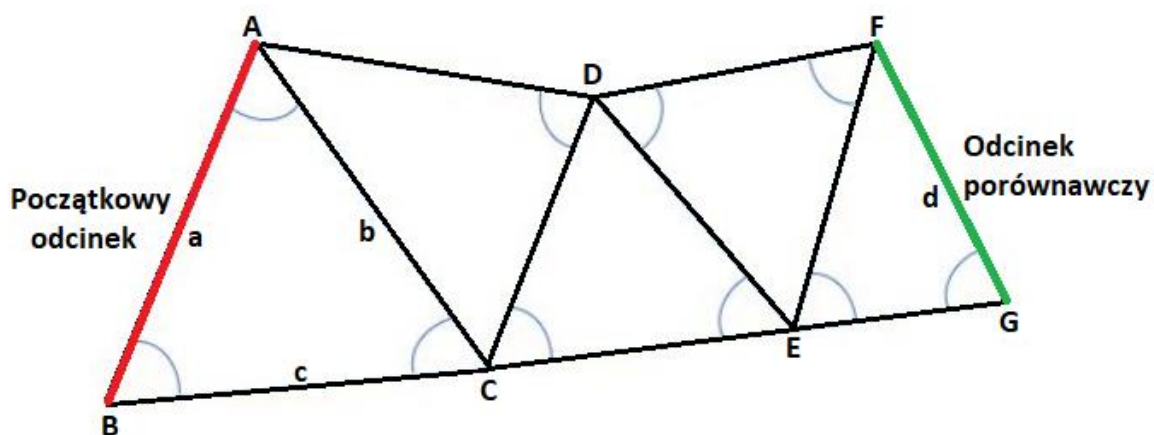
Wyznaczamy dokładną długość boków trójkąta wykorzystując poniższą zależność:

$$\frac{|AB|}{\sin \gamma} = \frac{|BC|}{\sin \alpha} = \frac{|AC|}{\sin \beta} \quad (1.1)$$

Następnie obliczamy wartość „Nieznana odległość” (oznaczymy we wzorze jako d) przy pomocy następującej kalkulacji:

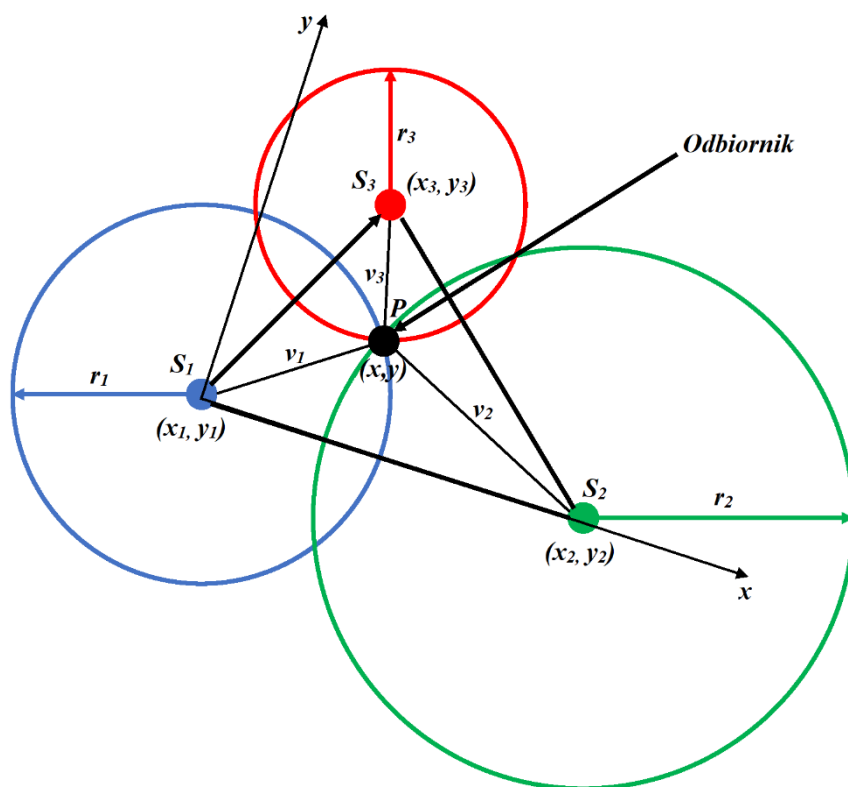
$$d = \frac{|AB| \sin(\alpha) \sin(\beta)}{\sin(\alpha + \beta)} \quad (1.2)$$

Triangulacja jest wykorzystywana przeważnie w zakresie przeszukiwania i pomiarów obszaru, cała powierzchnia mierzonego obszaru musi pozostać pokryta siatką triangulacyjną złożoną z trójkątów. Bezpośrednio każdy utworzony trójkąt jest tworzony z boku bazowego wcześniejszego trójkąta.



Rys. 1.2 Siatka triangulacyjna

Trilateracja jest metodą podobną do triangulacji, nie opiera się jednak na pomiarze kątów, tylko na pomiarze odległości. Polega to na działaniu stacji odbiorczych, z których każda dokonuje pomiaru czasu przesłania sygnału radiowego do odbiornika, w przypadku dokonania pomiaru dla trzech lub większej ilości stacji odbiorczych można dokładnie obliczyć położenie odbiornika.



Rys. 1.3 Schemat Trilateracji

Najważniejsza w tej metodzie jest niesamowita precyzja w zakresie zegarów wykonujących pomiar czasu, ponieważ pomiar wykonuje się dla obiektów poruszających się z prędkością światła.

Miejsca przecięcia sygnałów kolejnych stacji zawężają możliwości aż do uzyskania pożądanej lokalizacji odbiornika, jest to schematyczne przedstawienie trilateracji w przypadku sygnałów satelitarnych. Aby obliczyć dokładne położenie na bazie współrzędnych punktu $P(x, y)$, musimy znać współrzędne stacji, czyli kolejno $S1(x_1, y_1)$, $S2(x_2, y_2)$ oraz $S3(x_3, y_3)$. Do obliczenia pozycji punktu P niezbędny będzie zatem następujący układ równań:

$$(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 = v_1^2 \quad (1.3)$$

$$(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 = v_2^2 \quad (1.4)$$

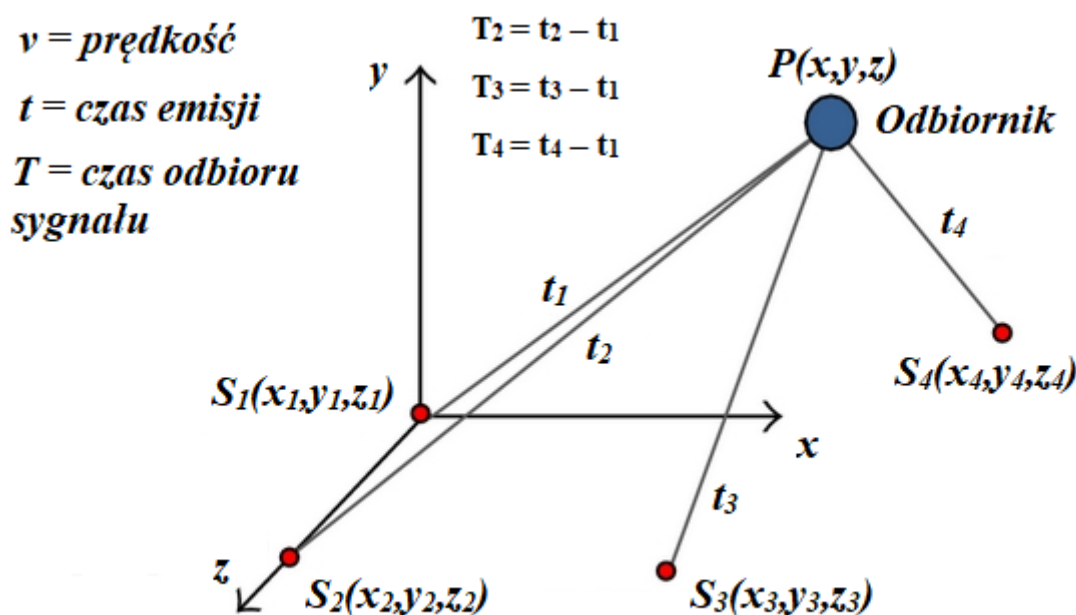
$$(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 = v_3^2 \quad (1.5)$$

1.1.2 Multilateracja

Multilateracja jest techniką lokalizacyjną opierającą się na pomiarze różnicy odległości pomiędzy kolejnymi punktami orientacyjnymi w formie stacji radarowych a docelowym odbiornikiem. Została opracowana do celów wojskowych aby umożliwić dokładną lokalizację samolotów przy użyciu różnicy czasu odbioru sygnału pomiędzy poszczególnymi punktami stacji radarowych.

Metoda multilateracji w przypadku lotnisk wykorzystuje szereg stacji naziemnych które są rozmieszczone w strategicznych miejscach wokół obszaru lotniska i jego przestrzeni powietrznej. Jednostki stacji nasłuchują sygnałów zwrotnych dla sygnału przesyłanego przez lokalne SSR (ang. Secondary Surveillance Radar). Dzięki wykorzystaniu zaawansowanych technik przetwarzania komputerowego, różnice w czasie odbioru/nadejścia sygnału TDoA (ang. Time Difference of Arrival) pozwalają na precyzyjne obliczenie pozycji samolotu.

W przypadku lokalizacji GPS, zegary znajdujące się w satelitach i odbiorniku nie są ze sobą zsynchronizowane, nie ma zatem możliwości bezpośredniego zmierzenia bezwzględnej odległości między punktami orientacyjnymi czyli satelitami a odbiornikiem na podstawie propagacji fal radiowych, istnieje za to możliwość zmierzenia różnicy pomiędzy odległościami satelitów i odbiornika.



Rys. 1.4 Schemat Multilateracji w trójwymiarowym układzie współrzędnych

Proces obliczania przesunięć między czasami odbioru prezentuje się następująco, cztery punkty oznaczone jako S emitują jednocześnie krótki sygnał t_0 , który rozchodzi się z prędkością v . Każdy z emitowanych sygnałów zawiera identyfikator dla swojego punktu orientacyjnego, w postaci położenia i czasu emisji sygnału t_0 . W odróżnieniu od satelitów wyposażonych w zegary atomowe, odbiornik wyposażony jest tylko w dokładny chronometr odbierający sygnały w umownym czasie t_i . Na tej podstawie wyprowadza się przesunięcia między czasami odbioru, czyli $T_2 = t_2 - t_1$, $T_3 = t_3 - t_1$, $T_4 = t_4 - t_1$. Otrzymujemy w ten sposób cztery równania:

$$\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} = v(t_1 - t_0) \quad (1.6)$$

$$\sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} = v(T_2 + t_1 - t_0) \quad (1.7)$$

$$\sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} = v(T_3 + t_1 - t_0) \quad (1.8)$$

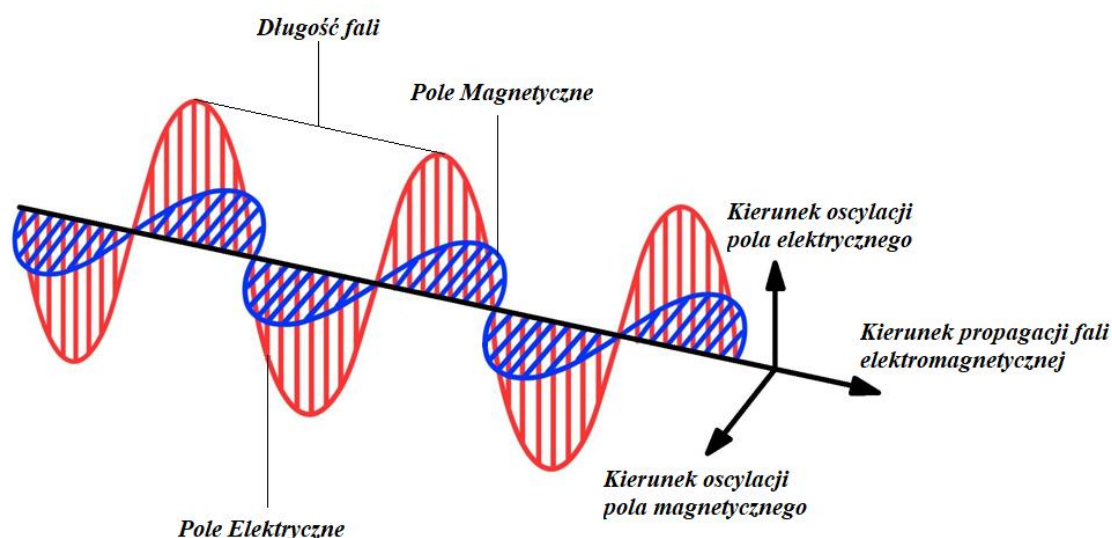
$$\sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} = v(T_4 + t_1 - t_0) \quad (1.9)$$

W tym schemacie znamy wartości parametrów $x_1, y_1, z_1, \dots, x_4, y_4, z_4, T_2, T_3, T_4$. Szukamy więc wartości punktów odbiornika czyli x, y, z oraz jego czasu emisji sygnału t_1 . Rozwiązanie tych równań pozwala na znalezienie pozycji odbiornika. Należy pamiętać że w przypadku GPS punkty orientacyjne tj. satelity są ruchome, mimo wszystko lokalizacja i synchronizacja czasu przebiega w nich podobnie jak w przypadku stałych, naziemnych punktów orientacyjnych.

1.1.3 Radiolokacja, radionawigacja i charakterystyka radiokomunikacji

Poszerzając wcześniejsze informacje, radiolokacja zwana również pozycjonowaniem radiowym to po prostu proces znajdowania lokalizacji obiektu przy pomocy fal radiowych. Przeważnie przy radiolokacji wykorzystuje się pozycjonowanie w oparciu o przeszukiwanie pasywne, często w zakresie lokalizacji obiektów znajdujących się bezpośrednio w ziemi. Obiekt można zlokalizować poprzez pomiar charakterystyki odbieranych fal radiowych. Fale te mogą być przenoszone przez lokalizowany obiekt lub mogą być także falami rozproszonymi wstecznie.

Istnieje wiele technik mierzenia odległości w przypadku radiolokacji, może być to porównanie różnicy sygnału początkowego z mocą sygnału odebranego określane jako RSSI (ang. Received Signal Strength Indication). Wykorzystuje się również wspomnianą w temacie multilateracji metodę TDoA, opierającej się na pomiarze różnicy w nadejściu sygnału. Dość podobna jest również metoda pomiaru w oparciu wyłącznie o czas nadejścia przy ustalonym czasie transmisji i szybkości propagacji fal radiowych określana jako ToA (ang. Time of Arrival).



Rys. 1.5 Schemat fali elektromagnetycznej

Sama fala radiowa wykorzystywana przy radiolokacji to fala elektromagnetyczna, w przeciwieństwie do fal dźwiękowych, czyli fal mechanicznych wymagających do przemieszczania się ośrodka sprężystego, fale elektromagnetyczne składają się z zsynchronizowanych oscylacji pól elektrycznych, jak i magnetycznych. Pola te oscylują prostopadle do siebie, a kierunek propagacji fali radiowej jest prostopadły zarówno do kierunku oscylacji pola magnetycznego, jak i elektrycznego.

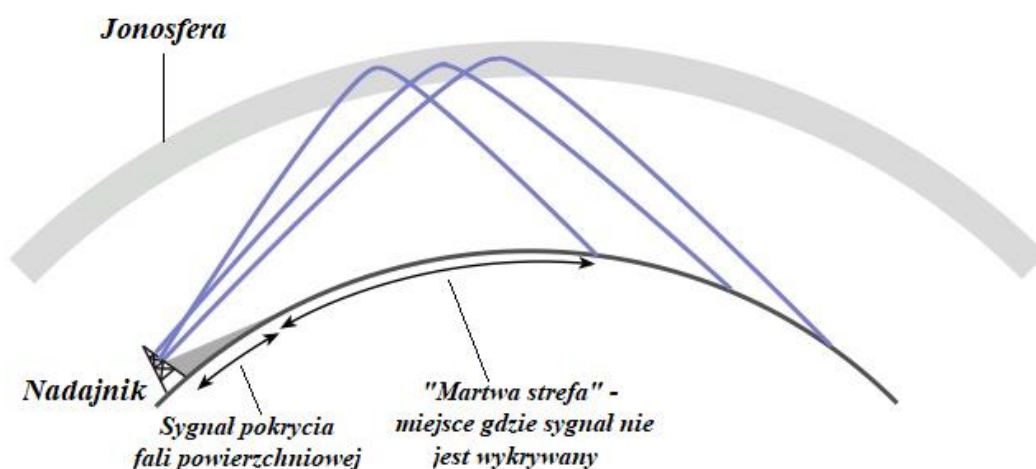
W zakresie techniki radarowej najistotniejsza jest charakterystyka rozchodzenia się fal określana właśnie mianem propagacji. Propagacja fal radiowych to po prostu zachowanie się fal radiowych podczas ich rozprzestrzeniania się w zależności od własności samych fal w zakresie ich długości, częstotliwości, polaryzacji etc., jak i warunków panujących w środowisku w którym fale się rozprzestrzeniają.

Jako forma promieniowana elektromagnetycznego, podobnie jak fale świetlne, tak i fale radiowe podlegają zjawisku polaryzacji, rozproszenia, załamania, absorpcji, dyfrakcji lub odbicia. Niezbędna jest zatem dokładna analiza czynników i warunków mających bezpośredni wpływ na proces przemieszczania się fal radiowych, od doboru odpowiednich częstotliwości poprzez wpływ ukształtowania terenu i metody zagłuszenia konkretnych fal elektromagnetycznych.

W zastosowaniach systemów transmisji radiowej wykorzystuje się różne typy propagacji fal radiowych. Propagacja w linii wzroku oznacza fale radiowe przemieszczające się w linii prostej bezpośrednio od anteny nadawczej aż do anteny odbiorczej, przeważnie wykorzystywane na średnich odległościach, w zastosowaniach wojskowych w przypadku

krótkofalówek i systemów łączności, ale również w transmisji stacji radarowych i komunikacji satelitarnej. Podstawowym ograniczeniem transmisji w polu widzenia na powierzchni Ziemi jest ograniczona odległość od horyzontu widzialnego, zależąca głównie od wysokości anten nadawczych i odbiorczych. Co ciekawe jest to również jedyna metoda propagacji w przypadku częstotliwości mikrofalowych i wyższych. Przy niższych częstotliwościach w pasmach MF, LF i VLF dyfrakcja fali radiowej umożliwia jej przemieszczanie się poza horyzontem, nad naturalnymi przeszkodami zgodnie z ukształtowaniem powierzchni Ziemi. Fale takie nazywa się falami powierzchniowymi, stacje AM (ang. Amplitude Modulation) wykorzystują fale powierzchniowe do pokrycia całych obszarów działania odsłuchu radiowego.

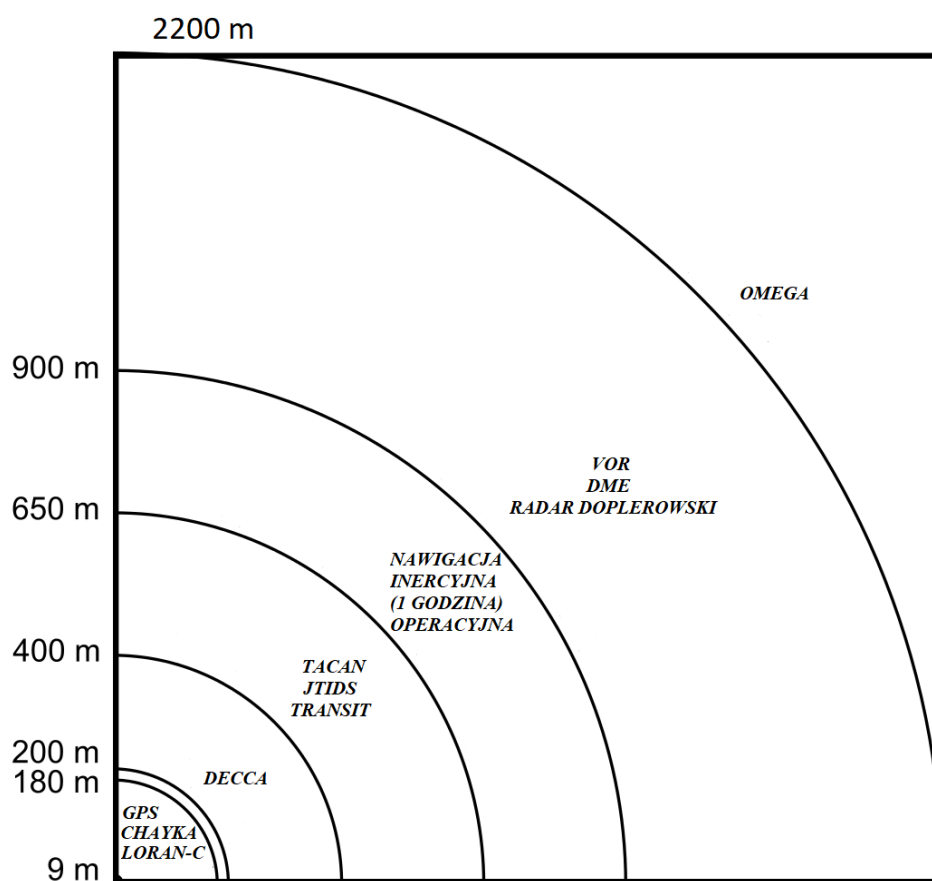
Wraz ze spadkiem częstotliwości i zwiększaniem dystansu spada wartość tłumienności transmisji radiowej, pozwala to falom o bardzo niskiej częstotliwości w zakresie VLF i ELF na komunikację w dowolnym miejscu na świecie. Fale takie mogą przenikać znaczne odległości bez względu na przeszkody terenowe, ma to zastosowanie wojskowe głównie w zakresie komunikacji z okrętami podwodnymi. Przy średnich MF i krótkich częstotliwościach HF fale radiowe mogą załamywać się od jonosfery. Oznacza to, że przy takich częstotliwościach fale radiowe transmitowane pod kątem w kierunku nieba, mogą być załamywane z powrotem w kierunku Ziemi poza horyzontem nawet na odległościach międzykontynentalnych. Istnieje jeszcze kilka mniej powszechnych mechanizmów propagacji fal radiowych wykorzystywanych przez wojsko, jak rozpraszanie w fali troposferycznej, kanały troposferyczne, a propagacja fal radiowych w zakresie pomiędzy falą przyziemną a falą jonosferyczną NVIS (ang. Near Vertical Incidence Skywave).



Rys. 1.6 Schemat propagacji fal radiowych

Zasady funkcjonowania w radionawigacji są bardzo podobne, zasadnicza różnica polega na sposobie działania systemu w przypadku radionawigacji. Gdy radiolokacja wykorzystuje raczej pasywne przeszukiwanie przy pomocy fal radiowych, tak w przy radionawigacji mamy do czynienia z wyznaczaniem własnej pozycji w oparciu o system aktywny. Radionawigacja również wykorzystuje metody opisane wcześniej, takie jak pomiary kątów, w tym także przez technikę interferometrii. Do obliczeń pozycji w radionawigacji wykorzystuje się także pomiar odległości pomiędzy nadajnikiem a odbiornikiem, różnice na podstawie czasu nadejścia sygnału TDoA. Zdarza się również pomiar prędkości przy pomocy radiowego przesunięcia w efekcie Dopplera, często wykorzystuje się po prostu kombinacje tych zasad pomiarowych w celu minimalizacji możliwych błędów podczas lokalizacji.

W przypadku radionawigacji istnieje sporo zróżnicowanie w kwestii wykorzystywanych systemów, w zależności od częstotliwości transmisji i charakterystyki widma sygnału radiowego.



Rys. 1.7 Porównanie dokładności systemów radionawigacyjnych

System Omega był globalnym systemem radionawigacji wykorzystywanym przez lotnictwo i marynarkę wojenną. Działał na paśmie VLF w zakresie od 9-14 kHz na czterech

częstotliwościach dyskretnych. System funkcjonował w Stanach Zjednoczonych w oparciu o 8 nadajników z których ostatni został wyłączony w 1997 z powodu miażdżącej przewagi GPS.

LORAN-C wraz ze swoim rosyjskim odpowiednikiem Chayka działają na częstotliwości 100 kHz w charakterze morskiego i lotniczego systemu radionawigacyjnego. Są to systemy radionawigacyjnego dalekiego zasięgu o charakterystycznym, bardzo wysokim poziomie dokładności w zasięgu przeszukiwania do 1900 kilometrów. Jak większość systemów LORAN-C był opracowywany głównie do celów wojskowych, jednak ze względu na możliwości szybkiej adaptacji, niskie koszty sprzętu odbiorczego i wyjątkową dokładność zdobył również uznanie w zastosowaniach morskich na rynku cywilnym.

System VOR (ang. VHF Omnidirectional Range) zintegrowany wraz z urządzeniami pomiarowymi DME (ang. Distance Measuring Equipment) jest standardowym systemem nawigacyjnym wykorzystywany obecnie przez lotnictwo wojskowe. VOR działa w paśmie 108-118 MHz, a wojskowa wersja DME określana jako TACAN w paśmie 960-1215 MHz. VOR wraz DME stanowią podstawowe narzędzie radionawigacyjne wykorzystywane przez lotnictwo, również w przypadku cywilnych linii lotniczych, jego zastosowanie jest integralną częścią procedur kontroli ruchu lotniczego.

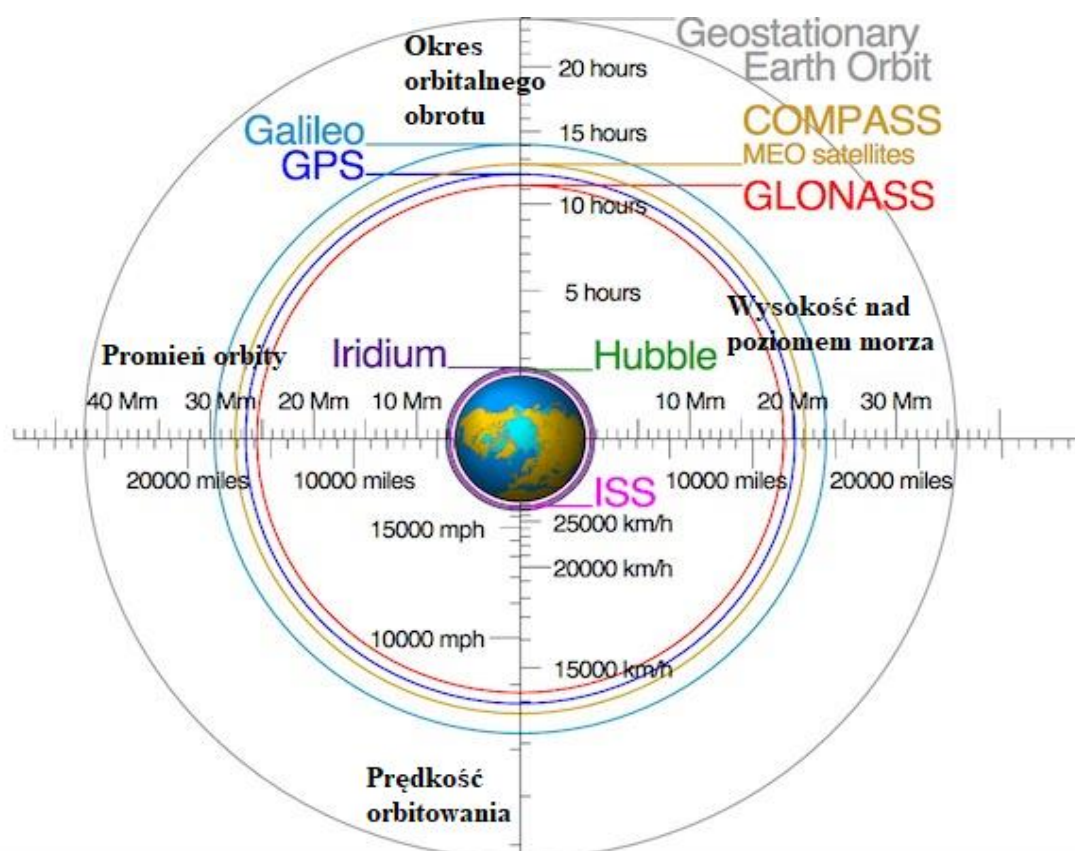
JTIDS (ang. Joint Tactical Information Distribution System) to już specjalistyczny system wojskowy wykorzystywany przez siły zbrojne Stanów Zjednoczonych i NATO. Działanie systemu opiera się na 51 częstotliwościach w paśmie 960-1215 MHz, co ciekawe jest to również pasmo wykorzystywane przez radarowy system kontroli ruchu lotniczego ATCRBS, systemy DME/TACAN oraz przez system kontrolny TCAS (ang. Traffic Alert and Collision System). Podejmowane są ciągłe usprawnienia i kontrole w zakresie rozwijanego programu JTIDS, wymaga się bowiem pełnej funkcjonalności wszystkich systemów działających na tym samym paśmie, zwłaszcza ze względu na fakt wykorzystania w JTIDS przeskoków częstotliwości i kodowania fazowego.

Systemy satelitarne również wchodzą w zakres tematu radiolokacji, poświęcony im jednak jest następny rozdział dotyczący systemów pozycjonowania satelitarnego.

1.2 Systemy pozycjonowania satelitarnego

Systemami pozycjonowania satelitarnego określamy globalne systemy nawigacji satelitarnej GNSS (ang. Global Navigation Satellite System), jak i wspomagające je regionalne systemy nawigacji satelitarnej, pełniące czasami również w pełni autonomiczną działalność w charakterze nawigacji satelitarnej danego państwa. Systemy te obejmują całe konstelacje satelitów okrążających Ziemię, przesyłając na bieżąco dane dotyczące swojego położenia w czasie i przestrzeni, sieci naziemnych stacji kontrolnych oraz całego szeregu odbiorników obliczających pozycję naziemne przy pomocy trilateracji. GNSS powstawał domyślnie jako system użytkowy dla wojska, obecnie wykorzystywany jest we wszystkich formach transportu, zarówno w lotnictwie, transporcie morskim i drogowym, jak i stacjach kosmicznych.

Zasady pozycjonowania, nawigacji i synchronizacji procesów funkcjonalności systemu satelitarnego określane jako PNT (ang. Positioning Navigation Timing) odgrywają kluczową rolę w światowej komunikacji i większości segmentów przemysłowych opierających się na wyznaczaniu pozycji, w obecnych czasach jest to też najistotniejszy segment funkcjonalności nowoczesnych systemów wojskowych.



Rys. 1.8 Charakterystyki systemów GNSS

Samą nawigację satelitarną klasyfikujemy jako rodzaj radionawigacji wykorzystujący fale radiowe nadawane ze sztucznych satelitów, w celu określania położenia punktów i poruszających się odbiorników wraz z parametrami ich ruchu na powierzchni Ziemi.

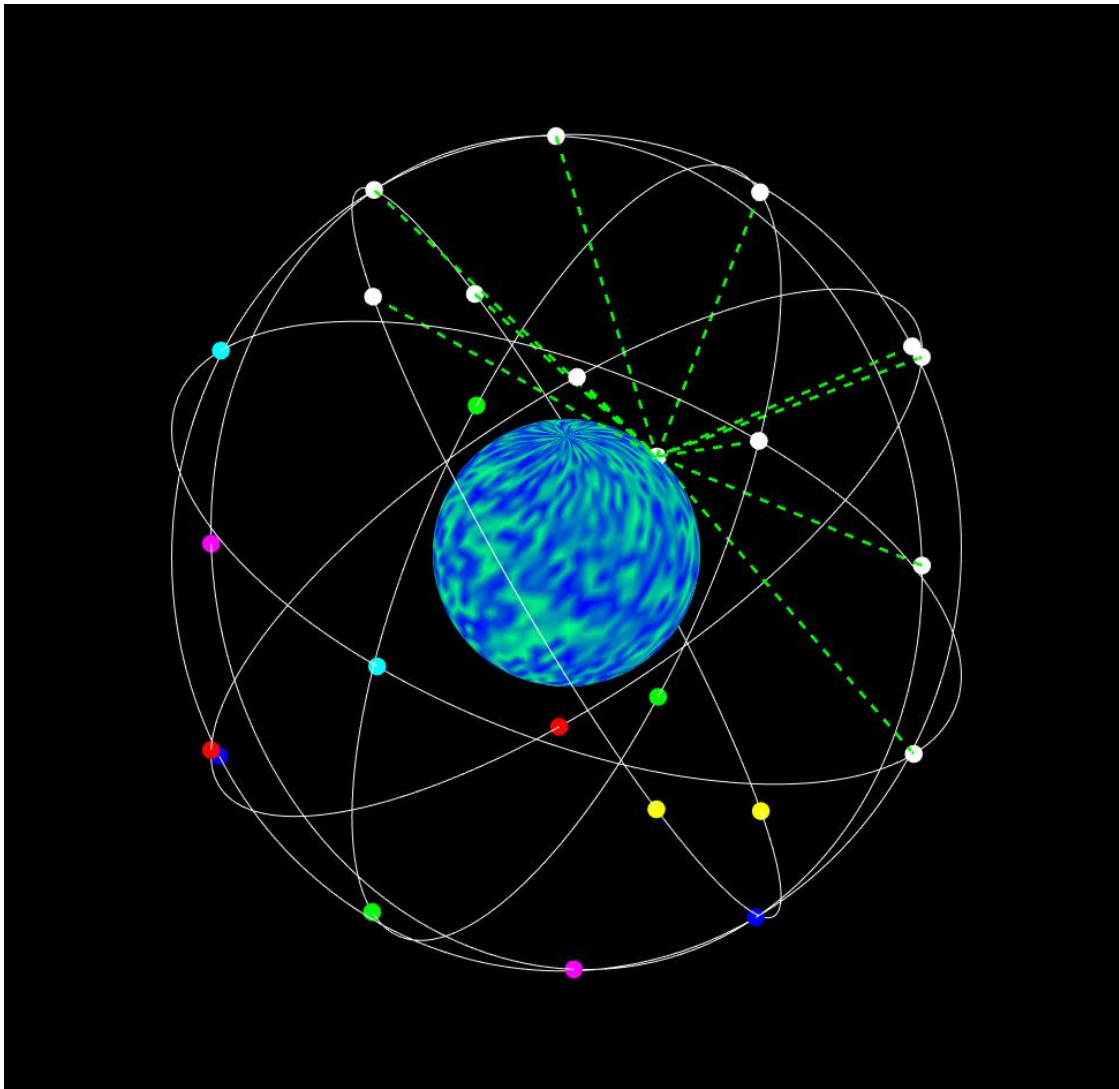
1.2.1 GPS

Globalny system pozycjonowania zwany, jest satelitarnym systemem radionawigacyjnym należącym do rządu Stanów Zjednoczonych. Wchodzi w skład globalnych systemów nawigacji satelitarnej GNSS i jest zdolny do dostarczenia precyzyjnych danych dotyczących lokalizacji i czasu do dowolnego odbiornika GPS znajdującego się w jakimkolwiek miejscu na Ziemi lub innej sferze działania systemu umożliwiającej niezakłócony zasięg połączenia z przynajmniej czterema satelitami GPS. Obecnie w skład systemu wchodzi 34 satelity na orbicie ziemskiej. System nie wymaga od użytkownika przesyłania żadnych danych i działa niezależnie od sieci odbioru telefonicznego lub internetowego, wykorzystuje się je jednak dla zwiększenia użyteczności informacji otrzymanych od GPS.

Projekt GPS powstał z inicjatywy Departamentu Obrony Stanów Zjednoczonych w 1973 roku, a pierwsze urządzenie segmentu działania systemu zostało wystrzelone na orbitę w 1978 roku, do roku 1993 osiągniętą pełną konstelacją i funkcjonalność 24 satelitów systemu GPS. Początkowo stworzony wyłącznie dla potrzeb użytku wojskowego, obecnie zapewnia krytyczne możliwości pozycjonowania, nie tylko użytkownikom wojskowym, ale również cywilnym i komercyjnym na całym świecie.

Dla poprawnej pracy systemu kluczowy jest czas. Każdy satelita jest wyposażony w zegar atomowy, dzięki czemu jego sygnał jest dokładnie zsynchronizowany z całym systemem. Jednocześnie satelity tworzą razem z kilkoma nadajnikami naziemnymi swoistą sieć korekcji czasu. W efekcie odbiornik GPS podaje nie tylko pozycje, ale również czas.

Sygnał GPS dociera do użytkownika na dwóch częstotliwościach nośnych $L1 = 1575,42$ MHz (długość fali 19,029 cm) i $L2 = 1227,6$ MHz (długość fali 24,421 cm). Porównanie różnicy faz obu sygnałów pozwala na dokładne wyznaczenie czasu propagacji, który ulega nieznacznym wahaniom w wyniku zmiennego wpływu jonosfery, jednak nie w stopniu uniemożliwiającym określenie



Rys. 1.9 Model konstelacji satelitów GPS

współrzędnych. Identyfikacja satelitów oparta jest na metodzie podziału. Wszystkie satelity emitują na tych samych częstotliwościach, ale sygnały są modulowane różnymi kodami.

Przerywane zielone linie pokazują satelity oznaczone jako białe kropki, widoczne z punktu widzenia naziemnego odbiornika. Minimalna liczba satelitów niezbędnych do określenia pozycji i czasu to 3 dla pozycji i 1 do wyznaczenia czasu.

Typ sygnału GPS	C/A	L1C	L2C	P(Y) Code	M-Code	L5-I	L5-Q
Typ usługi	Otwarta	Otwarta	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Wymagająca autoryzacji	Wymagająca autoryzacji	Otwarta
Typ modulacji kodu	BPSK(1)	TMBOC(6,1,1/11)	BPSK(1)	BPSK(10)	BOCsin(10,5)	BPSK(5)	BPSK(5)
Częstotliwość nośna (MHz)	1575.42	1575.42	1575.42	1575.42	1575.42	1176.45	1176.45
Szybkość transmisji (Mchips/s)		1.023 oraz 6.138			10.230		
Okres transmisji kodu (ms)	1.0	1.0	1.0	1.0		>20	>40
Szerokość pasma (MHz)	1.023	1.023	0.5115	10.230	5.115	10.230	10.230
Technika transmisji	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA

Tab. 1.1 Charakterystyka sygnałów GPS

Informacje dotyczące funkcjonalności i metody działania GPS w postaci wzorów matematycznych zostały przedstawione w temacie poświęconym Multilateracji.

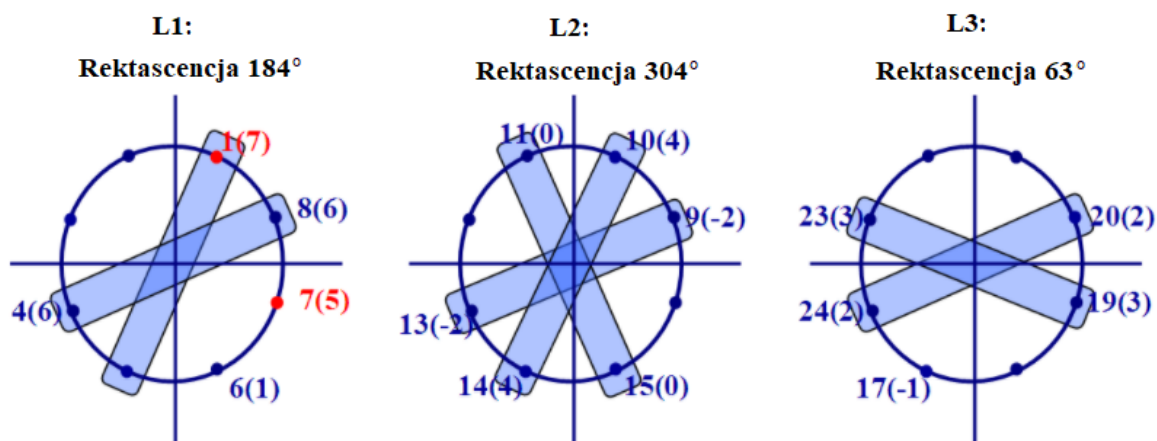
Ze wszystkich sygnałów z tabeli 2.1, najczęściej wykorzystywany jest podstawowy kod C/A, kod oznaczony jako M-Code jest zarezerwowany do użytku wojskowego. Natomiast sygnały L5 są sygnałami dodanymi w procesie modernizacji GPS, jest to rodzaj sygnału radiowego zarezerwowany wyłącznie dla służb bezpieczeństwa lotniczego.

1.2.2 GLONASS

GLONASS, a właściwie Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikoaya Sistema, jest globalnym systemem nawigacji satelitarnej Federacji Rosyjskiej i główną alternatywą dla amerykańskiego globalnego systemu pozycjonowania GPS, umożliwiającą określenie swojej pozycji w czasie, użytkownikom wojskowym i cywilnym. Rozwój systemu GLONASS rozpoczął się już za czasów Związku Radzieckiego w 1976 roku, pierwsza konstelacja segmentu użytkowego dla wojska została ukończona w 1995 roku. Po upadku ZSRR w toku technologicznej modernizacji wojska Federacji Rosyjskiej, przywrócenie pełnej funkcjonalności systemu GLONASS od 2000 roku zyskał najwyższy priorytet rządu Władimira Putina. Do 2010 roku GLONASS osiągnął pełne, 100-procentowe pokrycie powierzchni terytorium Rosji, a w październiku 2011 roku przywrócono pełną konstelację orbitalną 24 satelitów umożliwiając mu stanie się globalnym systemem satelitarnym.

Satelity wchodzące w skład GLONASS znajdują się na środkowej orbicie kołowej na wysokości 19 100 km ze średnim nachyleniem na poziomie 64,8 stopnia i okresem orbitowania o wartości 11 godzin i 15 minut. Pozycja orbity GLONASS sprawia że jest on szczególnie odpowiedni do użytku na dużych szerokościach geograficznych (północ i południe), co daje mu w tym przypadku przewagę na GPS. W pełni działająca konstelacja globalna składa się z 24 satelitów, a do pokrycia terytorium Rosji potrzeba 18 satelitów, analogicznie jak w przypadku GPS do ustalenia swojej pozycji odbiornik musi znajdować się w zasięgu przynajmniej 4 satelitów.

Satelity GLONASS transmitują dwa rodzaje sygnału: sygnał standardowy ST - Standartnaya Tochnost oraz sygnał o wysokiej precyzji VT - Visokaya Tochnost. Sygnały wykorzystują podobne kodowanie DSSS (ang. Direct Sequence Spread Spectrum) i binarną modulację PSK (ang. Phase Shift Keying) co amerykański odpowiednik, czyli GPS. Wszystkie satelity GLONASS przesyłają ten sam kod co ich sygnał ST, jednakże każdy transmituje na innej częstotliwości z wykorzystaniem 15-kanalowej techniki FDMA (ang. Frequency-Division Multiple Access). Obejmuje ona każdą stronę transmisji od 1602,0 MHz, znanego jako pasmo L1. Standardowa częstotliwość środkowa to $1602 \text{ MHz} + n * 0,5625 \text{ MHz}$, gdzie jako n oznaczamy numer kanału częstotliwości satelity ($n = -7, -6, -5, \dots, 0, \dots, 6$, poprzednio $0, \dots, 13$). Sygnały przesyłane są pod kątem 38 stopni, przy zastosowaniu polaryzacji kołowej po prawej stronie i EIRP między 25 do 27 dBW, czyli w przybliżeniu 316 do 500 watów. Sygnały pasma L2 używają dokładnie takiego samego FDMA co sygnały pasma L1, wykorzystując jednak inną technikę nadawania przy 1246 MHz, natomiast ich częstotliwość środkowa jest określana przez następujące równanie: $1246 \text{ MHz} + n * 0,4375 \text{ MHz}$, gdzie n obejmuje taki sam zakres numerów częstotliwości kanału satelity jak L1. Od 2008 roku nowy rodzaj sygnałów CDMA (ang. Code Division Multiple Access) jest wykorzystywany w systemach GLONASS, część dokładnej specyfikacji pozostaje utajniona, ale zgodnie z informacjami przekazanymi przez Roskosmos pojawią się trzy otwarte i dwa ograniczone sygnały CDMA. Specyfikacja dla pasma L3 będzie posiadała częstotliwość środkową określoną wzorem $1202 \text{ MHz} + n * 0,4375 \text{ MHz}$, zatem separacja między częstotliwościami nośnymi będzie taka sama jak w przypadku pasma L2. Przy okazji wykorzystany zostanie standardowy system modulacji BPSK zarówno



Na czerwono oznaczono satelity będące w trakcie konserwacji, satelity oznaczone na niebiesko są w pełni funkcjonalne.

Rys. 1.10 Antypodalne przedstawienie satelitów GLONASS

dla kanału danych, jak i kanału pilota. Transmisja kodu określającego odległość pomiędzy satelitą i odbiornikiem transmitowana jest z szybkością 10,23 miliona chipów na sekundę.

Nominalne wartości częstotliwości nośnych FDMA L1, L2 i L3 możemy zatem, zgodnie z wcześniejszymi danymi zdefiniować wzorami:

$$f_{nL1} = f_{0L1} + n\Delta f_{L1} \quad (1.10)$$

$$f_{nL2} = f_{0L2} + n\Delta f_{L2} \quad (1.11)$$

$$f_{nL3} = f_{0L3} + n\Delta f_{L3} \quad (1.12)$$

Gdzie:

n oznacza numer kanału częstotliwości satelity,

$f_{0L1} = 1602$ MHz dla pasma GLONASS L1,

$\Delta fL1$ = separacja częstotliwości 562,5 kHz między częstotliwościami nośnymi GLONASS w paśmie L1,

f_{0L2} = 1246 MHz dla pasma GLONASS L2,

$\Delta fL2$ = separacja częstotliwości 437.5 kHz między częstotliwościami nośnymi GLONASS w paśmie L2,

f_{0L3} = 1201 MHz dla pasma GLONASS L3,

$\Delta fL3$ = separacja częstotliwości 437.5 kHz między częstotliwościami nośnymi GLONASS w paśmie L3,

1.2.3 CNSS BeiDou/Compass

System nawigacji satelitarnej BeiDou, z chińskiego Běidǒu Wèixīng Dǎoháng Xìtǒng, to GNSS składający się z dwóch konstelacji satelitarnych, stworzony przez Chińską Republikę Ludową dla potrzeb Chińskiej Armii Ludowo-Wyzwoleńczej. Pierwszy test z wykorzystaniem dwóch satelitów komunikacyjnych DFH-2/2A przeprowadzono w 1989 roku ze względu na potrzebę posiadania przez ChRL niezależnego, regionalnego systemu nawigacji opartego na satelitach geostacjonarnych, podczas testów wykazano że precyzja systemu byłaby zbliżona do amerykańskiego GPS. W konsekwencji w 1993 roku wystartował więc oficjalny program BeiDou, a do 2003 roku ukończoną I fazę demonstracyjną, eksperymentalna wersja BeiDou składała się z 3 satelitów. Od 2012 system określany już jako COMPASS/BeiDou-2 osiągnął pełną sprawność w zakresie realizowania precyzyjnych usług pozycjonowania oraz nawigacji w regionie Azji i Pacyfiku, system ten nie był rozszerzeniem wcześniejszej wersji tylko po prostu ją zastąpił. Nową wersję systemu stanowiła konstelacja 35 satelitów, w tym 5 satelitów geostacjonarnych zapewniających zgodność wsteczną ze starszym BeiDou i 30 satelitów poza orbitą geostacjonarną.

W kwestii technologicznej sygnał określający odległość jest oparty na zasadzie CDMA, ma złożoną strukturę bardzo podobną do transmisji charakterystycznej dla Galileo lub zmodernizowanych GPS. Podobnie jak w przypadku innych systemów globalnej nawigacji satelitarnej, istnieją dwa poziomy usługi pozycjonowania: standardowe, otwarte usługi publiczne i specjalne, ograniczone usługi wojskowe, ponadto od drugiej wersji systemu, Beidou wyposażony jest w laserowe układy retroreflektorowe dla satelitarnego, laserowego pomiaru odległości i weryfikacji jakości orbity. W zakresie obecnej, trzeciej fazy rozwoju systemu BeiDou-3, określanej jako BDS-3 w skład systemu

wchodzą trzy satelity geostacjonarne, trzy satelity w standardzie IGSO o poziomie nachylenia wynoszącym 55° oraz dwadzieścia cztery satelity MEO, czyli znajdujących się w obszarze tzw. średniej orbity okołoziemskiej (2000 - 35786 km).

Typ sygnału BeiDou	B1I	B1Q	B1C	B1A	B2I	B2Q	B2a	B2b	B3I	B3Q	B3A
Typ sygnału GIOVE/COMPASS	E2-I	E2-Q	E1-I	E1-Q	E5B-I	E5B-Q	E5a	E5b	E6-I	E6-Q	-
Typ usługi	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Otwarta	Otwarta	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Wymagająca autoryzacji
Typ modulacji kodu	BPSK(2)	BPSK(2)	MBOC(6,1,1/11)	BOC(14,2)	BPSK(2)	BPSK(10)	AltBOC(15,10)	AltBOC(15,10)	BPSK(10)	BPSK(10)	BOC(15,2,5)
Częstotliwość nośna (MHz)	1561.098	1561.098	1575.42	1575.42	1207.14	1207.14	1176.45	1207.14	1268.52	1268.52	1268.52
Szybkość transmisji (Mchips/s)	2.046	2.046			2.046	10.230			10.230	10.230	
Okres transmisji kodu (ms)	1.0	>400			1.0	>160			1.0	>160	
Szerokość pasma (MHz)	4.092	4.092	4.092	4.092	24	24	24	24	24	24	24
Technika transmisji	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA

Tab. 1.2 Charakterystyka sygnałów BeiDou, BeiDou-2/Compass i BeiDou-3

W zależności od typu usługi w zakresie dokładności występują dwa schematy, wersja otwarta do użytku cywilnego określa pozycję z precyzją do 10 metrów, synchronizacja zegarów jest wykonywana z dokładnością do 10 nanosekund, a zmierzona prędkość wykonywana jest z dokładnością do 0.2 metra na sekundę. Specjalna wersja wojskowa, do której dostęp ma wyłącznie Chińska Armia Ludowo-Wyzwoleńcza oraz Siły Zbrojne Pakistanu, charakteryzuje się precyzją lokalizacji wynoszącą 10 centymetrów, ponadto umożliwia użytkownikowi pełen dostęp do informacji o stanie systemu.

Określenie działania procesu modulacji sygnału w przypadku standardowego B2Q będzie się prezentować następująco: Sygnał $S_{B2Q}(t)$ jest generowany bezpośrednio przez modulację danych wysłanych w wiadomości nawigacyjnej $D_{B2Q}(t)$ w zakresie kodu sygnału $C_{B2Q}(t)$ (wszystkie w przedziale czasowym). Matematyczne równanie opisujące ten proces będzie miało postać:

$$S_{B2Q}(t) = \frac{1}{\sqrt{2}} D_{B2Q}(t) \cdot C_{B2Q}(t) \quad (1.13)$$

gdzie $D_{B2Q}(t)$ ma postać:

$$D_{B2Q}(t) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} d_{B2Q}[k] p_{T_{B2Q}}(t - kT_{B2Q}) \quad (1.14)$$

przy czym d_{B2Q} jest po prostu danymi kodu komunikatu nawigacyjnego, T_{B2Q} określa szerokość chipu danych kody sygnału, a $p_{T_{B2Q}}(t)$ oznacza impuls prostokątny o szerokości T_{B2Q} .

Natomiast C_{B2Q} będzie określone przez następujące równanie:

$$C_{B2Q}(t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \sum_{k=0}^{N_{B2Q}-1} c_{B2Q}[k] p_{T_{c_{B2Q}}}(t - (N_{B2Q}n + k)T_{c_{B2Q}}) \quad (1.15)$$

gdzie $C_{B2Q}(t)$ jest sekwencją przesyłanego kodu dla sygnału B2Q (możliwe wartości to ± 1); N_{B2Q} jest wartością długości przesyłanego kodu, zgodnie wartością z tabeli 1.2 wynoszącą 10230 Mchips/s; $T_{c_{B2Q}} = \frac{1}{R_{c_{B2Q}}}$ okresem wysłania „chipu/porcji” przesyłanego kodu, natomiast $R_{c_{B2Q}} = 10.23$ Mb/s jest standardową dla B2Q wartością przesyłanego sygnału; $p_{T_{c_{B2Q}}}(t)$ jest impulsem prostokątnym o czasie trwania $T_{c_{B2Q}}$.

1.2.4 Galileo

Globalny system nawigacji satelitarnej utworzony z inicjatywy Unii Europejskiej za pośrednictwem Europejskiej Agencji Kosmicznej ESA(ang. European Space Agency). Obsługą systemu zajmuje się bezpośrednio Europejska Agencja GNSS, z sektorami operacyjnymi w różnych państwach UE, siedziba znajduje się na terenie Czech w Pradze, natomiast główne centra operacyjne w Oberpfaffenhofen w Niemczech oraz Fucino we Włoszech. System globalnej nawigacji satelitarnej Galileo rozpoczął swoją działalność w 2016 roku.

Najważniejszym celem stworzenia systemu, było uzyskanie przez państwa członkowskie Unii Europejskiej możliwości wykorzystywania niezależnego systemu pozycjonowania satelitarnego o zasięgu globalnym, bez konieczności polegania na rozwiązaniach zagranicznych systemów takich jak GPS lub GLONASS. Wdrożenie własnego systemu i jego pełna integracja była podyktowana możliwością wyłączenia lub degradacji systemów amerykańskich i rosyjskich w dowolnym momencie przez ich operatorów.

Pierwszy satelita testowy Galileo GIOVE-A, został wystrzelony w 2005 roku, natomiast pierwszy satelita wchodzący w skład podstawowego systemu operacyjnego wystrzelono 21 października 2011 roku. Na początku roku 2020 konstelacja posiadała 26 wystrzelonych satelitów, w tym 22 w pełni sprawne i wykorzystywane w realizacji usług. Spośród 22 aktywnych satelitów systemu trzy są typu IOV (ang. In Orbit Validation), natomiast reszta 19 satelitów są określane jako typ FOC (ang. Full Operational Capability).

System Galileo jest precyzyjniejszy od GPS, również w zastosowaniach wojskowych. Dla porównania dokładność GPS określa się na poziomie 3 metrów w przypadku zastosowań cywilnych, natomiast system lokalizacji Galileo pozwala na osiągnięcie precyzji poniżej jednego metra. Mimo że Galileo został stworzony w przeciwieństwie do innych systemów globalnych jako system do użytku cywilnego, może zostać z powodzeniem wykorzystywany w działaniach NATO. W przypadku wykorzystania specjalistycznych, autoryzowanych usług z zaszyfrowanym sygnałem do użytku rządowego lub wojskowego, można się spodziewać precyzji na poziomie 20cm.

W przypadku GPS dostępny jest tylko jeden sygnał satelitarny, Galileo wykorzystuje różne typy sygnałów, przy zróżnicowanych długościach kodu, o różnej charakterystyce co przekłada się na lepszą optymalizację dla odbiorców usług jego sieci satelitarnej. Posiadanie dużej ilości sygnałów pozwala również użytkownikowi Galileo na precyzyjniejsze oszacowanie opóźnienia podczas przesyłania sygnałów przez jonosferę. Zasadniczo opóźnienie to powoduje że pomiar odległości od satelity do odbiornika, wykonany przez odbiornik wydaje się większy niż jest w rzeczywistości i w przypadku braku poprawnej korekcji doprowadza w konkretnych przypadkach do znacznych błędów pozycjonowania.

Typ sygnału Galileo	E1-B	E1-C	E5A-I	E5B-I	E5A-Q	E5B-Q	E6-I	E6-Q
Typ usługi	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Otwarta	Otwarta	Otwarta	Wymagająca autoryzacji	Wymagająca autoryzacji	Otwarta
Typ modulacji kodu	CBOC(6,1,1/11)	BOCcos(15,2.5)	AltBOC(15,10)	AltBOC(15,10)	BPSK(5)	BPSK(5)	BPSK(5)	BOCcos(10,5)
Częstotliwość nośna (MHz)	1575.42	1575.42	1176.45	1176.45	1207.14	1207.14	1278.75	1278.75
Szybkość transmisji (Mchips/s)	1.023	1.023	10.230	10.230	10.230	10.230		10.230
Okres transmisji kodu (ms)	1.0	>400	1.0	1.0	>160	>160		
Szerokość pasma (MHz)	4.092	4.092	10.230	10.230	10.230	10.230		10.230
Technika transmisji	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA	CDMA

Tab. 1.3 Plan dla charakterystyki sygnałów Galileo

Kwestia cywilnego pochodzenia systemu Galileo ma jeszcze jedną istotną zaletę, w przeciwieństwie do systemów tworzonych bezpośrednio do użytku wojskowego, system cywilny posiada znacznie wyższe normy w zakresie bezpieczeństwa, Galileo ze względu na lepszą kompatybilność w komunikacji z innymi systemami satelitarnymi pozwala na znaczną optymalizację w zakresie logistycznym. Dochodzi jeszcze oprócz możliwości integracji z innymi GNSS ułatwienie w przypadku tworzenia segmentu operacyjnego dla poszczególnych środków walki i dowodzenia, w tym pojazdów bezzałogowych. W zastosowaniach wojskowych Galileo jest również skuteczniejszy w kwestii dostarczania informacji lokalizacyjnych w terenach mocno zurbanizowanych.

1.2.5 IRNSS

Czyli dokładnie Indyjski Regionalny System Nawigacji Satelitarnej IRNSS (ang. Indian Regional Navigation Satellite System), posiadający również nazwę operacyjną NavIC. Jest to regionalny, autonomiczny system stworzony przez Indie i obejmujący całe ich terytorium wraz z regionem rozciągającym się 1500 km wokół. Obecnie w skład systemu wchodzi konstelacja siedmiu satelitów oraz 2 dodatkowych satelitów gotowych do wystrzelenia w razie potrzeby.

Konstelacja systemu IRNSS działa od początku 2018 roku, posiada dwa rodzaje świadczonych usług, standardowa usługa dostępna do użytku cywilnego, oraz zaszyfrowaną usługę z ograniczonym dostępem dla użytkowników specjalnie upoważnionych, w tym wojska. Opracowanie systemu było niezbędne dla Indii z militarnego punktu widzenia, zwłaszcza biorąc pod uwagę sytuację całkowitego wyłączenia dostępu do danych GPS przez Stany Zjednoczone w 1999 roku, podczas pakistańsko-indyjskiego konfliktu o Kargil.

Od 2013 roku IRNSS posiada ustawowo zgłoszone swoje częstotliwości widma oraz orbit satelitów systemu globalnego w przestrzeni międzynarodowej. Projekt nazywany jest GINS (ang. Global Indian Navigation System), podczas analizy systemu można założyć w przyszłości konstelację złożoną z 24 satelitów umieszczonych na wysokości 24 000 km nad ziemią, w przypadku systemu globalnego. System operuje na podobnych charakterystykach sygnału co w przypadku GPS, jest to bowiem sygnał L5 od A do C o częstotliwości nośnej 1191.795 MHz. Całość oczywiście standardowo w technologii CDMA, sama kwestia modulacji to BOC (10,2) oraz BPSK(10), szerokość pasma 2.046 i 10.23 MHz. Niewiele jest informacji o sygnale wojskowym, ale częstotliwość nośna sygnału S (S-band) wynosi najprawdopodobniej

2491.75 MHz. Od niedawna (2020 rok) zgodnie z ustawą NDAA (National Defense Authorization Act), NavIC czyli IRNSS wraz z Galileo oraz QZSS (ang. Quazi Zenith Satellite System) są uznawane przez USA za sojusznicze systemy nawigacji satelitarnej, w segmencie operacji wojskowych.

2. System naprowadzania

Systemem naprowadzania możemy określić wirtualne lub fizyczne urządzenie, bądź grupę urządzeń realizujących proces sterowania ruchem konkretnego, poruszającego się statku, samolotu, pocisku, rakiety, satelity lub innego ruchomego obiektu. Sam proces naprowadzania to obliczanie zmian położenia, prędkości, wysokości lub szybkości obrotu poruszającego się obiektu, wymagany do podążania określoną trajektorią oraz profilem wysokości na podstawie informacji o stanie ruchu obiektu.

System naprowadzania jest zazwyczaj całością systemu, na który składają się jeszcze kolejno systemy nawigacji oraz kontroli. Podczas gdy system nawigacji odnosi się do procesu funkcjonowania systemów odpowiedzialnych za obliczenia aktualnej pozycji oraz orientacji obiektu na podstawie danych uzyskanych z czujników, takich jak specjalistyczne kompasy, odbiorniki GPS, akcelerometry, wysokościomierze etc., to dane wyjściowe systemu nawigacyjnego są danymi wejściowymi dla domyślnego systemu naprowadzania, między innymi takimi jak warunki środowiskowe lub charakterystyka i zestaw funkcjonalności pojazdu. Uogólniając, system naprowadzania oblicza instrukcje dla systemu sterowania, który obejmuje obsługę urządzeń takich jak silniki pojazdu, koła reakcyjne, powierzchnie sterowania etc., które wchodzi w skład systemu urządzeń odpowiedzialnych za manipulowanie torem oraz orientacją lotu obiektu bez bezpośredniej lub pod ciągłą, bezpośrednią kontrolą człowieka

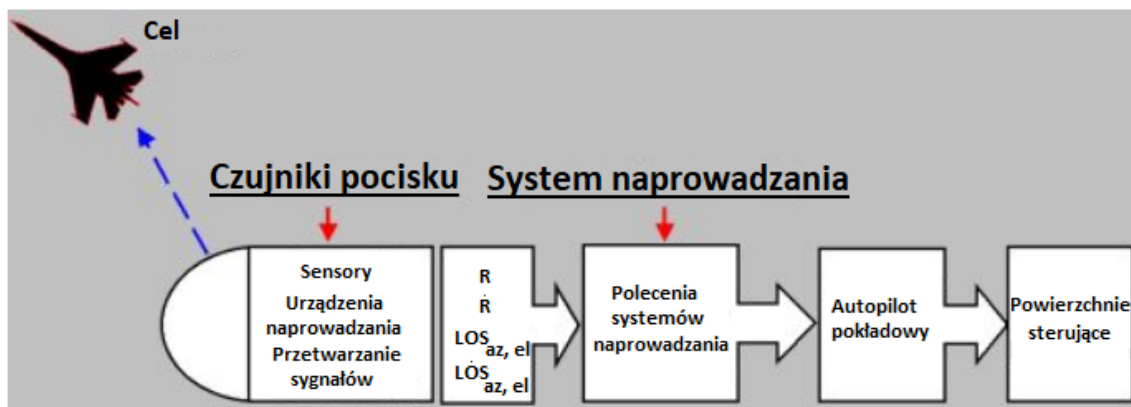
Jednym z najwcześniejszych przykładów prawdziwego funkcjonalnego przodka obecnie stosowanych systemów naprowadzania jest ten zastosowany w niemieckim projekcie bomby latającej z okresu II Wojny Światowej Fiesler Fi-103 o bliżej rozpoznawalnej nazwie V1. System nawigacyjny składał się z prostego żyroskopu, czujnika prędkości i wysokościomierza. Instrukcje nawigacyjne dotyczyły wysokości i prędkości docelowej, czasu przelotu oraz czasu wyłączenia silnika.

2.1 Charakterystyka systemów naprowadzania

W zasadniczym systemie naprowadzania całość składa się z trzech głównych podsekcji w których wyróżniamy: sekcję danych wejściowych, sekcje przetwarzania informacji oraz sekcję wyjściową, czyli wynikową. Sekcja wejściowa obejmuje czujniki, zaprogramowane dane dotyczące trasy obiektu, łącza radiowe i satelitarne oraz inne źródła informacji. Na sekcję przetwarzającą informację składa się przeważnie grupa kilku procesorów CPU (ang. Central Processing Unit), integruje ona dane uzyskane przez sekcję danych wejściowych i określa jakie są niezbędne działania w celu osiągnięcia zaplanowanego kursu obiektu. Informacje ta jest następnie przekazywana w charakterze danych wyjściowych do urządzeń odpowiedzialnych za przebieg działania. Mogą się na nie składać urządzenia sterujące prędkością poprzez interakcję z urządzeniami takimi jak turbiny, pompy paliwowe etc., lub bardziej bezpośrednio wpływać na kurs lotu poprzez sterowanie lotkami, sterami lub innymi urządzeniami sterującymi.

2.2 Rodzaje systemów naprowadzania

Systemy naprowadzania pocisków raketowych są przeważnie dzielone w zależności od przeznaczenia, dokładnie są to systemy przeznaczone do atakowania celów stacjonarnych oraz celów ruchomych. Wydzielamy dwie ogólne kategorie GOT (ang. Go-To-Target) przeznaczone do namierzania celów ruchomych, lecz pozwalających również na eliminację celów stacjonarnych. Oraz GOLIS (ang. Go-To-Location-In-Space) ograniczone wyłącznie do namierzania celów nieruchomych lub praktycznie nieruchomych. Trajektoria lotu jaką podąża pocisk podczas ataku na poruszający się cel zależy bezpośrednio od ruchu celu. Poruszający się cel może również stanowić bezpośrednie zagrożenie dla systemu wystrzeliwującego pocisk, co jest bardzo istotnym aspektem podczas planowania trajektorii lotu pocisku w celu jak najszybszej eliminacji potencjalnego zagrożenia. W przypadku systemów GOLIS taki problem nie występuje ze względu na stacjonarny charakter celu. Zazwyczaj systemy wojskowe łączą kilka oddzielnych metod naprowadzania, klasyfikacja konkretnego typu pocisku jako używającego danego typu naprowadzania nie jest zatem zawsze możliwa, ze względu na konkretne metody działania systemów wspomagających.

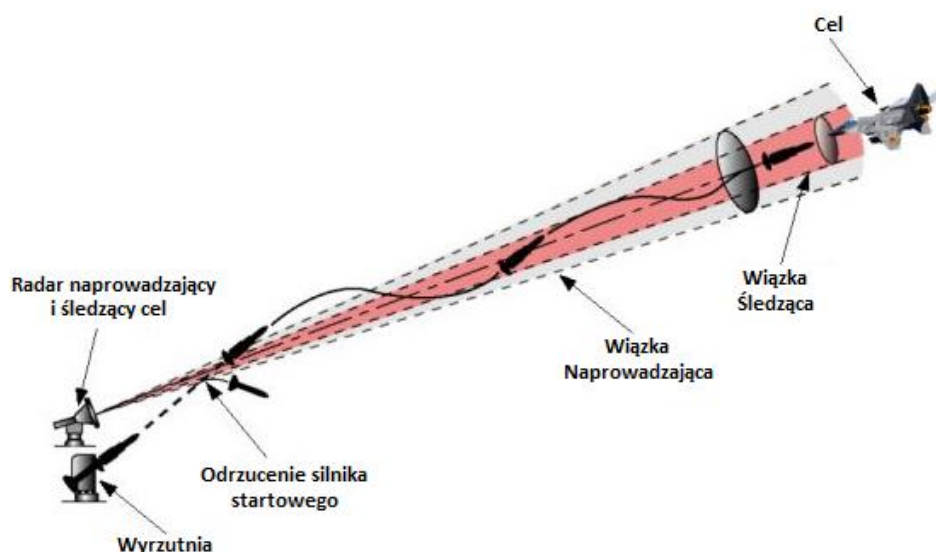


Rys. 2.1 Podstawowy schemat systemu naprowadzania

2.2.1 Naprowadzanie wiązką (LOSBR)

Koncepcja takiego typu naprowadzania opiera się na funkcjonowaniu zewnętrznej, naziemnej lub okrętowej stacji radarowej przesyłającej wiązkę energii radarowej w kierunku celu. Specjalistyczny radar powierzchniowy śledzi cel i na bieżąco prowadzi wiązkę, regulując kąt zgodnie z trasą poruszającego się celu.

Angielskie nazewnictwo systemu kierowania wynika bezpośrednio z metody jego działania, LOSBR (Line-Of-Sight Beam Riding) wykorzystuje w zależności od konstrukcji wiązkę radarową, najczęściej radiową, radarową lub laserową, która jest kierowana i utrzymywana na celu, a detektory wystrzelonego pocisku utrzymują go w środku tej wiązki. Takie systemy są przeważnie określane również w polskich źródłach jako SACLOS (ang. Semi-Automatic Command to Line of Sight), czyli jako metoda półautomatycznego kierowania po linii obserwacji, najczęściej takie są, ale niekoniecznie muszą. W konkretnych systemach wiązka może być częścią zautomatyzowanego, radarowego systemu śledzenia. Przykładem mogą być późniejsze wersje pocisku RIM-8 Talos używanego podczas konfliktu w Wietnamie. W tym przypadku wiązka radaru była wykorzystywana do wyniesienia pocisku w lot po wysokim łuku, a następnie stopniowo obniżana w płaszczyźnie pionowej samolotu będącego celem pocisku, w ostatnich momentach przed uderzeniem aktywowany był system samonaprowadzania półaktywnego, dawało to wrogiej maszynie minimalny czas na reakcję.



Rys. 2.2 Metoda Naprowadzania Wiązka

W przypadku naprowadzania wiązką pocisk zostaje wystrzelony w obszar tej wiązki naprowadzającej i wykorzystuje ją jako wyznacznik kierunku lotu do celu. Systemy detekcyjne na pokładzie pocisku wykrywają obecność wiązki i określają jak blisko jej krawędzi znajduje się pocisk. Informacje te są wykorzystywane do wysyłania sygnałów sterujących dla elementów powierzchni sterujących, aby utrzymać pocisk w promieniu na pożądanym kursie, w ten sposób pocisk podąża zewnętrzną wiązką radaru bezpośrednio do celu.

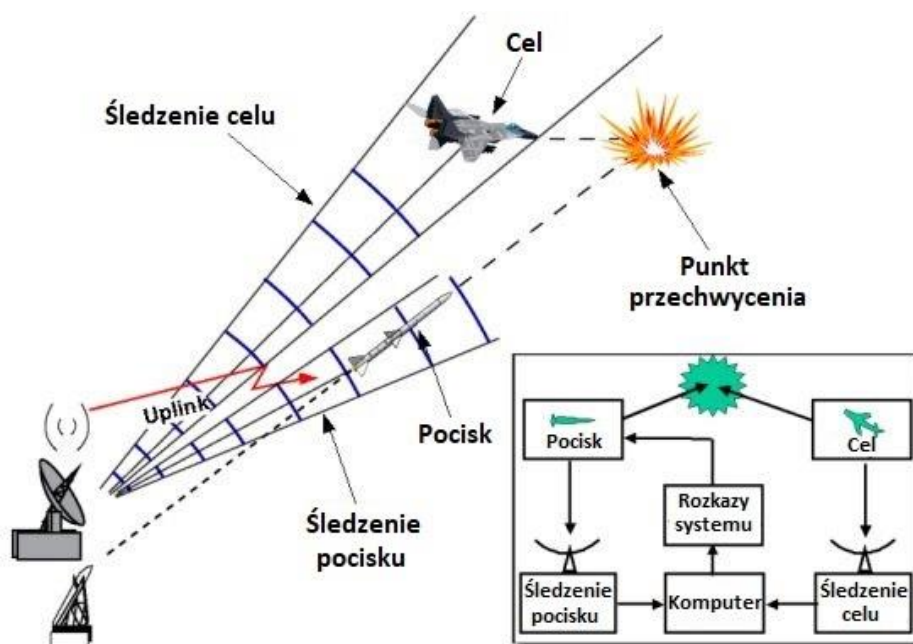
Rozwój i wykorzystanie tego systemu zostało prawie całkowicie zaniechane w latach 60-tych XX wieku, ze względu na poważny problem z namierzaniem celów na większych odległościach i kosztami ewentualnych usprawnień. System stał się ponownie niesamowicie popularny w latach 90-tych, wraz z wprowadzeniem bardzo tanich w produkcji przenośnych wskaźników laserowych. Wiązka laserowa ma tę przewagę nad wiązką radarową że może być znacznie węższa, nie zwiększając jednocześnie rozmiaru urządzenia, umożliwia również bardzo proste kodowanie dodatkowych informacji za pomocą środków cyfrowych. Pociski wykorzystujące naprowadzanie laserowe wyposażone w mały odbiornik optyczny w ogonie mogą poruszać się po laserach z podobną łatwością jak starsze systemy oparte na wiązce radarowej, będąc jednocześnie znacznie dokładniejsze. Ponadto, ze względu na fakt że konstrukcja wiązki laserowej jest bardzo wąska wymaga mniejszej ilości mocy, niż w przypadku konstrukcji półaktywnej, w której wymagana jest znacznie większa objętość

przestrzeni dostarczanej dla systemu sterowania pociskiem, zabieg ten wynika z unikania sytuacji w której korpus pocisku blokowałby cały sygnał.

Oczywiście jest to powszechnie stosowane wyłącznie w przypadku mniejszych pocisków krótkiego zasięgu, zarówno w zastosowaniach przeciwlotniczych jak i przeciwpancernych. Przykładem może być niezwykle popularny system ADATS lub rosyjski 9K119 Refleks.

2.2.2 Naprowadzanie komendowe

W przypadku naprowadzania komendowego mówimy o przypadku naprowadzania pocisku, w którym stacja naziemna lub statek powietrzny przekazują sygnały bezpośrednio do kierowanego pocisku za pomocą sygnałów radiowych lub przez specjalny przewód łączący pocisk z wyrzutnią. W przypadku takiego typu sterowania można również przeprowadzić natychmiastową detonację pocisku, nawet bez aktywacji głównego zapalnika pocisku. Zazwyczaj system wydające polecenia naprowadzania śledzi zarówno cel, jak i wystrzelony pocisk za pośrednictwem radaru. System stara się określić niezbędne informacje o położeniu i prędkości celu oraz analogiczne informacje dotyczące wystrzelonego pocisku, w celu zapewnienia optymalnej drogi przecięcia pocisku z celem. W przypadku braku optymalnej drogi dochodzi do korekcji poprzez układ sterowania.



Rys. 2.3 Schemat przedstawiający naprowadzanie komendowe

Jeżeli celem jest przykładowo samolot wykonujący manewry obronne, system naprowadzania stara się na bieżąco aktualizować kurs pocisku aby doprowadzić do przechwycenia celu.

W zależności od działania wyróżniamy następujące systemy naprowadzania komendowego.

Systemy CLOS (ang. Command to Line-of-Sight) wykorzystują tylko współrzędne kątowe między pociskiem a celem. Pocisk znajduje się w linii wzroku między wyrzutnią a celem, a każde odchylenie pocisku od tej linii jest korygowane. Naprowadzanie CLOS jest stosowane głównie w zestawach obrony powietrznej krótkiego zasięgu i zestawach przeciwpancernych.

W przypadku MCLOS (ang. Manual Command to Line-of-Sight) sprawa ma się nieco inaczej, zarówno śledzenie celu jak i kontrola pocisków są wykonywane ręcznie. Operator systemu obserwuje lot pocisku i wykorzystuje system sygnalizacyjny, aby skierować pocisk z powrotem na linię między operatorem a celem. Zasadniczo system sprawdzał się skutecznie głównie wobec wolniejszych celów, wraz ze wzrostem szybkości stał się przestarzały i nieskuteczny.

Jeżeli chodzi SMCLOS (ang. Semi-Manual Command to Line-of-Sight) metoda jest analogiczna jak w przypadku MCLOS, namierzanie pocisku i jego kontrola odbywa się manualnie, wyjątkiem jest fakt że namierzanie celu odbywa się automatycznie.

Następnie wyróżniamy system SACLOS (ang. Semi-Automatic Command to Line-of-Sight), śledzenie celu wykonuje się ręcznie, ale sam proces śledzenia i kontroli wystrzelonego pocisku odbywa się automatycznie. SACLOS pozwala na wystrzelenie pocisku z pozycji niewidocznej dla przeciwnika, jest też dość łatwy w obsłudze. Taka metoda namierzania jest obecnie najpowszechniejsza w przypadku systemów do atakowania celów naziemnych, takich jak jednostki pancerne lub fortyfikacje.

Kolejny jest ACLOS (ang. Automatic Command to Line-of-Sight), różni się od SACLOS tym że zarówno naprowadzanie celu, naprowadzanie pocisku, jak i jego kontrola i sterowanie odbywają się automatycznie.

COLOS (ang. Command Off Line-of-Sight), w tym systemie występuje dość charakterystyczna metoda naprowadzania, konkretnie lokalizator celu jak i lokalizator pocisku mogą być zorientowane w kompletnie różnych kierunkach. System COLOS zapewnia

możliwość przechwycenia celu przez pocisk, lokalizując jednocześnie oba w przestrzeni. W tym przypadku nie wykorzystuje się współrzędnych kątowych jak w systemie CLOS tylko polega się na pomiarze odległości. Aby taki proces był możliwy, stale aktywne muszą być zarówno lokalizatory celu, jak i naprowadzanego pocisku. Natura tych systemów powoduje że zawsze są automatyczne, a radar jest używany jedynie w charakterze czujnika. Co ciekawe system ten jest jednym z pierwszych wykorzystywanych systemów naprowadzania i jest również używany do dzisiaj, np. jako wspomaganie sterowania bezwładnościowego, za pośrednictwem platformy radarowej AN/SPY-1.

Warto również wspomnieć o specyficznym systemie naprowadzania pocisku TGM (ang. Television Guided Missile), jest to rodzaj systemu w którym proces naprowadzania pocisku odbywa się przy pomocy kamery telewizyjnej zainstalowanej w pocisku raketowym lub bombie, z których sygnał jest następnie odsyłany z powrotem do platformy startowej. Tam operator systemu ogląda obraz wyświetlany na ekranie telewizyjnym i koryguje lot pocisku przy pomocy systemu sterowania radiowego. Mimo że istnieją półautomatyczne systemy TGM wyposażone w autopilota wygładzającego ruch pocisku, sam system nie jest automatyczny i nie należy ich mylić z systemami namierzania opierającymi się na kamerach telewizyjnych w celu wyszukiwania kontrastu optycznego i naprowadzaniu na cel przy pomocy obrazu celu. Systemy te nigdy nie były szeroko stosowane ze względu na skuteczność innych metod naprowadzania, jednak wciąż pozostają w użycie gdy potrzebna jest inna trasa podejścia do celu lub precyzja uderzenia.

Niektóre systemy naprowadzania komendowego posiadają dedykowane anteny do komunikacji z pociskiem. W innych przypadkach sam radar jest zdolny do wysłania zakodowanych impulsów, które pocisk odbiera i interpretuje jako konkretne polecenia systemu naprowadzania. Czasami jako wsparcie dla stacji namierzającej montuje się nadajnik radiowy w samym pocisku ułatwiając jego śledzenie, zdarza się również że stację wyposaża się w specjalną antenę wyłącznie do śledzenia pocisku i inną do śledzenia celu. Dobrym przykładem pocisku naprowadzanego komendowo może być eksploatowany przez Ludowe Wojsko Polskie radziecki system przeciwlotniczy S-75M Wołochow. W tym przypadku komunikacja z kabiną nadawczo-odbiorczą (Kryptonim Pelagia) odbywała się poprzez radionadajnik komend (RNK) rakiety, czyli pokładową stację radiolokacyjną, określaną jako radiozapalnik. Wysyłała ona w przestrzeń impulsy w celu wykrycia celu, w przypadku otrzymania siedmiu pozytywnych odpowiedzi zwrotnych następowało poderwanie pocisku.

2.2.3 Naprowadzanie inercyjne

Naprowadzanie inercyjne, nazywane również bezwładnościowym opiera się na urządzeniach wchodzących w skład inercyjnego systemu nawigacji (ang. INS). Mówimy zatem o urządzeniach znajdujących się bezpośrednio na pokładzie pocisku które wykrywają zarówno jego ruch, jak i przyspieszenie niezależnie od kierunku, urządzenia te to dokładne żyroskopy i akcelerometry.

Zadaniem żyroskopu jest pomiar rotacji kątowej w trakcie lotu pocisku. Klasyczny żyroskop mechaniczny wyczuwa stabilność masy obracającej się na sprzęgłach kardana. W nowszych żyroskopach laserowych, pierścieniowych i światłowodowych proces opiera się na interferencji między poszczególnymi wiązkami laserowymi układu. Współczesny, stały postęp w zakresie projektowania i produkcji miniaturowych układów elektromechanicznych (ang. MEMS) pozwalają na opracowywanie coraz tańszych, skuteczniejszych i mniejszych żyroskopów dla systemów użytku wojskowego.

Skoro żyroskopy w przypadku nawigacji bezwładnościowej mierzą ruch kątowy, akcelerometry służą zatem do pomiaru ruchu liniowego. Pomiary przyspieszeń z tych urządzeń są następnie przekształcane na sygnały elektryczne do przetworzenia dla pokładowego systemu autopilota pocisku.

Układ żyroskopu i akcelerometru określa się jako inercyjną jednostkę pomiarową (ang. IMU) stanowiącą inercyjny system nawigacji. System ten wykorzystuje układ tych dwóch urządzeń do wykrywania ruchu pocisku względem jego punktu początkowego. Upraszczając nawigacja inercyjna polega na informowaniu pocisku w którym momencie się znajduje od momentu wystrzelenia i jak powinien się poruszać w celu przechwycenia celu. Komputer pocisku wykorzystuje sygnały z INS do upewnienia się że pocisk porusza się po zaplanowanej trasie. Przykładem pocisku naprowadzanego przy pomocy INS jest amerykański pocisk klasy powietrze-powietrze AIM-120 AMRAMM. Skuteczność tego pocisku spowodowała pojawienie się również wersji ziemia-powietrze SLAMRAAM, pozostaje on w użyciu nieprzerwanie prawie 30 lat, umożliwiając zestrzelenie każdego celu powietrznego znajdującego się nawet poza zasięgiem wzroku (znajdującego się jednak w zasięgu systemu), bez względu na otoczenie i warunki pogodowe.

Trochę więcej w zakresie systemów INS będzie omawianie w rozdziale poświęconym Procesom Nawigacyjnym Systemów Wojskowych.

2.2.4 Naprowadzanie satelitarne

W odróżnieniu od naprowadzania inercyjnego INS, w przypadku naprowadzania satelitarnego mówimy o pomiarze odległości odbywającym się poza pokładem pocisku, pomiar zależy zatem od zewnętrznych sygnałów naprowadzania. Najprostszą formą takiego systemu jest po prostu radiolatarnia, latarnie te przekazują sygnały radiowe odbierane na przykład podczas lotu samolotu. Następnie na podstawie kierunku i siły sygnałów system umieszczony w samolocie może obliczyć swoje położenie względem radiolatarni.

W kontekście właściwego naprowadzania satelitarnego mówimy jednak o globalnym systemie pozycjonowania (ang. GPS). Składa się on z konstelacji 24 satelitów na geosynchronicznej orbicie Ziemi. Jeśli dany odbiornik może odbierać sygnały z co najmniej czterech satelitów systemu, może na bazie tego obliczyć swoją dokładną pozycję w trójwymiarze. Amerykańskie pociski takie AGM-154 JSOW lub seria zestawów ogonowych JDAM do konwersji bomb niekierowanych w broń kierowaną, wykorzystują GPS do określenia swojego położenia w odniesieniu do lokalizacji celu uderzenia. W trakcie lotu pocisk lub bomba wykorzystuje informacje dotyczące swojego położenia. do wysyłania poleceń dla systemu sterowania i korekcji trajektorii lotu.

2.2.5 Astronawigacyjny system naprowadzania

System ten jest oparty na jednej z najprostszych i najwcześniejszych form nawigacji. Samo nawigowanie wykorzystuje pozycje gwiazd do określenia położenia w zakresie szerokości geograficznej na powierzchni Ziemi. Proces naprowadzania odbywa się poprzez porównanie pozycji określonych gwiazd z zapisanym obrazem w pamięci pocisku dla ustalenia optymalnego toru lotu. Taka forma nawigacji wymaga dobrej widoczności gwiazd i ciał niebieskich niezbędnych do określenia pozycji, dlatego w wojskowych systemach do wsparcia naprowadzania astronawigacyjnego wykorzystuje się globalny system pozycjonowania.

Pociskiem wykorzystującym astronawigacyjny system naprowadzania jest amerykański SLBM (ang. Submarine-Launched Ballistic Missile) UGM-133 Trident II czyli pocisk balistyczny klasy woda-ziemia przystosowany do wystrzeliwaniu z pokładów okrętów podwodnych (w tym wypadku typu Ohio i Vanguard). Zastosowany system astronawigacyjny wykorzystuje pozycjonowanie gwiazd do bardzo precyzyjnego dostrojenia dokładności

systemu nawigacji inercyjnej zaraz po starcie pocisku. Zasadniczo możliwość użycia gwiazd jako stałego punktu odniesienia przy stałym określaniu pozycji pocisku pozwala na osiągnięcie znacznej poprawy dokładności i celności uderzenia w zakresie 120-183 metrów. W systemie Trident II osiągnięto to przy pomocy specjalnej kamery zaprogramowanej w celu wykrywania wyłącznie jednej gwiazdy w jej pozycji oczekiwanej przez system naprowadzania.

2.2.6 Naprowadzanie w oparciu o informacje geofizyczne

W przypadku tego typu naprowadzania mówimy o systemie opartym na procesie pomiarów Ziemi w charakterze informacji nawigacyjnych, bezpośrednio chodzi o technikę dokładnego dopasowywania terenu. Metoda ta wymaga przeważnie zastosowania wysokościomierza radarowego, przesyłającego fale radarowe w celu określenia wysokości nad ziemią. Następnie porównując kontury terenu z danymi zaprogramowanymi bezpośrednio w systemie, autopilot pokładowy może określić trasę i prowadzić precyzyjną nawigację.

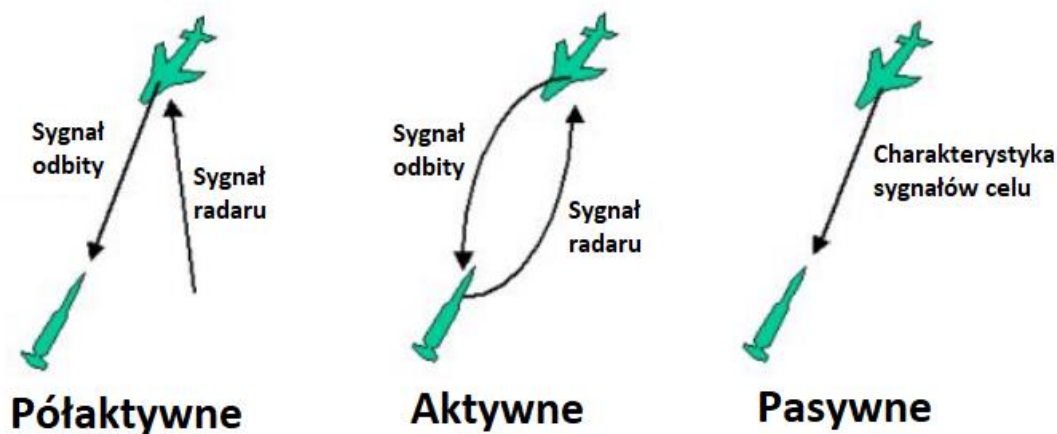
Rozwojową techniką używaną w ówczesnych pociskach jest cyfrowa analiza i dopasowywanie ukształtowania terenu. Pociski wykorzystują tę technikę, porównując obraz widoczny na trasie ich przelotu ze zdjęciami satelitarnymi lub lotniczymi przechowywanymi w komputerze pocisku. Jeżeli jakaś scena się nie zgadza, komputer wysyła natychmiastowe polecenie korekcji do powierzchni sterowych, w celu dostosowania kursu pocisku aż do uzyskania zgodności obu obrazów.

Zarówno pociski manewrujące tożsame z amerykańskim systemem BGM-109 Tomahawk, jak i rodzina rosyjskich pocisków Kalibr np. 3M-54 wykorzystują w swoim procesie naprowadzania cyfrowe porównanie powierzchni terenu. W przypadku przelotu pocisku nad wodą wykorzystywany jest naprowadzanie bezwładnościowe lub satelitarne, a następnie pocisk kieruje się już bezpośrednio wskazaniami DSMAC (ang. Digital Scene Matching Area Correlator) lub TERCOM (ang. Terrain Contour Matching).

2.3 Metody samonaprowadzania

Działanie systemów samonaprowadzania sprowadza się do wykorzystanie w konstrukcji pocisku urządzenia reagującego na konkretną, wyróżniającą cechę przechwytywanego celu. Urządzenie te można dostosować do reagowania na konkretne formy energii i promieniowania, takie jak promieniowanie radiowe, podczerwień, laser odbity, ciepło, dźwięk lub światło widzialne. Wrażliwość urządzenia na dany typ wcześniej wspomnianych form pozwala mu na określenie azymutu i wzniesienia celu pocisku. W przypadku pocisków samonaprowadzanych aktywnie, występuje również możliwość określania zasięgu celu, w zależności od zapotrzebowania.

Samo śledzenie odbywa się przy pomocy ruchomej, fazowanej anteny wyszukującej cel lub szyku antenowego w oparciu o kierunkową charakterystykę promieniowania. Wykrywanie błędu kąтового metodą monopolowego porównania amplitudy jest obecnie preferowane w stosunku do rozwiązań COSRO (ang. Conical-Scan Receive-Only), używanych w starszych systemach. Metoda ta okazała się skuteczniejsza i bardziej przyszłościowa ze względu na wyższą szybkość transmisji danych i krótszy czas odpowiedzi, mimo wszystko do dzisiaj wykorzystuje się metody monopolowego porównania faz lub interferometryczne ze względu na ich zalety w funkcjonalności niektórych systemów.



Rys. 2.4 Typy samonaprowadzania

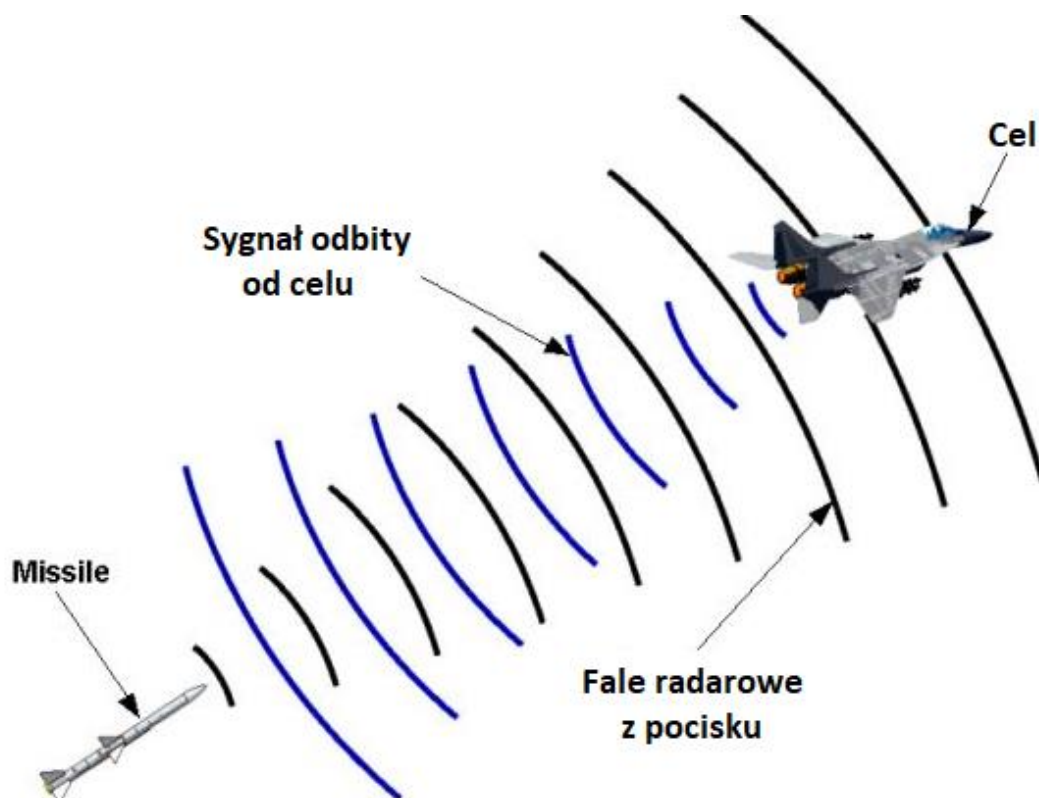
W przypadku samonaprowadzania wyróżniamy trzy typy: wspomniane wcześniej samonaprowadzanie aktywne, półaktywne oraz pasywne. Dany typ samonaprowadzania może być wykorzystany w oparciu o którąkolwiek formę reagowania na dany rodzaj promieniowania lub energii., poza pewnymi wyjątkami. Niemożliwe jest przykładowo zbudowanie samonaprowadzania pasywnego w oparciu o odbicie lasera lub samonaprowadzania aktywnego

na podczerwień, dzieje się tak ze względu na naturę konkretnych form promieniowania i energii.

2.3.1 Samonaprowadzanie aktywne

W samonaprowadzaniu aktywnym pocisk zawiera zarówno nadajnik, jak i odbiornik. Proces wyszukiwania i śledzenia celu przebieg dokładnie tak samo jak w przypadku każdego czujnika śledzącego. Cel jest śledzony przy użyciu geometrii monostatycznej, czyli powracające od przechwytywanego celu echo sygnału przemieszcza się tą samą drogą co przesyłana wcześniej energia sygnału. Komputer pokładowy oblicza następnie kurs i wysyła polecenia do autopilota pocisku w celu przechwycenia.

W przypadku geometrii monostatycznej proces ciągłego przesyłania odbitego sygnału od celu jest najefektywniejszy, niestety niewielki rozmiar pocisku znacząco ogranicza konstrukcję do pracy na wysokich częstotliwościach, przy bardzo małej mocy wyjściowej nadajnika, mocno cierpi na tym zasięg śledzenia.

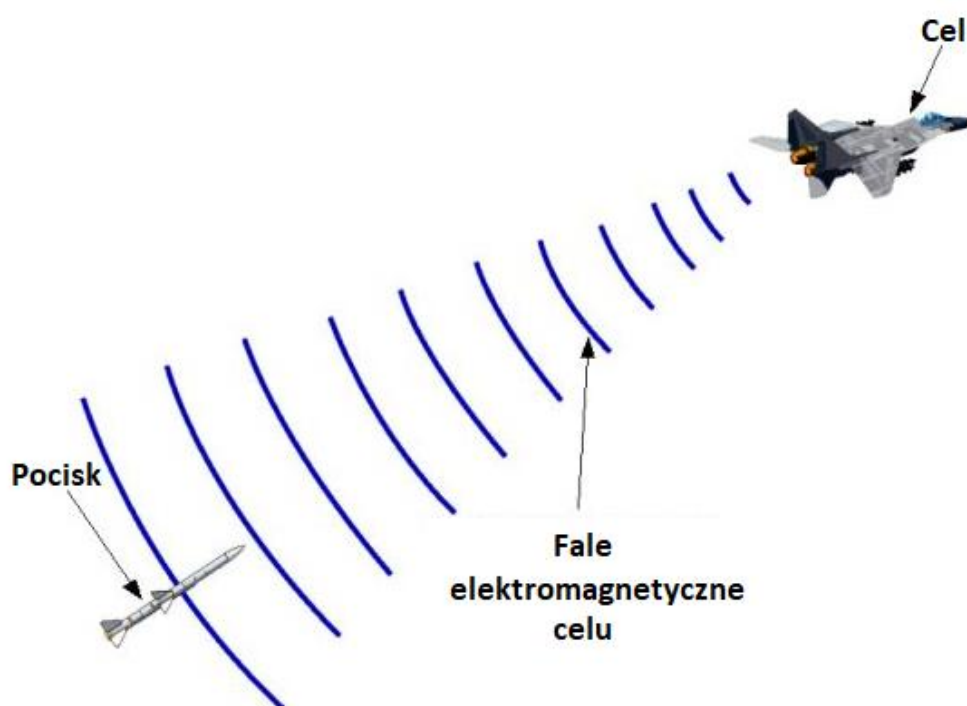


Rys. 2.5 Samonaprowadzanie aktywne

Używanym obecnie, przykładowym przeciwlotniczym pociskiem raketowym naprowadzanym aktywnie jest zmodernizowana wersja rosyjskiego R-77 oznaczana jako R-77P lub RWW-AE. Jest to udana modernizacja skutecznego poprzednika, naprowadzanie odbywa się przy pomocy aktywnej głowicy radiolokacyjnej w przypadku przechwytywania celu na dystansie krótszym od 20 km, jeżeli cel znajduje się dalej to uruchomienie aktywnej radiolokacji włącza się dopiero w zakresie 16-20 km od celu, wcześniej pocisk naprowadzany jest przez system naprowadzania bezwładnościowego.

2.3.2 Samonaprowadzanie pasywne

Ten typ samonaprowadzania jest zależny tylko i wyłącznie od sygnału celu jako wytycznych dla systemu śledzenia. Sygnałem i zakresem tych wytycznych może być zarówno źródło hałasu emitowanego przez dany statek lub łódź podwodną w przypadku pasywnie samonaprowadzającej się torpedy, promieniowanie elektromagnetyczne o częstotliwości fal radiowych (radiofrekwencja RF) pochodzące z czujników w jakie wyposażony jest cel i wykorzystywane w przypadku pocisków ARM (ang. Anti-Radiation Missile), mogą to być również źródła ciepła wytwarzane przez cel takie jak spaliny danego celu kontrastujące z temperaturą, światłem widzialnym lub promieniowaniem (najważniejszy jest kontrast) emitowanym przez wszystkie obiekty w zakresie mikrofali.



Rys. 2.6 Samonaprowadzanie pasywne

Podobnie jak w innych metodach samonaprowadzania pocisk również generuje własne sygnały korekcyjne na podstawie sygnałów odebranych od celu. Zaletą typu pasywnego jest brak wyjątkowego narażenia na działanie antydetekcyjne, dlatego dostępna jest szeroka gamma zakresów form sygnału i częstotliwości. Zasadniczą wadą jest natomiast zależność systemu od współpracy wroga, w tym podatność na wabienie i oszustwa.

Nowoczesnym pociskiem w którym jednym z wykorzystywanych systemów naprowadzania jest naprowadzanie pasywne na bazie termicznej, w tym wypadku na podczerwień IR jest opracowany przez europejskie konsorcjum MBDA pocisk rakietowy MBDA MICA. Zastosowany tutaj termiczny system naprowadzania jest w stanie rozpoznać i odróżnić od celu większość środków przeciwdziałania przechwyceniu przez pocisk, takich jak flary.

2.3.3 Samonaprowadzanie półaktywne SARH

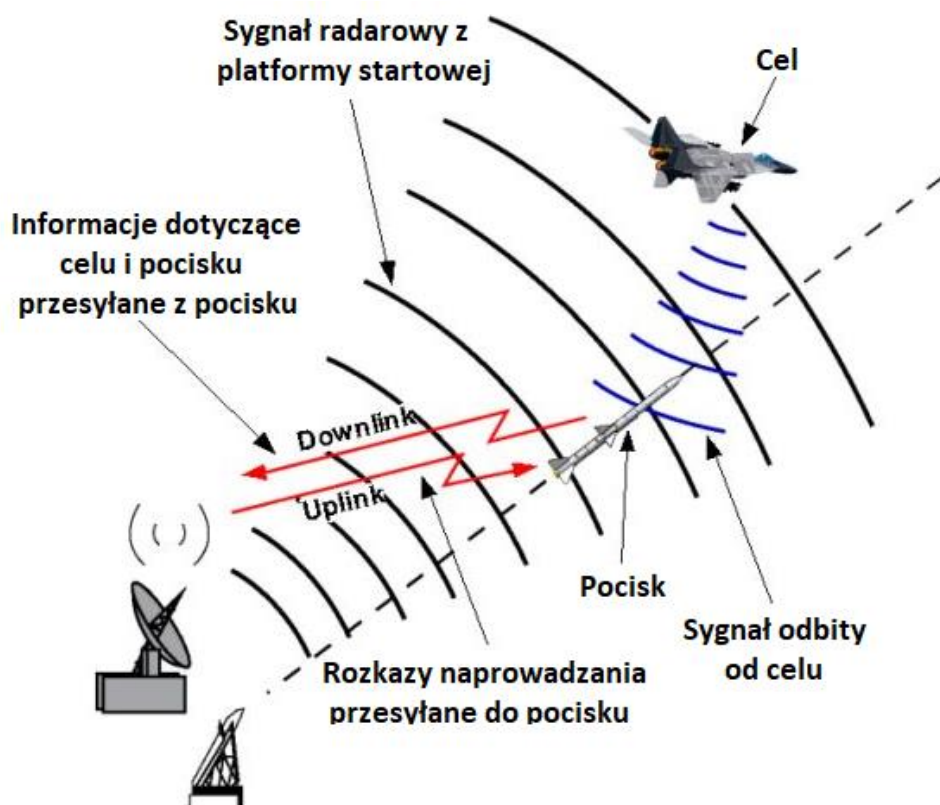
Samonaprowadzanie półaktywne czyli SARH (ang. Semi-Active Radar Homing) oznacza naprowadzanie poprzez oświetlenie celu przez radar śledzący w punkcie kontrolnym, np. podczas startu. Następnie pocisk wyposażony w odbiornik radaru (bez wbudowanego nadajnika) przy pomocy odbitego od celu sygnału radarowego ustala własne wytyczne korygujące tak samo jak w metodzie aktywnej. Różnica polega jednak na wykorzystaniu w typie półaktywnym bistatycznego obicia od celu, oznacza to że odbiornik sygnału w pocisku jak i platforma oświetlająca cel nie znajdują się w tej samej lokalizacji, powracające echo sygnału podążą zatem inną drogą niż sygnał go oświetlający. Ze względu na kształt celu odbity sygnał może nie być efektywnie przesyłany w kierunku odbiornika w pocisku. W skrajnych przypadkach broń może całkowicie stracić możliwość śledzenia celu. Wada ta jest rekompensowana przez możliwość wykorzystania nadajników o większej mocy i dużo bardziej zróżnicowanych zakresach częstotliwości w urządzeniu oświetlającym cel.

Taki system naprowadzania wykorzystuje używany w dzisiejszych czasach amerykański pocisk RIM-162 ESSM, przystosowany bezpośrednio do ochrony okrętów przed atakami lotniczymi i przeciwokrętowymi pociskami manewrującymi. System pocisku korzysta z najnowszej technologii naprowadzania pocisków z różnymi wersjami systemów Aegis / AN / SPY-1 i APAR, przy tradycyjnej metodzie oświetlania celu.

2.3.4 Samonaprowadzanie na bazie retransmisji TVM

Metoda samonaprowadzania na bazie retransmisji lub śledzenia za pośrednictwem pocisku TVM (ang. Track-Via-Missile) jest połączeniem zarówno samonaprowadzania półaktywnego SARH, jak i naprowadzania komendowego. W przypadku tego systemu informacje dla systemu sterowania pociskiem są obliczane w punkcie startu, poprzez analizę danych dotyczących celu i położenia pocisku pochodzących z czujników punktu startowego.

W TVM pocisk zawiera półaktywny system śledzenia, który na bieżąco określa azymut i kąt położenia pocisku względem celu. Informacje te są następnie przesyłane do platformy startowej za pośrednictwem łącza danych Downlink. System kierowania ogniem w platformie startowej może wykorzystać własne dane dotyczące śledzenia celu, pocisku i wytycznych kursu, które są następnie przesyłane poprzez łącze danych Uplink do pocisku. Technika ta jest stosowana w używanych obecnie systemach przeciwlotniczych, antyrakietowych i antybalistycznych, takich jak amerykański MIM-104 PAC-2 Patriot.



Rys. 2.7 Samonaprowadzanie na bazie retransmisji lub śledzenie za pośrednictwem pocisku

Sekcja naprowadzania najpopularniejszej wersji Patriota opiera się głównie na modułowym, cyfrowym systemie naprowadzania powietrznego określanego jako MDAGS (ang. Modular Digital Airborne Guidance System). System wykonuje wszystkie wymagane funkcje naprowadzania od momentu startu pocisku aż do przechwycenia celu. Urządzenie śledzące TVM jest zamontowane w sekcji naprowadzania, składa się z anteny zamontowanej na zintegrowanej platformie bezwładnościowej, elektroniki sterującej anteną oraz standardowego odbiornika i nadajnika. Pakiet sterujący podczas środkowej fazy lotu pocisku znajduje się w przedniej części sekcji głowicy bojowej, składa się on z urządzeń nawigacyjnych, komputera pocisku raketowego i autopilota.

3. Proces nawigacyjny systemów wojskowych

Wojskowe systemy nawigacyjne możemy podzielić na systemy naziemne takie jak Omega, LORAN lub Chayka oraz systemy kosmiczne takie jak SATNAV, TRANSIT, GLONASS, NAVSTAR GPS etc. We wszystkich rodzajach takich systemów, z wyjątkiem niektórych systemów korekcji ostrzału w przypadku jednostek nawodnych gdzie występuje stała aktualizacja pozycji w odniesieniu do punktu orientacyjnego, istnieją ograniczenia częstotliwości przy pomocy której można uzyskać poprawki dotyczące lokalizacji. W rezultacie, między sekwencją ustalania pozycji stosuje się obliczenia na bazie czasu martwego działania urządzenia (czyli odcinek czasu po konkretnym punkcie działania, w którym urządzenie nie działa w pełni możliwości). Zasadniczo przyjmuje się założenia dotyczące ruchu danego obiektu i szacuje chwilowe odchylenia pozycji na podstawie tych założeń, obliczenia na bazie czasu martwego charakteryzuje to, że dokładność szacowanej pozycji nigdy nie może przekroczyć dokładności samej metody nawigacyjnej zastosowanej do uzyskania konkretnego pomiaru, no i oczywiście z upływem czasu dokładność szacowania będzie się stale pogarszać. Obliczenia takie mogą być wykonywane dla prostych układów nawigacji zliczeniowej DR (ang. Dead Reckoning), jak i wykorzystywane przy systemach nawigacji bezwładnościowej, mierzących ruch obiektu w kilku płaszczyznach i integrujących wynik w celu dokładnego oszacowania lokalizacji.

W zależności od określonego systemu nawigacyjnego realizowana jest elektroniczna lub matematyczna stabilizacja komputerowa. Przykładowo jeżeli chodzi o jednostki pływające, to dane dotyczące przechylenia i pochylenia w trakcie ruchu okrętu, są dostarczane

bezpośrednio do systemów NTDS (ang. Naval Tactical Data System), różnego typu sonarów oraz platform uzbrojenia i pocisków raketowych, natomiast dane pochodzące z TACAN są dostarczane do systemów stabilizujących oraz korygujących działania określonych platform sprzętowych jednostki.

Należy pamiętać że sprawność procesu nawigacyjnego bierze się bezpośrednio z dokładności jego urządzeń i słuszności zastosowanej koncepcji działania, zarówno w segmencie technicznym sprzętu i zintegrowanych urządzeń wspierających, jak i w kwestii kalkulacji stojącej za procesem lokalizacyjnym. Powinno się zawsze rozróżniać w przypadku zastosowań wojskowych, nawigację tradycyjną obiektu, jak i jego nawigację taktyczną. Tradycyjna nawigacja, dotyczy przede wszystkim bezpiecznego przemieszczania się obiektu, jego manewrowania i pilotowania z uwzględnieniem naturalnych przeszkód terenowych, niepożądanych efektów pogodowych etc. Nawigacja taktyczna skupia się natomiast na procesie ustalania położenia obiektu względem celu i umożliwieniu zainstalowanym systemom uzbrojenie jego rażenie. W gruncie rzeczy pozycja bezwzględna nie ma znaczenia dla nawigacji taktycznej, poza określeniem lokalizacji celu i koordynacją własnych platform uzbrojenia na tego podstawie.

3.1 Inercyjny system nawigacji

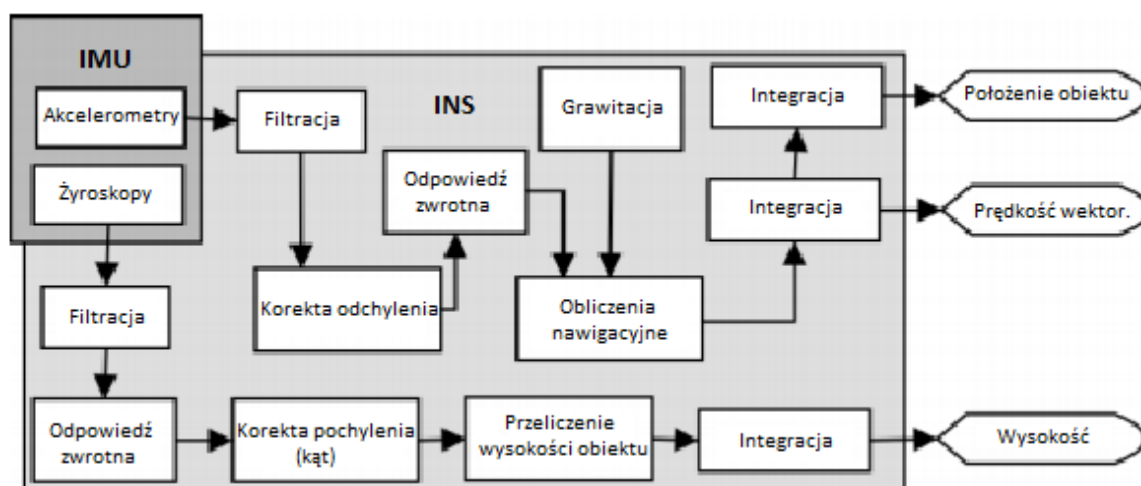
System nawigacji inercyjnej lub inaczej bezwładnościowej (INS), to urządzenie nawigacyjne wykorzystujące komputer w integracji z czujnikami ruchu i czujnikami obrotu do ciągłego wyznaczania lokalizacji wyposażonego weń obiektu poprzez dokładne obliczanie pozycji, orientacji i prędkości, bez potrzeby odwoływania do sprzętu zewnętrznego. W zależności od zastosowania czujniki w systemach INS są często uzupełniane o wysokościomierze, magnetometry lub specjalne urządzenia pomiarowe. Inercyjne systemy nawigacyjne są stosowane zarówno w robotach mobilnych, jak i pojazdach, samolotach, okrętach podwodnych i pociskach kierowanych. Technologia naprowadzania inercyjnego jest wciąż rozwijana mimo popularności systemów takich jak GPS, ze względu na brak zależności w funkcjonowaniu inercyjnych czujników nawigacyjnych od sygnałów radiowych. Po prostu w przeciwieństwie do satelitarnych systemów pozycjonowania nie można ich zagłuszyć, ze względu na charakterystykę ich działania.

Nawigacja inercyjna wykorzystuje układ odniesienia w charakterze trójwymiarowej przestrzeni, natomiast sam obiekt wykorzystujący ten typ nawigacji jest traktowany jako punkt w tym układzie odniesienia. Zgodnie z drugą zasadą dynamiki Newtona, zmiana w ruchu ciała następuje gdy na dane ciało działa konkretne siła. Podział więc równania przez masę obiektu daje rezultat w postaci powstania „specyficznej siły” oddziaływania S (przyspieszenie niegrawitacyjne).

$$\vec{a} = \frac{\vec{F}}{m} = S \quad (3.1)$$

Takie rozumowanie jest niezbędne w przypadku nawigacji inercyjnej, ponieważ akcelerometry wykrywają przyspieszenia z powodu sił wywieranych na obiekt. Siły te są oznaczane jako S . W ten sposób podczas odczytywania informacji w przypadku inercyjnej jednostki pomiarowej IMU, będą to siły właściwe w procesie obliczeń i niezależne od masy (uproszczenie).

Pierwszym opracowanym typem INS był układ kardanowy, w tym przypadku akcelerometry są zamontowane na ruchomej platformie układu kardanowego, która jest zawsze korygowana z zakresem wytycznych nawigacji. W obecnych systemach nawigacji wykorzystuje się jednak raczej układ bezkardanowy (ang. Strap-down), przy tym układzie akcelerometry i żyroskopy są uwzględnione bezpośrednio w układzie współrzędnych obiektu i nie wymagają przemieszczania. Zamiast tego proces śledzenia ruchu obiektu jest obliczany poprzez jednostkę IMU, na tego podstawie wyznacza się dokładne parametry dla układu odniesienia w procesie nawigacji.

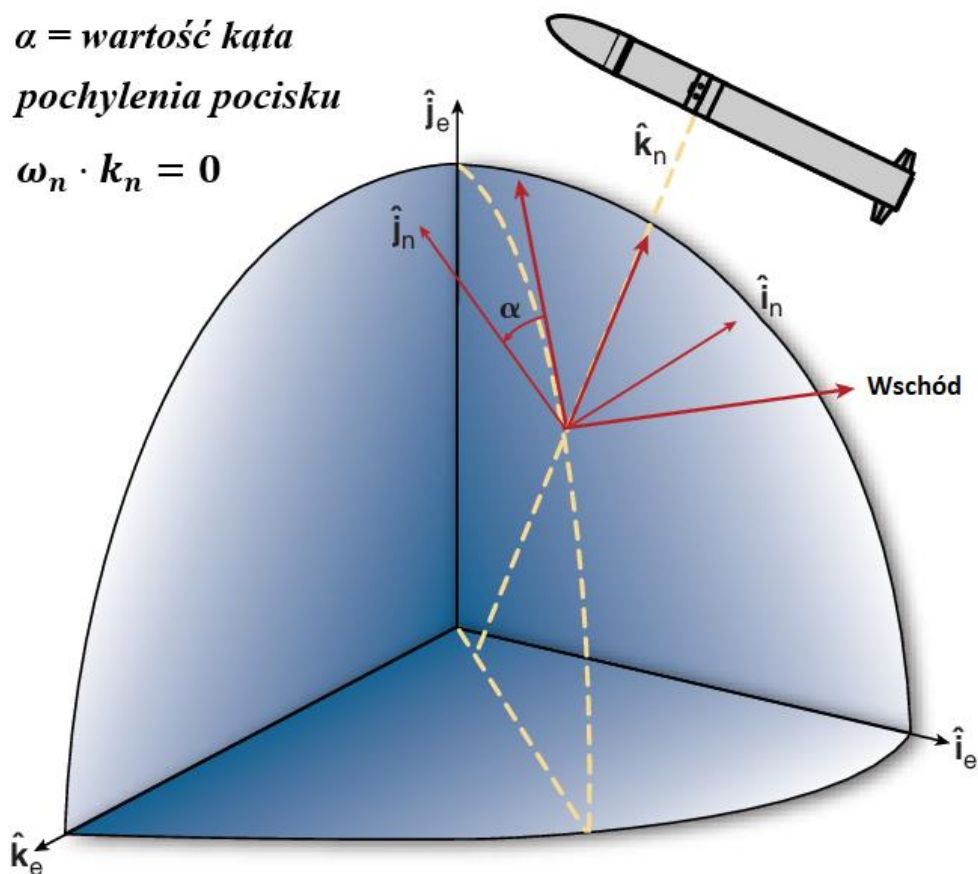


Rys. 3.1 Schemat blokowy niekardanowego układu nawigacji inercyjnej

3.1.1 Samodzielna nawigacja Inercyjna

W większości przypadku INS służy do określania pozycji, prędkości i orientacji obiektu w jego odniesieniu do powierzchni Ziemi. Obliczenia INS opierają się, tak jak wspomniano wcześniej na pomiarach wykonanych przez żyroskopy, są to pomiary prędkości kątowej układu w celu określenia orientacji dla zespołu akcelerometrów. Z kolei pomiary akcelerometrów są integrowane w celu oszacowania jak najdokładniejszej prędkości i położenia obiektu.

Standardowo dla układu odniesienia INS obliczenia w typie układu bezkardanowego wykonywane są na poziomie lokalnym w stosunku do zakresu nawigacji stycznego do powierzchni Ziemi i prostopadłego do lokalnego wektora siły grawitacji oddziałującego na przykładowy pocisk. Ten lokalny zakres odniesienia porusza się w stosunku do powierzchni ziemi wraz z ruchami translacyjnymi pocisku.



Rys. 3.2 Schemat przedstawiający koordynaty nawigacyjne

Osie współrzędnych tego lokalnego układu zawarte w płaszczyźnie stycznej są dalej definiowane w toku obliczeń pozycji, w ten sposób prędkością kątową lokalnego układu

współrzędnych pocisku, wraz z wartością kierunku wertykalnego pocisku przyjmują wartość równą 0. Wynikowa zakresu współrzędnych jest zdefiniowana tak, aby uniknąć wysokiej prędkości kątowej azymutu w pobliżu biegunów. Wartość kąta pochylenia pocisku, jest kątem j_n w odniesieniu do kierunku północnego. Jako v definiujemy prędkość pocisku względem powierzchni Ziemi. Następnie pochodna prędkości po czasie $D_n v$ dana w zakresie współrzędnych układu nawigacji jest określana wzorem:

$$D_n v = S + g + (2\omega_{ie} + \omega_{en}) \cdot v \quad (3.2)$$

Gdzie S jest „specyficzną siłą” (przyspieszenie niegrawitacyjne) właściwą, mierzoną przez akcelerometry, g jest natomiast wektorem grawitacji podczas poruszania się pocisku względem powierzchni Ziemi (wraz z wartością siły dośrodkowej), ω_{ie} to prędkość kątowa Ziemi w stosunku do układu inercjalnego, ω_{en} określa prędkość gotową w odniesieniu nawigacyjnym względem powierzchni Ziemi. Wracając jeszcze do grawitacji g , należy to rozumować jako funkcję wysokości i szerokości geograficznej przy jednoczesnym uwzględnieniu przyspieszenia dośrodkowego spowodowanego ciągłym obracaniem się Ziemi.

3.1.2 Wspomagana nawigacja Inercyjna

Nieco bardziej złożony jest wspomagany system INS, wykorzystuje on zewnętrzne pomiary położenia oraz prędkości pocisku w celu oszacowania i korekcji błędów systemu nawigacji. Cały proces opiera się na algorytmie rekurencyjnym filtra Kalmana i dokładnym procesie analitycznym błędów nawigacyjnych oraz błędów w zewnętrznych pomiarach wspomagających. W zasadzie filtrowi Kalmana będzie poświęcony osobny dział, należałoby jednak przybliżyć nieco jego funkcjonalność przed dalszą analizą problematyki. Filtr ten można zatem krótko przedstawić jako możliwość zmiany dynamiki błędów INS poprzez przepływ czasu dyskretnego w układzie liniowym. Dynamiczny system takiego układu będzie się prezentował następująco:

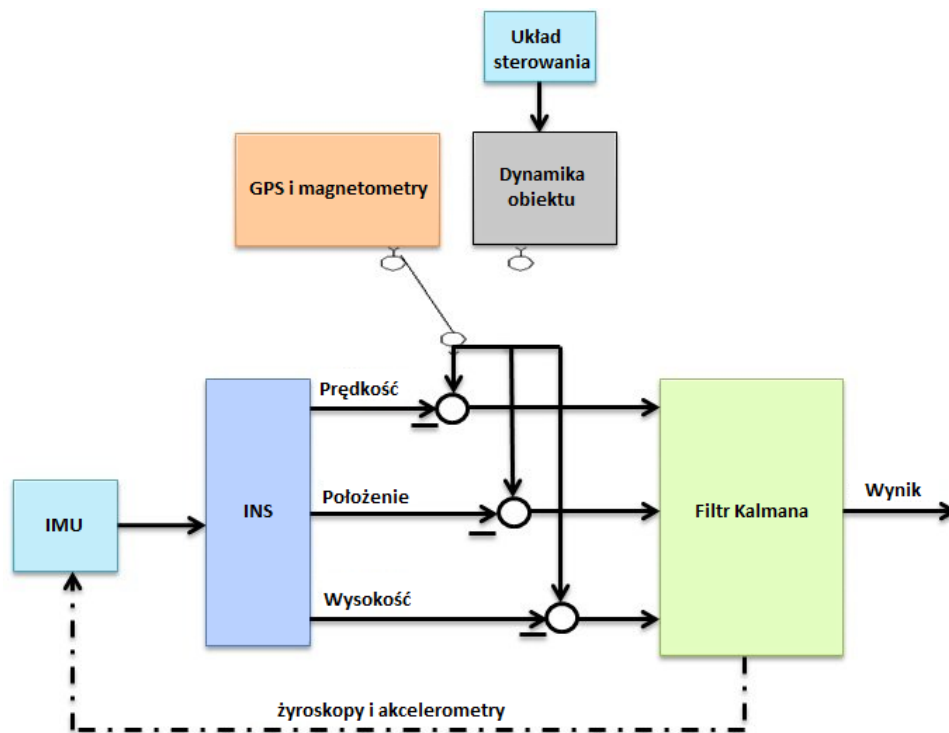
$$x_{k+1} = E_k^{k+1} \cdot x_k + w_k \quad (3.3)$$

Do tego dochodzi również równanie dla pomiarów układu INS:

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (3.4)$$

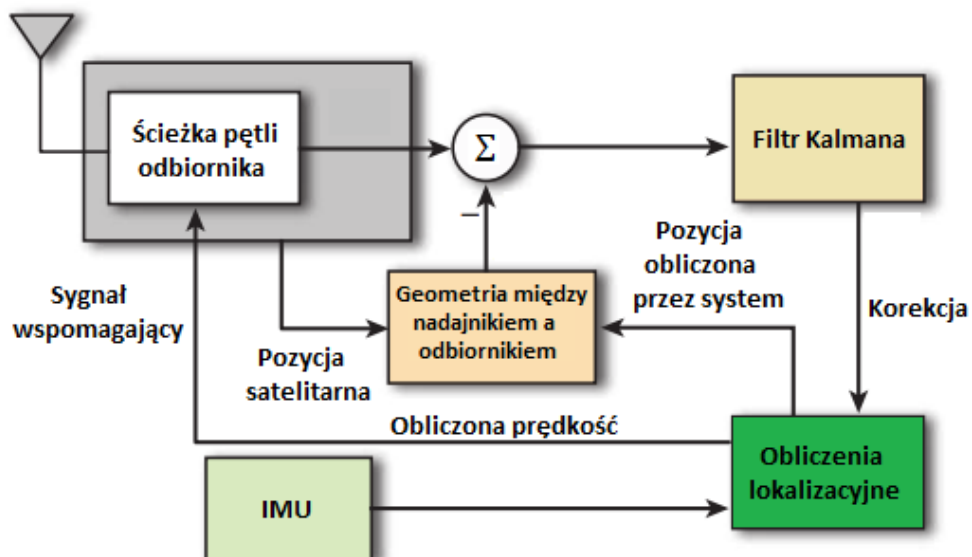
Przy czym x_k jest wektorem stanu dla błędu systemu w ogólnym przepływie czasu t_k , E_k^{k+1} jest odwzorowaniem błędu stanów od czasu t_k do t_{k+1} , w_k oznacza losowy biały szum reprezentujący szum podczas procesu wejściowego, v_k to losowy biały szum dla pomiaru wyjściowego, H_k reprezentuje natomiast charakterystykę pomiarów stanów systemu i szumu wyjściowego v_k (macierz).

W przypadku inercyjnego systemu naprowadzania często stosuje się wspomaganie naprowadzania poprzez zewnętrzny radar śledzenia pocisku oraz zintegrowany odbiornik GPS. W takiej konfiguracji systemu pomiary żyroskopów i akcelerometrów IMU (o częstotliwości zależnej od systemu) są przesyłane do komputera nawigacyjnego. Pomiary te są następnie poddawane korekcji przez algorytm filtra Kalmana, w celu oszacowania błędów sprzętu pomiarowego i aktualizacji obliczeń położenia pocisku, na podstawie skorygowanych danych lokalizacyjnych. Dane są te następnie porównywane ze systemami wspomaganie algorytmu obliczeniowego filtra Kalmana, wykonywana jest na tej podstawie również aktualizacja stanu filtra. GPS jest powszechnie wykorzystywane jako wsparcie dla systemu naprowadzania inercyjnego ze względu na niski koszt takiej integracji. W sumie wyróżnia się dwie podstawowe formy wsparcia uzyskiwanego dzięki GPS, pierwsze rozwiązanie wykorzystuje pozycję w analizie prędkości zastosowanej w odbiorniku GPS, kolejne wykorzystuje natomiast bardziej podstawowe pomiary pseudoodległości uzyskane przez GPS. Zaletą drugiego podejścia jest możliwość ciągłej aktualizacji danych nawigacji, ze względu na specyfikę działania GPS opartą na komunikacji z minimum czterema satelitami. Ścisłe sprzężenie tego podejścia pozwala również na uniknięcie problemów i ewentualnej możliwości korelacji szumów i problemów stabilności przy zastosowaniu większej ilości filtrów.



Rys. 3.3 Przykładowa konfiguracji integracji INS/GPS

Wykorzystanie danych z zewnętrznych radarów do wsparcia systemu kierowania pociskami naprowadzanymi, umożliwia konfigurację urządzenia naprowadzającego pocisku, na podstawie danych radarowego układu odniesienia. Pozwala to na minimalizację marginesu błędów podczas połączenia między raketą a terminalem nadawczym.

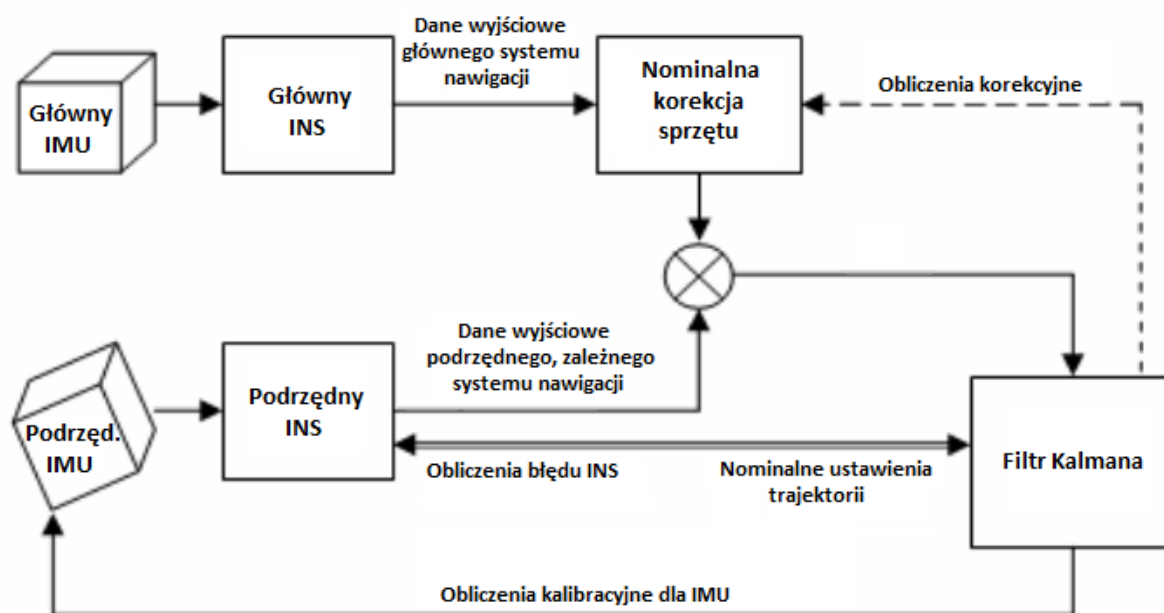


Rys. 3.4 Schemat blokowy sprzężenia INS/GPS

3.1.3 Proces Inicjalizacji i Kalibracji (PIK-Transfer Alignment)

Bez zbędnych utrudnień, proces ten polega na konfiguracji platform uzbrojenia systemu INS przy użyciu danych z głównego centrum systemu nawigacyjnego. Chodzi bezpośrednio o inicjalizację czujników naprowadzanego pocisku, jest to niezbędne ponieważ dokładność ustawienia i kalibracji w procesie startowym, w bardzo dużej mierze decyduje o potencjalnych osiągnięciach wystrzelonego pocisku.

Najprostszą formą PIK jest użycie zewnętrznych danych dotyczących położenia pocisku i wykorzystanie ich w inicjalizacji danych ustawianych w trakcie przygotowania planowanej trasy lotu pocisku. W zastosowaniach pocisków kierowanych proces ten odbywa się za pomocą danych wyjściowych położenia w systemie INS na platformie startowej oraz informacji dotyczących lokalizacji między platformą startową, a IMU będącego na wyposażeniu pocisku. Ponieważ funkcjonalność filtra Kalmana jest funkcją przyspieszenia i prędkości obrotowej pocisku, trajektoria pocisku wpłynie bezpośrednio na zdolność filtra do szacowania błędów bezwładności. Zatem zazwyczaj najkorzystniej jest jeżeli ruch pocisku przyspieszenie o wystarczającym czasie trwania w dwóch zróżnicowanych przestrzennie kierunkach.



Rys. 3.5 Schemat Procesu Inicjalizacji i Kalibracji w układzie z filtrem Kalmana

W przypadku jednak kiedy realizacji procesu PIK przed odpaleniem pocisku nie jest możliwa ze względu na zbyt małą ilość dostępnego czasu przed odpaleniem pocisku, stosuje się przeważnie metodę kalibracji pocisku w locie, zwaną IFA (In Flight Alignment).

Doskonałym przykładem jest tutaj właśnie INS wykorzystujący pomiary zintegrowanego GPS wyprowadzane nieinercyjnie. Zatem pozycje lub prędkość mierzoną przez GPS można porównać z szacunkami dotyczącymi prędkości i położenia z jednostki IMU. Porównanie tych parametrów pozwala na określenie bezwzględnego położenia układu bezwładnościowego względem współrzędnych GPS.

3.1.4 Filtr Kalmana

Filtr Kalmana jest rodzajem algorytmu rekurencyjnego wykorzystujący serię pomiarów obserwowanych w czasie, zawierający szum statystyczny i inne niedokładności. Generuje on również szacunki dla nieznanymi zmiennymi, które są po prostu dokładniejsze od szacunków wykonanych na pojedynczym pomiarze, poprzez wykorzystanie wspólnego rozkładu podobieństwa dla zmiennych dla każdego przedziału czasowego. Jest niesamowicie przydatny w funkcjonalności INS, do tego ma stosunkową prostą formę i nie wymaga dużej mocy obliczeniowej.

Filtry Kalmana służą do szacowania stanów w oparciu o liniowe układy dynamiczne, wykonywanych w formacie przestrzeni stanów. Model takiego procesu definiuje przebieg stanu czasu, od czasu k do czasu $k + 1$, co prezentuje wzór 3.3. Niezbędne jest również określenie zależności między stanem a pomiarem bieżącym kroku czasu k , zawarte jest to we wzorze 3.4.

Algorytm filtru Kalmana składa się z dwóch etapów przewidywania i aktualizacji, można również w zależności od preferencji nazwać również to propagacją i korektą. Złożoność tego algorytmu można podsumować w następujący sposób:

Propagacja:

Ekstrapolacja stanu:

$$\hat{x}_{k+1/k} = E^{k+1} \cdot \hat{x}_{k/k} \quad (3.5)$$

Ekstrapolacja kowariancji:

$$P_{k+1/k} = E_k^{k+1} \cdot P_{k/k} (E_k^{k+1})^T + Q_k \quad (3.6)$$

Korekcja:

Kalman:

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (3.7)$$

Aktualizacja kowariancji (ma to związek z symulacją):

$$\hat{x}_{k/k} = \hat{x}_{k/k-1} + k_k (z_k - H_k \cdot \hat{x}_{k/k-1}) \quad (3.8)$$

Aktualizacja stanu:

$$P_{k/k} = (I - k_k H_k) P_{k/k-1} \quad (3.9)$$

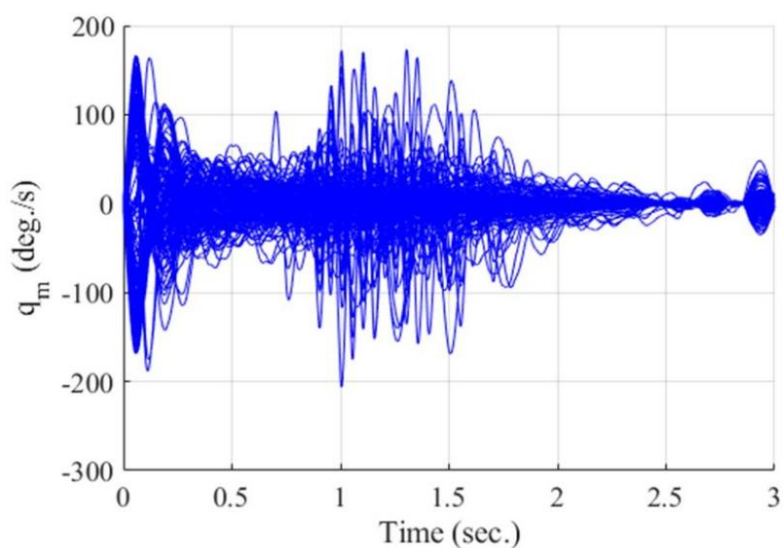
Obowiązują takie same informacje dotyczące symboli jak przy wzorach (3.3) i (3.4), ponadto operator nad x oznaczony we wzorze jako \hat{x} oznacza że \hat{x} jest oszacowaniem wartości x . P w tym przypadku błąd stan początkowego (w sumie powinno być P_0), natomiast szum procesu i szum powstały w wyniku pomiaru są oznaczone odpowiednio Q_k i R_k .

3.1.5 Symulacje kowariancji i Monte Carlo w systemach INS

Samą istotą kowariancji jest określenie liczby odchyleń w stosunku do pożądanej przez nas sytuacji idealnej. Podczas projektowania systemów nawigacji raketowej bardzo przydatnym narzędziem okazuje się właśnie symulacja kowariancji w odniesieniu do funkcjonalności działania systemu nawigacyjnego. Podstawą takiej symulacji są rekurencyjne równania błędu kowariancji wcześniej omawianego filtru Kalmana, już pojedyncza seria pomiarowa symulacji zapewnia określoną, statystyczną ocenę wydajności systemu. Jest to metoda ułatwiania roboty projektanta, dzięki uzyskanym danym dotyczącym wydajności nie ma potrzeby wykonania znacznej ilości pojedynczych przebiegów symulacyjnych, w celu lokalizacji wszystkich większych odchyleń. Podczas projektowania niezbędne jest zachowanie równowagi w zakresie sprzecznych celów zestawów sprzętowych i oprogramowania, analiza kowariancji pozwala też na szybką ocenę alternatywnych możliwości i ewentualnego ich wdrożenia podczas procesu projektowania systemu.

W praktyce symulacja kowariancji pozwala na szybką analizę potencjalnych błędów funkcjonowania systemu i dostosowanie podejścia podczas projektowania systemu INS. Dzięki uzyskanym informacjom projektant jest w stanie określić dominujące źródła błędów systemu i określić czy niezbędna jest zmiana wykorzystywanego sprzętu, czy może problem leży w segmencie modelowania.

W toku projektowania skutecznej nawigacji systemów raketowych dochodzi do sytuacji w której samo podejście analityczne okazuje się niewystarczające, w konsekwencji przy tak złożonych procesach wykorzystuje się metodę modelowania matematycznego Monte Carlo. Szczegółowy plik nawigacji obejmuje dobór metody obliczeniowej, szybkości transmisji danych algorytmów kompensacji danych z uwzględnieniem opóźnienia i korekcji parametrów filtru Kalmana. Następnie w procesie twórczym dochodzi do integracji takiego pliku z symulacją nawigacji pocisku raketowego w celu znalezienia jak największej dokładności. W ten sposób ocenia się wydajność systemu nawigacji w specjalistycznym środowisku komputerowym, przy uwzględnieniu wszystkich istotnych elementów działania systemu raketowego. Najważniejsza jest pełna funkcjonalność w trakcie lotu pocisku, oprócz określonych modeli czujników nawigacyjnych, IMU, odbiornika GPS i implementacji działania nawigacji, dochodzą modele danych platform uzbrojenia o wystarczającym poziomie odwzorowania w stosunku do rzeczywistego odpowiednika, a także elementy instalacji radarowych.



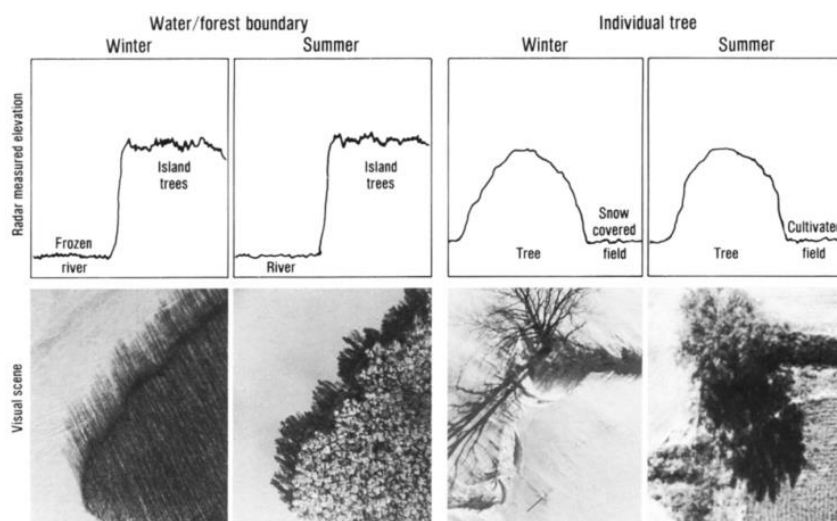
Rys. 3.6 Symulacja Monte Carlo przedstawiająca pochylenie pocisku w czasie

W przeciwieństwie do opisanej wcześniej symulacji kowariancji, metoda Monte Carlo wymaga zazwyczaj bardzo dużej ilości indywidualnych symulacji w celu uzyskania oceny statystycznej wydajności systemu raketowego. Wykorzystuje się je zatem przy bardzo zaawansowanych symulacjach używanych przy opracowywaniu szczegółowych algorytmów nawigacyjnych, oceny efektów liniowych oraz nieliniowych w IMU (ang. Inertial Measurement Unit) i czujnikach zewnętrznych. Dotyczy to również weryfikacji skuteczności działania podczas wykonywania złożonych ruchów liniowych i obrotowych w testach opartych na NAVSIM.

3.1.6 TERCOM

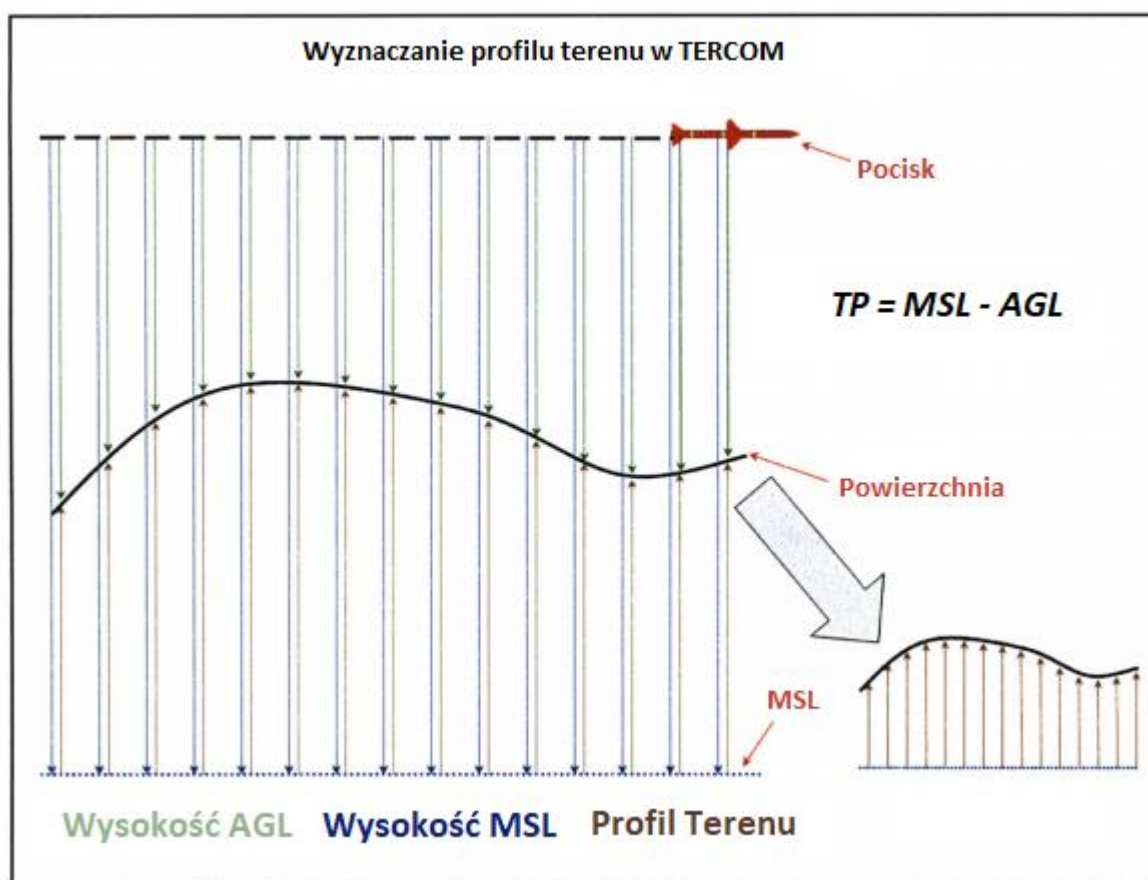
Terrain Countour Matching (ang. TERCOM) jest systemem nawigacji wykorzystywanym głównie przez pociski manewrujące. Wykorzystuje on zaimplementowaną wcześniej mapę konturową terenu, która jest porównywana z pomiarami wykonanymi w trakcie lotu pocisku, przy pomocy pokładowego wysokościomierza radarowego.

Algorytm TERCOM opiera się na stosunkowo prostej koncepcji, wykorzystując dane uzyskane z różnych czujników pocisk jest w stanie określić ukształtowanie terenu nad którym przelatuje. Przez porównanie cech powierzchni mierzonych przez pojazd z podobnymi danymi przechowywanymi w bazie danych pocisku, można określić położenie zmierzonych danych i wyznaczyć lokalizację. Ta pozycja może być następnie wykorzystana do aktualizacji bezwładnościowego systemu naprowadzania.



Rys. 3.7 Porównanie widocznych scen mapowania obszaru z obliczeniami radarowymi w TERCOM

Pierwszym krokiem w procesie działania TERCOM jest wygenerowanie bazy danych mapy powierzchni nad którą będzie się odbywał lot pocisku. Dane te zostaną następnie wykorzystane w procesie korelacji do określenia pozycji bezwzględnej pocisku. Jednak w określonych przypadkach rozmiar przechowania danych powierzchni dla całej trasy przelotu może się okazać zbyt duży (będzie to szczególnie widocznie w trakcie operowania w przestrzeni). W związku z tym przeważnie określa się pewne obszary wzdłuż planowanej trasy lotu pocisku jako punktu do korekcji pozycji, wykorzystując wbudowany INS pocisk będzie się poruszał pomiędzy tymi punktami. Po przelocie nad jednym z nich system INS pocisku zostanie zaktualizowany o ustalenia pozycji wygenerowane przez TERCOM. Pozwala to na zmniejszenie potencjalnych błędów INS. Kiedy pocisk przelatuje nad obszarem ustalonym w TERCOM, mierzy swoją wysokość nad powierzchnią przy pomocy wysokościomierza. Ta wysokość jest określana jako AGL (ang. Air to Ground Level), ponadto przy pomocy wysokościomierza barometrycznego mierzona jest również MSL (ang. Mean Sea Level). Różnicą wartości AGL i MSL tworzy profil wysokości terenu nad MSL, nad którym przeleciał pocisk.



Rys. 3.8 Wyznaczanie profilu terenu w TERCOM

Przykładem algorytmu korelacji wykorzystywanego w procesie TERCOM jest algorytm odchylenia medianowego MAD (ang. Median Absolute Deviation). W sumie są dwa podstawowe scenariusze zastosowania takiego algorytmu, w pierwszym profil terenu zawiera więcej elementów niż macierz określająca obszar powierzchni terenu LSSM (ang. Long Sample Short Matrix), w drugim sprawa jest odwrotna SSLM (ang. Short Sample Long Matrix).

Bardzo proste przedstawienie odchylenia medianowego MAD



Rys. 3.9 Porównanie LSSM z SSLM

Równanie dla algorytmu MAD w przypadku LSSM będzie się prezentować następująco:

$$MAD_{k,m} = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M |h_{k+m} - H_{m,n}| \quad (3.10)$$

Natomiast w przypadku SSLM będzie miało taką postać:

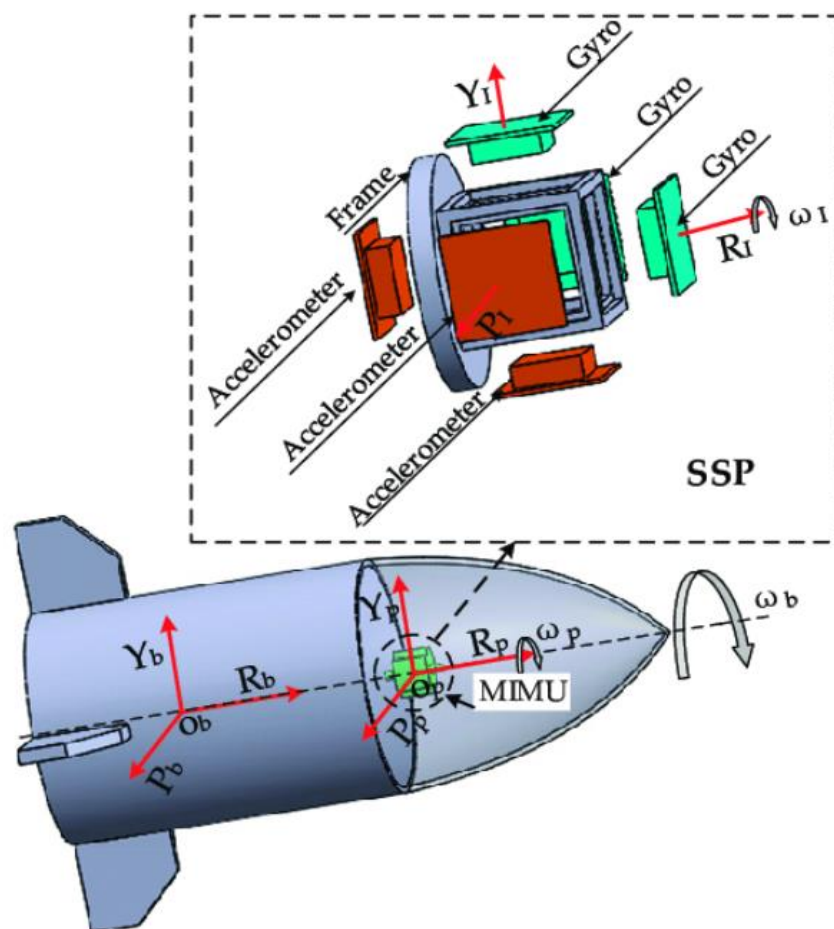
$$MAD_{k,m} = \frac{1}{M-K} \sum_{m=1}^{M-K} |h_m - H_{k+m,n}| \quad (3.11)$$

Przy czym $H_{m,n}$ i $H_{k+m,n}$ określają współrzędne elementu (m,n) i $(k+m,n)$ danej macierzy $M \times N$ wykorzystywanej jako układ odniesienia, K jest wartością określającą różnicę między liczbą rzędów w wyznaczanym profilu terenu a liczbą rzędów macierzy wykorzystywanej w odniesieniu (zakładamy $k \in [0 K]$). h_{k+m} oraz h_m są kolejno punktami m oraz $(k+m)$ zmierzonej powierzchni terenu. $MAD_{k,m}$ w przypadku LSSM określa bezwzględną różnicę pomiędzy punktem $(k+m)$ powierzchni terenu, a punktem odniesienia (m,n) macierzy $M \times N$. Natomiast dla SSLM $MAD_{k,m}$ określa bezwzględną różnicę między punktem m , a punktem odniesienia $((k+m,n)$ macierzy $M \times N$.

3.2 Składowe i Urządzenia Systemów Naprowadzania i Śledzenia

Każdy system naprowadzania pocisków raketowych składa się z odpowiedniego systemu kontroli położenia oraz systemu kontroli lotu pocisku. System kontroli położenia odpowiada za utrzymanie pociski w żądanym położeniu na uporządkowanym, wcześniej określonym torze lotu. Działanie jest dokładnie takie same jak w przypadku tradycyjnego autopilota, system tłumi wahania wpływające na odchylenia pocisku od jego uporządkowanej trasy lotu. Zadaniem systemu kontroli lotu jest wyznaczenie najsukuteczniejszej drogi po której będzie poruszać się pocisk, niezbędnej do przechwycenia wybranego celu. Ponadto system odpowiada również za generowanie poleceń do systemu kontroli położenia w celu bezwzględnego utrzymania wyznaczonego toru lotu.

Podstawą systemów naprowadzania inercyjnego jest IMU (ang. Inertial Measurement Unit), jest to zestaw urządzeń elektronicznych, który mierzy i raportuje wartości sił działających na obiekt, prędkość kątową i wytyczne dotyczące orientacji. W skład IMU wchodzi zintegrowane układy akcelerometrów, żyroskopów oraz magnetometrów. Urządzenia te są niezbędne w funkcjonowaniu nowoczesnych systemów bojowych i są szeroko wykorzystywane w zastosowaniach pocisków, inteligentnej amunicji oraz bezzałogowych statków powietrznych. W większości zastosowań nowoczesnego sprzętu obecnie raczej dokonuje się integracji IMU z GPS (lub innymi globalnymi systemami pozycjonowania), dzięki temu są one w stanie wzajemnie eliminować swoje wady np. podatność na zakłócenia w GPS.



Rys. 3.10 Schemat wyznaczania pozycji względnej przez zminiaturyzowany IMU

Bardzo zbliżony konstrukcyjnie do IMU jest również wykorzystywany w nawigacji inercyjnej system AHRS (ang. Attitude and Heading Reference System). Jest to system wykorzystujące odniesienia do kursu i położenia obiektu, który także wykorzystuje układ żyroskopów, akcelerometrów i magnetometrów. Kluczową różnicą pomiędzy IMU a AHRS jest wykorzystanie w nowocześniejszym AHRS pokładowego systemu przetwarzania. System ten dostarcza na bieżąco informacje o kursie i położeniu, w przeciwieństwie do IMU w przypadku którego dane dostarczane są z czujnika do urządzeń obliczeniowych, wyznaczających lokalizację. Ostatecznie AHRS wykazuje lepszą możliwość kompensacji przy wykorzystaniu wektorów odniesienia, a mianowicie grawitacji i ziemskiego pola magnetycznego. Czyni to z niego lepszą alternatywę w stosunku do IMU, który w wyznaczaniu dokładnego położenia i kursu bazuje na wysokiej stabilności żyroskopów, wciąż podatnych na zakłócenia.

Działanie systemu naprowadzania i kontroli opiera się na funkcjonalności sprzężenia zwrotnego. Jednostki sterujące dokonują korekty powierzchni sterowych pociski rakietowego

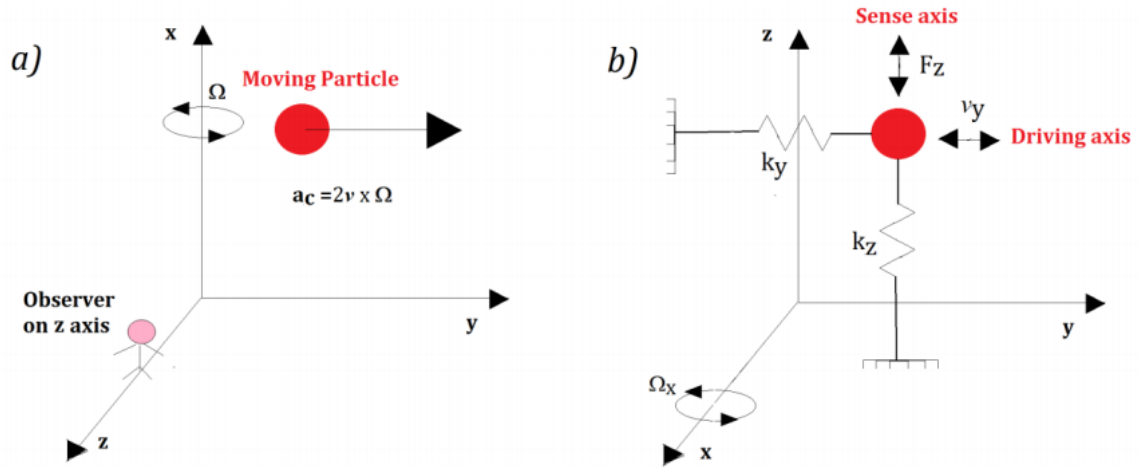
po wykryciu błędu naprowadzania. Jednostki te korygują również powierzchnie sterujące, aby ustabilizować położenie w trakcie lotu, w zakresie przechylenia, pochylenia oraz odchylenia pocisku. Ostatecznie korekty naprowadzania i stabilizacji są łączone, a wynik jest stosowany jako sygnał błędu dla systemu sterowania. Należy zatem zauważyć że istota działania systemu naprowadzania to również kontrola zachowania pocisku w trakcie podążania zaplanowaną trasą, a nie tylko dostarczenie i utrzymanie drogi z punktu początkowego do celu. Pocisk, który podąża wyznaczoną ścieżką a w połowie drogi do celu nagle staje się dynamicznie niestabilny nie jest w stanie osiągnąć swojego celu. Za cały proces odpowiedzialne są urządzenia i procesy wchodzące w skład systemu naprowadzania i to właśnie ich sprawność oraz poprawna konfiguracja odpowiadają w głównej mierze za skuteczność systemu. Ten dział zostanie poświęcony właśnie sprzętowi oraz składowym procesów niezbędnych w funkcjonowaniu systemu naprowadzania.

3.2.1 Żyroskopy

Jak już wspomniano wcześniej, na polu walki obecnej generacji olbrzymie znaczenia ma precyzja i lokalizacja celów i pojazdów wojskowych. W zastosowaniach wojskowych czujniki służące do pomiaru czynników wewnętrznych i zewnętrznych pojazdów wojskowych powinny być nie tylko niezwykle precyzyjne i dokładne, ale również zabezpieczone przed uszkodzeniem. Układy te odpowiadają bowiem za bezbłędne funkcjonowanie sprzętu wojskowego, a jednym z najważniejszych czujników w takich układach jest żyroskop MEMS (ang. Micro Electro-Mechanical Systems) zaliczający się do mikroukładów elektromechanicznych.

Podstawowym zastosowaniem żyroskopu jest pomiar położenia kąтового poruszającego się pojazdu. Żyroskopy MEMS wykorzystują wibrujący element mechaniczny jako narzędzie do wykrywania wartości prędkości kątowej obiektu. Taki rodzaj żyroskopu nie zawiera w swojej konstrukcji obracających się części wymagających łożysk jak żyroskopy klasyczne, pozwala to na bardzo łatwą ich miniaturyzację i wykorzystanie technik charakterystycznych dla mikroukładów elektromechanicznych. Każdy typ żyroskopu MEMS z elementem wibrującym bazuje na transferze energii podczas drgań swobodnych, wywołanych przyspieszeniem Coriolisa. Oznacza to że przyspieszenie Coriolisa proporcjonalne do prędkości kątowej jest przyspieszeniem pozornym, obserwowanym w układzie odniesienia.

Aby lepiej zrozumieć tą koncepcję, rozważmy układ w oparciu o cząstkę, o masie m poruszającą się w przestrzeni z prędkością v , gdzie podpunkt a) przedstawia przyspieszenie Coriolisa a_c oddziaływujące na cząsteczkę, natomiast podpunkt b) Model (Mass-Spring) działania żyroskopu MEMS (następna strona):



Rys. 3.11 Demonstracja zjawiska funkcjonowania żyroskopu MEMS

Patrząc na układ a), jeśli obraca się on z prędkością kątową $\Omega = \Omega_x i$ (gdzie i jest wektorem w przestrzeni unitarnej wzdłuż osi x) wokół osi x , obserwator obserwujący zjawisko z punktu widzenia osi z , widzi cząstkę poruszającą się wzdłuż osi z przy przyspieszeniu Coriolisa o wartości $a_c = 2v \times \Omega$, mimo że rzeczywista siła wcale nie jest przykładana wzdłuż tej osi (efekt Coriolisa). Jest to kluczowa zasada zjawiska fizycznego wykorzystywanego w żyroskopie MEMS.

Żyroskop MEMS ma dwa prostopadłe kierunki ruchu dla masy żyroskopu. Jeśli k_y i k_z są współczynnikami sprężystości dla układu żyroskopu, natomiast c_x i c_y są współczynnikami tłumienia, dwa równania zasadnicze będą miały postać:

$$m\ddot{y} = -k_y * y - c_y * \dot{y} + F_D \quad (3.12)$$

$$m\ddot{z} = -k_z * z - c_z * \dot{z} + F_C \quad (3.13)$$

$$F_z = |2m\Omega \times v| \quad (3.14)$$

Podstawowy kierunek ruchu dla masy żyroskopu jest wykonywany wzdłuż osi y przez przyłożenie siły F_D , podczas gdy drugi kierunek ruchu wykonywany jest wzdłuż osi x (oś zwrotna) przez przyłożenie siły Coriolisa F_C . Wiemy też że przemieszczenie wzdłuż osi z jest proporcjonalne do prędkości kątowej $\Omega = \Omega_x i$. Przemieszczenie się cząstki m wzdłuż osi z będzie określone więc następującym równaniem:

$$\Delta z = 2\Omega_x \frac{F_c}{m} \cdot \frac{Q_y}{\omega_y} \frac{1}{\sqrt{(\omega_y^2 + \omega_z^2)^2 + \left(\frac{\omega_y \omega_z}{Q_z}\right)^2}} \quad (3.15)$$

Przy czym Q_y oraz Q_z określają współczynniki jakości procesu. Natomiast ω_y i ω_z to częstotliwość rezonansu w funkcjonalności żyroskopu MEMS.

Sygnał wyjściowy w żyroskopie zawsze posiada szerokopasmowy biały szum. Głównym powodem postawania takiego szumu są aktywne elementy żyroskopu (dioda laserowa i fotodioda dla żyroskopów optycznych i elementy elektroniki detekcyjnej w przypadku MEMS). Hałas i odchylenie w standardowych ustawieniach żyroskopu również ulegają degradacji pod wpływem wibracji i wstrząsów. Wydajność i funkcjonalność w takich warunkach jest krytyczna w zastosowaniach wojskowych ze względu na mnogość czynników mogących powodować takie zdarzenia. Hałas i możliwość jego filtrowania jest najważniejszą różnicą między wydajnością żyroskopu optycznego a żyroskopu MEMS.

W przypadku typowych konstrukcji klasy taktycznej przeznaczonej do wykorzystania w trudnych warunkach środowiskach wykorzystuje się kilka rozwiązań konstrukcyjnych podnoszących ogólną skuteczność urządzenia. Jednym z takich rozwiązań jest zastosowanie specjalnego sprzęgła obrotowego oraz izolacja elementów wyjątkowo wrażliwych na efekt Coriolisa. Dochodzą do tego specjalne pętle liniowe w układzie sterowania przyspieszeniem w paśmie częstotliwości DC w odniesieniu do niektórych układów sterowania, zastosowane dla każdej z dwóch mas wrażliwych na efekt Coriolisa, cały proces ma na celu redukcję współczynnika niepożądanych drgań. Należy jeszcze zwrócić uwagę że w praktyce wrażliwość akustyczna jest silnie powiązana z wrażliwością na konkretne wibracje, jest to o tyle istotne iż

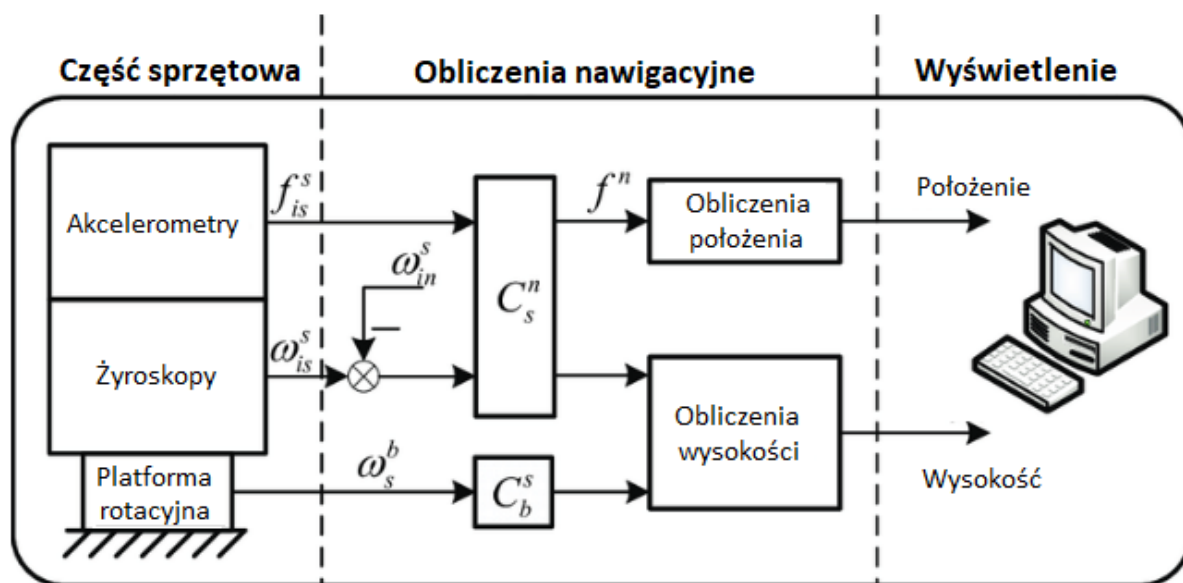
ma bezpośredni wpływ na oscylacje żyroskopu MEMS. Częściowo problem wrażliwości rozwiązują wspomniane wcześniej dedykowane sprzęgła obrotowe, dodatkowo w warunkach testowych dobiera się odpowiednie chipy w zależności od potencjalnego wykorzystania żyroskopu, w celu zmniejszenia podatności na charakterystyczny dla danego obszaru operacyjnego hałas.

Oprócz ogólnie opisanych żyroskopów MEMS, w systemach nawigacji wojskowej wykorzystuje się również laserowe żyroskopy pierścieniowe RLG (ang. Ring Laser Gyro). Rozdzielają one wiązkę światła laserowego na dwie wiązki podążające w przeciwnych kierunkach przez wąskie tunele w zamkniętej, okrągłej ścieżce optycznej wokół obwodu trójkątnego bloku wykonanego ze specjalnego szkła np. CER-Vit 101, w konstrukcji z lusterkami odbijającymi umieszczonymi w każdym rogu. Kiedy taki żyroskop obraca się z pewną prędkością kątową, odległość pokonywana przez każdą wiązkę staje się inna (krótsza ścieżka staje się przeciwna do kierunku obrotu). W praktyce przy niskiej prędkości obrotowej, częstotliwość wyjściowa może spaść do zera, w wyniku rozpraszania wstecznego. Aby uniknąć takiej sytuacji, żyroskopy typu RLG mają niezależne ścieżki światła dla każdego kierunku w przypadku wersji światłowodowych, natomiast żyroskopy laserowe wykorzystują szybkie wibracje silnika sonicznego, w celu separacji fal świetlnych.

Wracając jeszcze do wspomnianych wersji światłowodowych tzw. FOG (ang. Fiber Optic Gyros), mimo że zasada funkcjonowania jest podobna co w RLG, ten typ również wykorzystuje zewnętrzny laser i dwie wiązki biegnące w przeciwnych kierunkach. To w praktyce, oprócz wykorzystania podstawowego mechanizmu poruszania się światła laserowego (efekt Sagnaca), żyroskopy światłowodowe wykorzystują bardzo precyzyjnie nawinięcie ścieżki światłowodowej, powoduje to że są znacznie trudniejsze w produkcji. Z drugiej strony nie cierpią jak swoje odpowiedniki RLG z powodu blokady lasera przy niskich wartościach prędkości kątowej i konstrukcyjnie nie muszą zawierać żadnych części ruchomych, co czyni je znacznie dokładniejszymi i żywotniejszymi, zwłaszcza w warunkach pola bitwy.

3.2.2 Akcelerometry

Sercem wojskowego, bezwładnościowego systemu nawigacji jest układ akcelerometrów, wykrywających na bieżąco każdą zmianę ruchu pojazdu. Akcelerometr, jaka sama nazwa wskazuje, jest urządzeniem mierzącym akcelerację czyli przyspieszenie. Należy jednak analizować proces pomiarowy w nieco głębszym kontekście, bowiem ani przyspieszenie ani prędkość w odniesieniu do pocisku raketowego nie są stałe. Gdyby przyspieszenie wzdłuż osi przedniej i tylnej było stałe, to prędkość pocisku można by w dowolnym momencie określić poprzez pomnożenie przyspieszenia przez upływający czas, jednak przyspieszenie znacząco zmienia się w czasie. W takich warunkach konieczna jest pierwsza integracja w układzie pomiarowym, dotycząca określenia prędkości pocisku. W przypadku gdyby prędkość pocisku była stała, pokonaną odległość można by obliczyć po prostu mnożąc prędkość przez czas trwania lotu, ale jako że zmienia się przyspieszenie, zmienia się również prędkość poruszającego się pocisku. Z tego powodu konieczna jest druga integracja.



Rys. 3.12 Schemat funkcjonalny akcelerometru w systemie INS

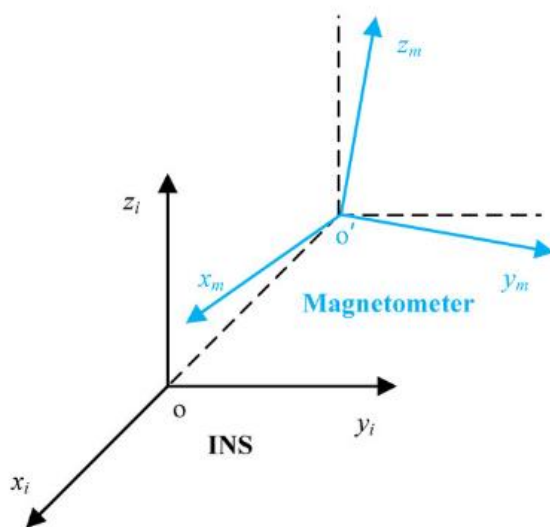
Akcelerometry są wrażliwe na przyspieszenie ziemskie, a także na przyspieszenie pocisków podczas lotu. Z tego powodu akcelerometry wykorzystywane do pomiaru zasięgu i odległości azymutu muszą być zamontowane w ustalonej pozycji względem siły ciężkości. W pociskach raketowych realizuje się to, montując akcelerometr na platformie stabilizowanej przez żyroskopy lub teleskopy śledzące ruch gwiazd. Platforma musi być jednak przemieszczana w momencie gdy pocisk przelatuje bezpośrednio nad ziemią, w celu utrzymania czułej osi każdego akcelerometru w ustalonym położeniu względem siły grawitacji.

Czynniki te powodują, że wraz z upływem czasu lotu pocisku, maleje dokładność inercyjnego układu naprowadzania.

W celu eliminacji niepożądanych oscylacji wytwarzanych w trakcie lotu pocisku, w układzie akcelometru stosuje się specjalne amortyzatory. Jego siła jest zawsze dobierana tak aby zapobiec występowaniu oscylacji, przy jednoczesnym zachowaniu możliwości przemieszczania się masy. Dzięki temu ruch masy w akcelometrze jest zawsze proporcjonalny do przyspieszenia pocisku.

3.2.3 Magnetometry

Magnetometr jest urządzeniem mierzącym wielkość i jednocześnie wykrywającym oddziaływanie pola magnetycznego Ziemi. Uwzględniając zastosowanie w INS, należy zwrócić uwagę że poziome składowe zmierzonego pola magnetycznego są następnie wykorzystywane celu wyznaczania kierunku północnego bieguna magnetycznego, który różni się od ogólnie pojętej północy geograficznej. Różnica ta jest nazywana kątem deklinacji magnetycznej, którego korekcja jest niezbędna w celu dokładnego oszacowania kursu pojazdu.



Rys. 3.13 Schemat przedstawiający błąd niewspółosiowości między magnetometrem a INS

Magnetometry są wykorzystywane w układach INS wraz z czujnikami bezwładnościowymi, takimi jak opisane wcześniej akcelerometry i żyroskopy w celu poprawy wydajności uzyskanych wytycznych położenia.

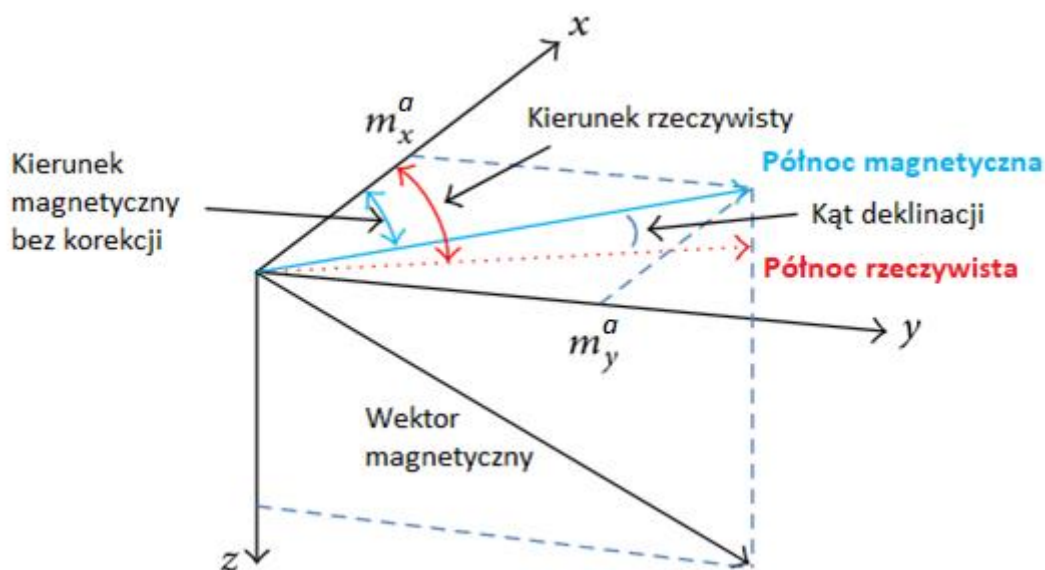
Należy również zauważyć że pole magnetyczne jest przeważnie zniekształcone przez działanie pojazdu lub pocisku i ma na nie stały wpływ otaczające środowisko. Dlatego przed określeniem kursu należy wykonać trzy procesy: wyrównanie przechylenia obiektu w celu uzyskania poziomych pomiarów magnetycznych, korekcję kąta deklinacji magnetycznej w celu dostosowania układu pomiarowego do rzeczywistego kierunku północy, oraz minimalizację zniekształceń pomiarów pola magnetycznego poprzez dostosowanie skali i wykonywanych pomiarów dla wytycznych nawigacyjnych. Procesy te nazywane są kalibracją magnetometru.

Problematyka kalibracji magnetometru wynika z kilku kwestii, zaczynijmy od faktu że magnetometr zamontowany w pojeździe lub pocisku nie zawsze jest poprawnie ustawiony poziomo w stosunku do lokalnej płaszczyzny Ziemi. Standardowo do pomiaru kąta przechyłu pomiędzy obiektem a lokalną płaszczyzną używa się akcelerometrów i żyroskopów. Po uzyskaniu standardowych pomiarów pola magnetycznego (m_x^b, m_y^b, m_z^b) , są one następnie przekształcane przy użyciu macierzy transformacji współrzędnych (C_b^a) , w zakresie przechyłu ϕ i nachylenia θ . Równanie transformacji wygląda następująco:

$$\begin{bmatrix} m_x^a \\ m_y^a \end{bmatrix} = C_b^a \begin{bmatrix} m_x^b \\ m_y^b \\ m_z^b \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$C_b^a = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\phi\sin\theta & \cos\phi\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Gdzie indeksy a i b reprezentują odpowiednio ramę struktury obiektu i płaszczyznę poziomą powierzchni, natomiast x, y i z to po prostu oznaczenia współrzędnych.



Rys. 3.14 Przedstawienie wektora magnetycznego na płaszczyźnie poziomej przy uwzględnieniu kąta deklinacji

W rzeczywistych warunkach działania magnetometrii występują stałe zakłócenia pomiaru pola magnetycznego, na który wpływ mają materiały o właściwościach magnetycznych. Zniekształcają one lub wyginają odczyty pola magnetycznego w magnetometrze. Zakłócenie te klasyfikuje się jako takie, które powstały w wyniku bliskości materiałów wykonanych np. ze stali lub żelaza w konstrukcji pojazdu lub pocisku. Kolejną grupą zakłóceń są te pochodzące z interakcji pola magnetycznego Ziemi z dowolnym miękkim materiałem magnetycznym. Efekty zakłóceń powodują stały błąd wielkości w odczycie magnetycznym i są często zależne od lokalizacji czujnika. Przed wyznaczeniem kursu w układzie INS, zakłócenia muszą zostać wykryte i usunięte z odczytów magnetycznych. Standardowo odczyty magnetometru powinny tworzyć okrąg dla obrotu o 360 stopni, jednak przed dokonaniem odpowiednich korekcji odczyty przeważnie wyglądają jak elipsoida. Podczas kompensacji zakłóceń określamy współczynnik skali dla magnetometru (s_x, s_y) oraz wyrównanie straty (w_x, w_y):

$$\begin{bmatrix} \bar{m}_x^a \\ \bar{m}_y^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_x & m_x^a \\ s_y & m_y^a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Odpowiedni współczynnik skali zmienia elipsoidę w okrąg, a wyrównanie przesuwa środek okręgu w stronę punktu $p(0,0)$. Wartość współczynnika i wyrównania straty dla danego

magnetometru, wylicza się z maksymalnych i minimalnych wartości odczytów magnetycznych przy obrocie o 360 stopni. Prezentują to poniższe równania:

$$s_x = \max \left(1, \frac{\max(m_y^a) - \min(m_y^a)}{\max(m_x^a) - \min(m_x^a)} \right) \quad (3.19)$$

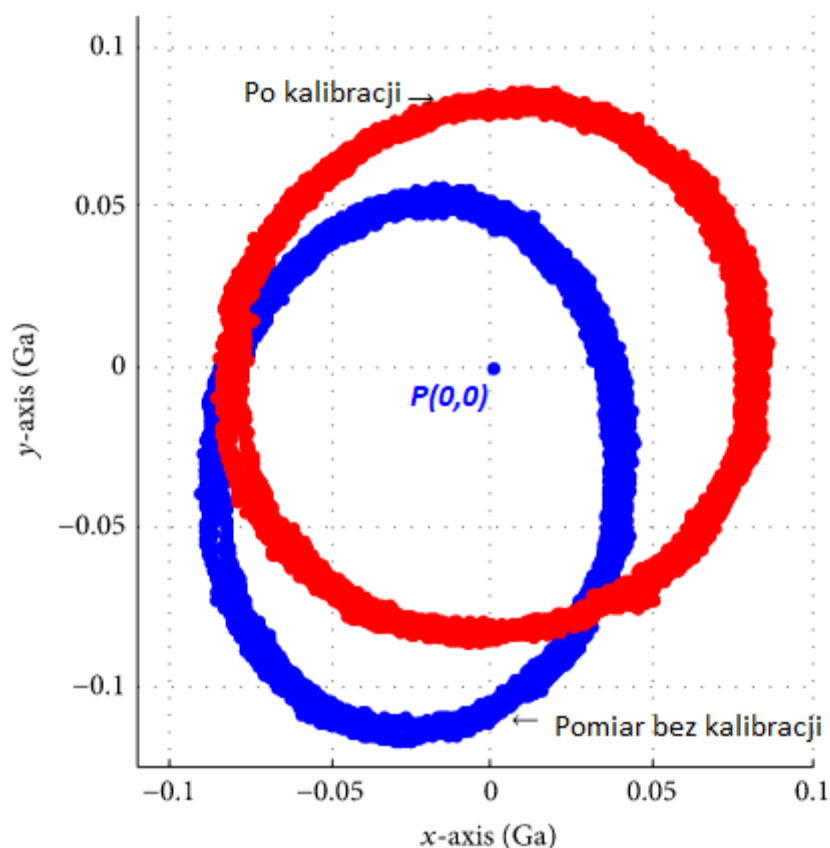
$$s_y = \max \left(1, \frac{\max(m_x^a) - \min(m_x^a)}{\max(m_y^a) - \min(m_y^a)} \right) \quad (3.20)$$

$$w_x = \max \left(\frac{\max(m_x^a) - \min(m_x^a)}{2} - \max(m_x^a) \right) * s_x \quad (3.21)$$

$$w_y = \max \left(\frac{\max(m_y^a) - \min(m_y^a)}{2} - \max(m_y^a) \right) * s_y \quad (3.22)$$

W gruncie rzeczy nie jest to wyjątkowo skomplikowane, gdy magnetyczne odczyty zostaną już skorygowane, kurs magnetyczny oblicza się przy pomocy funkcji \arctg , a wygląda to następująco:

$$\psi_{mag} = \arctg \left(\frac{m_y^a}{m_x^a} \right) \quad (3.23)$$



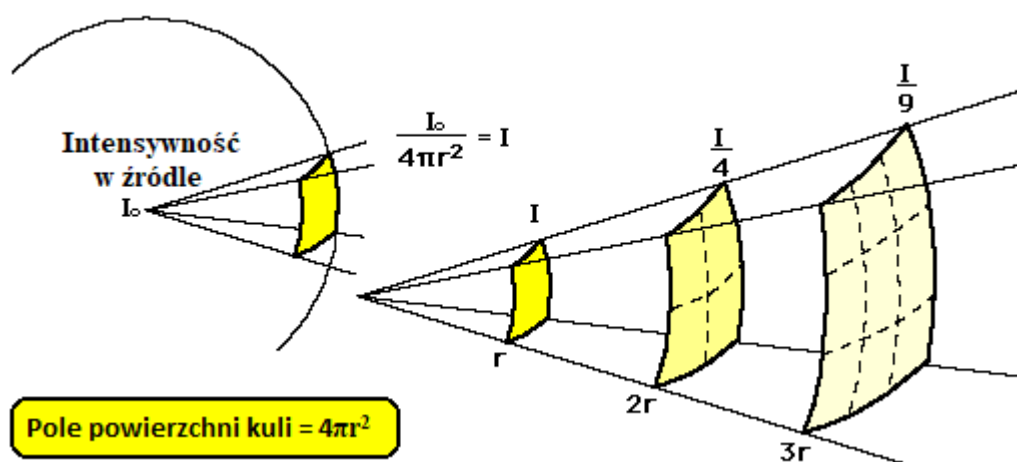
Rys. 3.15 Porównanie odczytów magnetycznych, przed i po kalibracji

4. Zakres technologiczny i rozwojowy wojskowych systemów naprowadzania i śledzenia

Cały proces ewolucji systemów naprowadzania i śledzenia dla celów wojskowych skupia się głównie w zakresie rozwoju wszelkich typów amunicji precyzyjnej. Kwestia związana z modernizowaniem bezpośredniego sterowania pojazdami i obiektami jest częściowo ukierunkowana również na rynek cywilny. Mimo wszystko jednak rozwój technologiczny jednego segmentu naprowadzania, sprzyja powstawaniu nowych rozwiązań w systemach wykorzystywanych w podobnych zastosowaniach.

Amunicja precyzyjna i ogólnie pojęta broń naprowadzana, to kierowane środki rażenia przeznaczone do precyzyjnego trafienia w określony cel, przy jednoczesnej minimalizacji niepożądanych szkód, zwiększenia śmiertelności przeciwko zamierzonemu celowi i przy okazji pewnej redukcji narażenia życia własnych jednostek. Precyzja jest wyjątkowo istotna w

zastosowaniach nastawionych na eliminację celu na dużych odległościach, ponieważ wraz ze wzrostem odległości od źródła, zgodnie z tzw. Prawem odwróconych kwadratów (widoczne również w fotometrycznym prawie odległości Lamberta-Beera) wartość wielkości fizycznej będzie odwrotnie proporcjonalna do kwadratu tej odległości. Możemy to rozumieć jako swoiste geometryczne „rozcieńczenie” odpowiadające promieniowaniu z punktu źródłowego w trójwymiarowym układzie odniesienia. Prawo to ma wpływa zarówno na energię promieniowania wiązki radarowej, w przypadku której dochodzi jeszcze efekt odbicia sygnału, ale również bezpośrednio na siłę niszczącą wykorzystanej broni. Jakakolwiek więc poprawa celności, będzie miała istotne znaczenie nie tylko ze względu na lepszą precyzję wykorzystanego zestawu uzbrojenia, ale również ze względu na możliwość użycia, ewentualnie mniejszej ilości ładunku wybuchowego (oczywiście, w zależności czy wielkością fizyczną będzie np. grawitacja, promieniowanie radiowe etc.).



Rys. 4.1 Wizualizacja Prawa odwróconych kwadratów

Oczywiście zwiększanie się precyzji w zakresie naprowadzania sprzętu wojskowego dotyczy wszystkich rodzajów uzbrojenia, włącznie z indywidualnym wyposażeniem żołnierza. Obecnie większość typów naprowadzania uzbrojenia jest w dużym stopniu zależna od globalnych systemów pozycjonowania, przy wsparciu coraz to nowocześniejszych czujników wykorzystywanych do identyfikacji, dodatkowych wskazówek nawigacyjnych i usprawnienia współpracy pomiędzy systemem, a operatorem. Ciągły jest również postęp w zakresie systemów nawigacji inercyjnej, będących podstawą znaczącej ilości systemów stosowanych w lotnictwie, marynarce, pociskach manewrujących etc.

Rewolucja w zakresie nowych rozwiązań dotyczyć będzie zatem wszystkich segmentów uzbrojenia, nieodzowny będzie jednak element ciągle zwiększanej precyzji

uzbrojenia, możliwości jego kontroli oraz paraliżowania systemów przeciwdziałania (standardowy element ewolucji środków walki). Ten podpunkt skupi się na omówieniu obecnie stosowanych rozwiązań technologicznych, ich przyszłości oraz możliwościach usprawnienia ich działania.

4.1 Pociski balistyczne

Pocisk balistyczny jest rodzajem pocisku poruszającego się po parabolicznej krzywej balistycznej, wykorzystując układ napędowy jedynie w części trasy swojego lotu. Kierowanie większości pocisków balistycznych odbywa się tylko w stosunkowo krótkich okresach ich lotu, podczas znaczącej jego długości nie są one naprowadzane i podążają po prostu po odgórnie zaplanowanej trajektorii, bez większej korekcji ich trasy. Pociski balistyczne są podzielone na kategorie według ich zasięgu, w odniesieniu do maksymalnej odległości mierzonej wzdłuż powierzchni elipsoidy Ziemi od punktu wystrzelenia pocisku, aż do punktu uderzenia ostatniego elementu jego ładunku. Takie wyjaśnienie jest istotne chociażby ze względu na istnienie specjalistycznych systemów pocisków balistycznych wyposażonych w wiele głowic bojowych tzw. MIRV (ang. Multiple Independently Targetable Reentry Vehicle). Różne kraje stosują różne klasyfikacje pocisków balistycznych w zależności od ich przeznaczenia oraz strategii ich wykorzystanie przyjętej przez dane siły zbrojne (podstawowe są klasyfikacja amerykańska i rosyjska, postsowiecka).

ICBM	Intercontinental Ballistic Missile	Międzykontynentalny Pocisk Balistyczny	powyżej 5500 km
IRBM	Intermediate-Range Ballistic Missile	Pocisk Balistyczny Pośredniego Zasięgu	od 3000 do 5500 km
MRBM	Medium-Range Ballistic Missile	Pocisk Balistyczny Średniego Zasięgu	od 1000 do 3000 km
SRBM	Short-Range Ballistic Missile	Pocisk Balistyczny Krótkiego Zasięgu	do 1000 km
BSRBM	Battlefield Short-Range Ballistic Missile	Pocisk Balistyczny Krótkiego Zasięgu	do 150 km (teatr działań)

Tab. 4.1 Amerykańska klasyfikacja pocisków balistycznych

Strategic	Межконтинентальный Mezhkontinental'nyy	Międzykontyentalny Pocisk Balistyczny	powyżej 5000 km
Operational - Strategic	Средней дальности Sredney dal'nosti	Operacyjno - Strategiczny Pocisk Balistyczny	od 500 do 5000 km
Operational	Меньшей дальности Men'shey dal'nosti	Operacyjny Pocisk Balistyczny	od 150 do 500 km
Operational-Tactical	Оперативнотактические Operativnotakticheskiye	Operacyjno - Taktyczny Pocisk Balistyczny	od 50 do 300 km
Tactical	Тактические Takticheskiye	Taktyczny Pocisk Balistyczny	od 1 do 150 km

Tab. 4.2 Rosyjsko-sowiecka klasyfikacja pocisków balistycznych

Oprócz danych w tabeli i pomijając dodatkowe wariacje w kwestii nazewnictwa, wyróżnia się jeszcze SLBM (ang. Submarine Launched Ballistic Missile), czyli po prostu pocisku balistyczne przystosowane do odpalania z okrętu podwodnego.

Systemy napędowe i kontrolne pocisków balistycznych różnią się charakterystyką lotu, szybkością dostarczenia do celu, stopniem autonomii, wykrywalność oraz ewentualną elastycznością wykorzystania. Każdy z tych czynników jest istotny w zakresie planowanej eliminacji celu i doboru potencjalnego systemu uzbrojenia. Pociski balistyczne mają określony kurs lotu, którego nie da się zmienić po spaleniu przez pocisk wykorzystywanego paliwa, chyba że głowica jest wyposażona w indywidualny system naprowadzania lub terminal i posiada możliwość manewrowania niezależnie od jednostki napędowej. Pocisk balistyczny dokładnie podąża za ustalonym azymutem od odpalenia aż do osiągnięcia celu, bardzo wysoka prędkość pocisku powoduje że odchyły od azymutu są niewielkie, nawet w momencie gdy odpalane są kolejne głowice bojowe pocisku w fazie lotu. Ze względu na wysoką prędkość pocisku balistyczne charakteryzują się stosunkowo krótki czasem lotu, ma to wpływ na potencjalne środki przeciwdziałania osiągnięciu przez pocisk celu.

Pociski balistyczne wyposażone w głowice jądrową różnią się znacznie od typów konwencjonalnych, a nawet głowic z ładunkiem chemicznym lub biologicznym. Główną różnicą jest rozmiar, kształt i właściwości inercyjne głowicy. Zasadniczo broń jądrowa ma niższą granicę wagi i wymiarów, determinujących charakterystykę układu przenoszącego głowicę do celu (przykładowo kształt kadłuba pocisku). Broń chemiczna i biologiczna będąca w charakterze broni zazwyczaj płynem lub suchym proszkiem, może zostać zaimplementowana w głowicy bojowej w dowolną dostępną objętość ładunkową. Broń jądrowa ma natomiast swoje własne wymiary i nie może zostać zmodernizowana tak aby zaimplementować ją w każdą dostępną przestrzeń, taki typ uzbrojenia musi zostać zaprojektowany bezpośrednio pod potencjalny środek przenoszenia, może być oczywiście bardzo mały i dostępny nawet w formie

pocisku artyleryjskiego. Kwestia konstrukcyjna ma elementarny wpływ na zastosowane systemy naprowadzające oraz techniki odpalania i ustalania kursu pocisku balistycznego.



Rys. 4.2 Porównanie konstrukcji największych pocisków balistycznych na świecie

Konstrukcje pocisków balistycznych różnią się w zależności od kraju i wykorzystania, jednak w zakresie najnowocześniejszych konstrukcji międzykontynentalnych pocisków balistycznych, ciekawym projektem jest obecnie rosyjski RS-28 Sarmat, znany też na Zachodzie jako SS-X-30 Satan 2. Biorąc pod uwagę charakterystykę konstrukcji pocisku oraz wykorzystanych systemów, jest to najprawdopodobniej rozwojowa wersja pocisków ICBM R-36M Woyewoda, produkowanych i obsługiwanych na Ukrainie. RS-28 jest wyposażony w silniki na paliwo ciekłe, a sam pocisk jest przechowywany w cylindrycznym pojemniku. Po odpaleniu pocisk zostaje wystrzelony z pojemnika, natomiast główny silnik zapala się dopiero dziesiątki metrów nad ziemią. W kwestii prędkości i charakterystyki balistycznej Sarmat to po prostu skuteczny, superciężki pocisk balistyczny. Posiada dużą prędkość około 20,7 Mach (25 560 km/h) i olbrzymią masę wyrzutu.

Pocisk ten ma kilka opcji wyposażenia bojowego, może przenosić 10 niezależnych MIRV przenoszących ładunki jądrowe o mocy 0,75 Megatony każdy. Alternatywnie RS-28 można będzie prawdopodobnie wyposażyć w 24 HGV (ang. Hipersonic Glide Vehicle) np. Avangard Yu-74. Potencjalnie będzie wiele uniwersalnych kombinacji głowic i środków przeciwdziałania wrogim systemów obrony powietrznej. Zasięg oczywiście globalny, w zakresie do 18 000 km, biorąc pod uwagę wielkość ładunku, pojedynczy Sarmat będzie zdolny unicestwić 3 stany USA wielkości Maryland. RS-28 jest też prawdopodobnie najbardziej

rozwiniętym (w kwestii dostępnych informacji do użytku cywilnego) pociskiem balistycznym w kwestii systemu naprowadzania. Zaawansowany układ INS, ewentualnie układ astro-inercyjny, wspomagany przez zmodernizowany system GLONASS, pozwala poszczególnym głowicom pocisku na 50% prawdopodobieństwo trafienia celu w 10 metrowym okręgu na dystansach międzykontynentalnych.

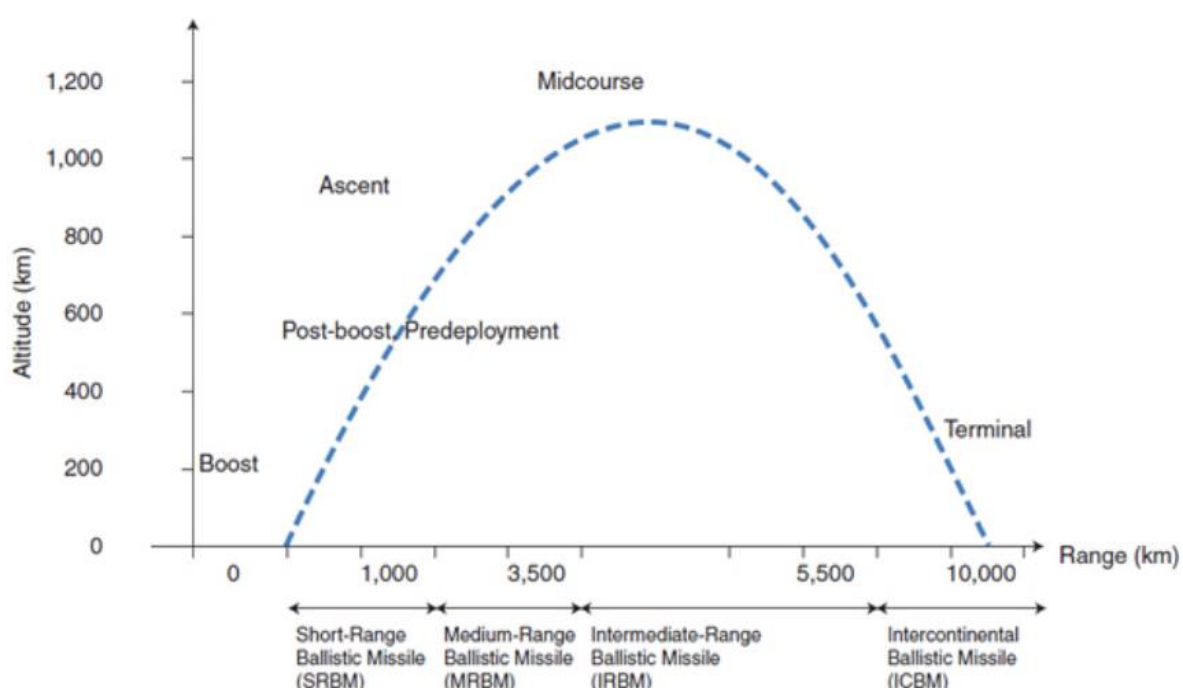
4.1.1 Fazy lotu pocisku balistycznego

Przed odpaleniem pocisku dochodzi do inicjalizacji procedury startowej, która przeważnie po określeniu celu powinna przebiegać błyskawicznie. System nawigacji pocisku zawierający standardowo odbiornik GPS i filtr IFA Kalmana, zazwyczaj otrzymuje dane inicjalizacyjne bezpośrednio z interfejsu elektronicznego, stanowiącego połączenie między platformą i pociskiem. Dane te mogą obejmować rodzaj i charakterystykę celu, wstępne dane informacyjne o stanie pocisku oraz wytyczne położenia, prędkości i wysokości dla pocisku. Ponadto dane inicjalizacyjne mogą zawierać początkowe dane kowariancji błędu (odchyłeń) dla filtru Kalmana. Po poprawnej inicjalizacji dochodzi do fazy startowej.

Faza startowa rozpoczyna się od włączenia silnika rakietowego pocisku, następnie pocisk jest wyrzucany z pojemnika przy sekwencji startowej. Następuje bardzo gwałtowne zwiększenie prędkości, a pocisk zostaje wstępnie skierowany w przewidzianym punkcie przecięcia po krzywej balistycznej. Podczas fazy startowej następuje również próba ustanowienia połączenia komunikacyjnego między pociskiem a platformą startową. Ponadto jeżeli system nawigacji pocisku jest wyposażony w odbiornik GPS, rozpocznie się pobieranie sygnałów GPS, po poprawnym ustanowieniu łącza, system zacznie wykonywać pomiary zewnętrzne w celu wspomagania podstawowego systemu nawigacyjnego np. INS. Pomiary te zostają następnie przetworzone przez algorytm filtru Kalmana, na podstawie tych kalkulacji wyliczone zostają wytyczne dla korekcy lotu pocisku. Podstawowym celem stosowania pomiarów zewnętrznych jest minimalizacja potencjalnych błędów nawigacji, zwłaszcza w przypadku niskiej prędkości przesyłania danych dla podstawowego systemu nawigacji pocisku. Jest to dość istotna kwestia zwłaszcza w przypadku pocisków taktycznych, krótkiego zasięgu, w przypadku których najbardziej istotnym błędem jest początkowy błąd wytycznych położenia pocisku, ze względu na krótki czas lotu istnieje bardzo mało czasu na ewentualną korekcję. Oczywiście jeżeli błąd położenia w kalkulacjach wykonanych przed startem, nie zostanie

skonfigurowany w trakcie lotu przez układ nawigacyjny, to bez względu na rodzaj i typ pocisku skala takiego błędu może okazać się olbrzymia. Ze względu na to integracja systemów naprowadzania pozwala na wzajemną asekurację poszczególnych systemów, gdyby coś poszło niezgodnie z planem.

Następna faza lotu to tzw. faza środkowa, podczas której następuje wyłączenie silników (tzw. zerowanie ciągu), w trakcie tej fazy pocisk wykorzystuje prędkość nadaną mu w trakcie startu, aby poruszać się przy pomocy siły bezwładności. W fazie tej pocisk znajduje się coraz bliżej celu, nie jest jednak wystarczająco blisko aby czujniki pokładowe były w stanie namierzyć cel. IMU raketowego systemu nawigacyjnego przesyła dane dotyczące przyspieszenia i prędkości obrotowej do autopilota pocisku.



Rys. 4.3 Rysunek przedstawiający kolejne fazy lotu pocisku balistycznego

Ostatnia jest faza powrotna lub terminalna, rozpoczyna się ona w trakcie namierzenia i potwierdzenia przez czujniki pocisku celu uderzenia. Jeżeli potwierdzenie i namierzenie celu nie zostanie uzyskane, systemów pocisku będzie oczekiwał na informację korekcyjną w celu ponownej próby namierzenia pierwotnego lub następnego celu. Informacje te stanowią wtedy aktualne odniesienie pocisku w stosunku do celu oraz dane dotyczące kowariancji, dostarczane w celu ponownej aktywizacji procesu. W trakcie fazy powrotnej system nawigacyjny pocisku wciąż, na bieżąco wykonuje zadanie utrzymania docelowego kursu do celu uderzenia. Dane dotyczące prędkości obrotowej i przyspieszenia są wciąż przesyłane do autopilota pocisku i

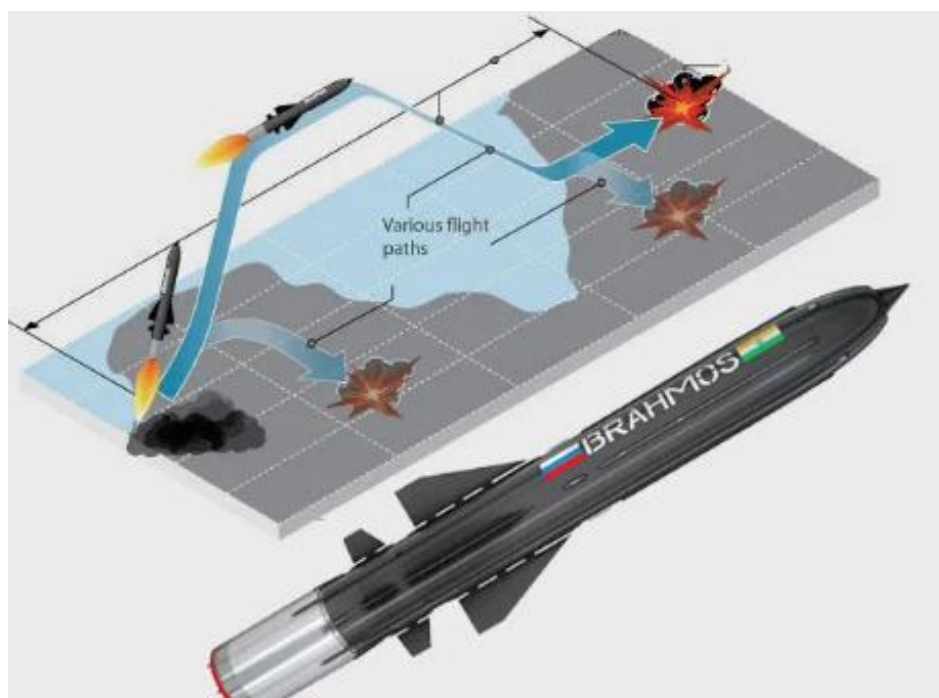
czujników kontrolnych, w celu ciągłych korekcji stanu nawigacji i maksymalizacji precyzji zaplanowanego uderzenia. W przypadku MIRV, gdy występuje wiele głowic bojowych, sytuacja odbywa się dokładnie tak samo, tylko w tym wypadku występuje po prostu większa ilość obiektów i potencjalnych celów uderzeń. Resztę wykonuje siła grawitacji, powodując przełamanie siły bezwładności i skierowanie pocisku prosto na cel.

4.2 Pociski manewrujące

Pociski manewrujące to rodzaj pocisków kierowanych, zaprojektowanych do przenoszenia głowicy bojowej nawet na odległości międzykontynentalne, przy olbrzymiej precyzji. W odróżnieniu od pocisków balistycznych, pociski te są napędzane i sterowane aż do momentu osiągnięcia celu. Standardowe pociski manewrujące są zdolne do poruszania się ze stałą prędkością naddźwiękową lub wysoką prędkością poddźwiękową, są przez to wolniejsze od pocisków balistycznych, jednak w przeciwieństwie do nich są za to w stanie latać po trajektoriach niebalistycznych, na bardzo niskich wysokościach i unikać potencjalnych możliwości zestrzelenia. Można zatem taki rodzaj pocisku określić jako bezzałogowy statek powietrzny, przeznaczony do jednorazowego ataku.

W przypadku pocisków manewrujących istnieje też nieco inny system klasyfikacji, pocisków manewrujących nie klasyfikuje się ze względu na zasięg maksymalny, w tym wypadku najistotniejszy jest cel misji oraz platforma startowa z jakiej odpalany jest pocisk. Wynika to bezpośrednio z większej uniwersalności tego typu uzbrojenia, nie jest to aż tak specjalistyczny rodzaj broni jak pociski balistyczne (aczkolwiek może wydawać się podobny). Zasadniczo wyróżnia się pociski przeznaczone do eliminacji celów lądowych określane jako LACM (ang. Land Attack Cruise Missiles) i pociski przeznaczone specjalnie do atakowania celów nawodnych tzw. AShM (ang. Anti-Ship Missiles). Zasadnicza różnica polega na tym że przeciwokrętowe pociski manewrujące są wyposażone w specjalny rodzaj głowicy bojowej, przeznaczonej do bezpośredniej penetracji powierzchni okrętu, znaczna różnica jest też widoczna w charakterystyce lotu (poruszanie się nad powierzchnią wody). Charakterystyczne jednak dla obu typów jest możliwość wystrzelenia zarówno z samolotu, statku, łodzi podwodnej lub naziemnej wyrzutni (oczywiście samoloty nie przenoszą pocisków międzykontynentalnych).

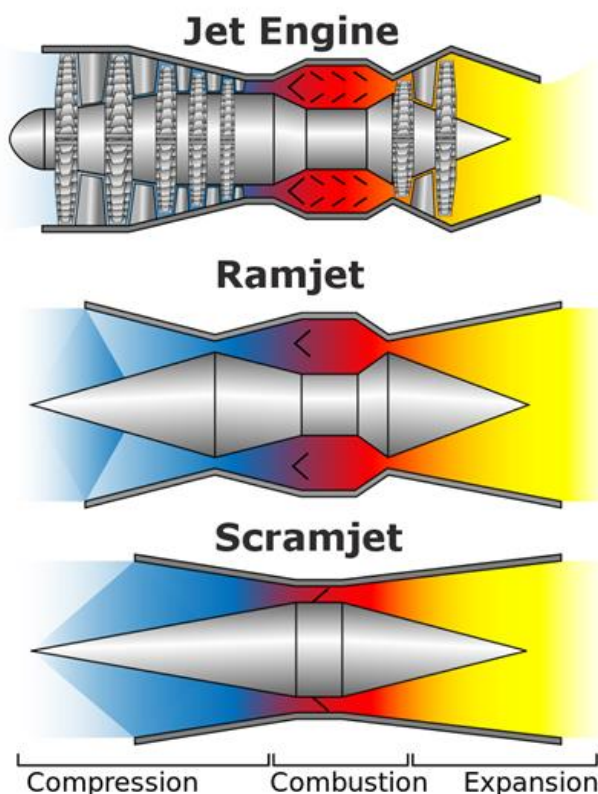
Tor lotu pocisków manewrujących zależy od ich platformy startowej, systemu naprowadzania oraz od celu do którego eliminacji dany pocisk jest przeznaczony. Pociski ASHM tak jak wspomniano poruszają się przeważnie kilka metrów nad powierzchnią wody. Taki profil lotu sprawia że pocisk jest niewidoczny dla radaru potencjalnego okrętu wroga, dopóki nie znajdzie się w odległości około 30 km od niego. Lot na niskiej wysokości oczywiście opóźnia wykrycie pocisku przez wroga, ma jednak zasadniczą wadę. Podczas takiego lotu zużycie paliwa jest znacznie wyższe, potencjalnie więc taki pocisk może przelecieć około 30-40% docelowego zasięgu lotu na dużych wysokościach. Pociski typu LACM poruszają się zgodnie z metodą dopasowywania się do powierzchni terenu, przykładowo w oparciu o TERCOM. Metod stosowanych w naprowadzaniu pocisków manewrujących jest sporo, może to być GPS/GLONASS, INS, LOSBR, TGM, podczerwień, naprowadzanie radarowe, a także kombinowane układy poszczególnych systemów naprowadzania itd. Niektóre pociski manewrujące, zwłaszcza konstrukcje o zasięgu globalnym poruszają się wyłącznie na dużej wysokości, uderzając następnie w cel w locie nurkowym. Taki profil lotu zapewnia pociskom znacznie większy zasięg, ponieważ rozrzedzone powietrze na dużych wysokościach stawia bardzo niski opór lotu i zmniejsza zużycie paliwa przez silnik. Dobór odpowiedniej trasy lotu zależy od potencjalnego celu i możliwych zagrożeń przechwycenia pocisku.



Rys. 4.4 Schemat przedstawiający różne możliwe profile i trajektorie lotu nowoczesnego pocisku manewrującego BRAHMOS

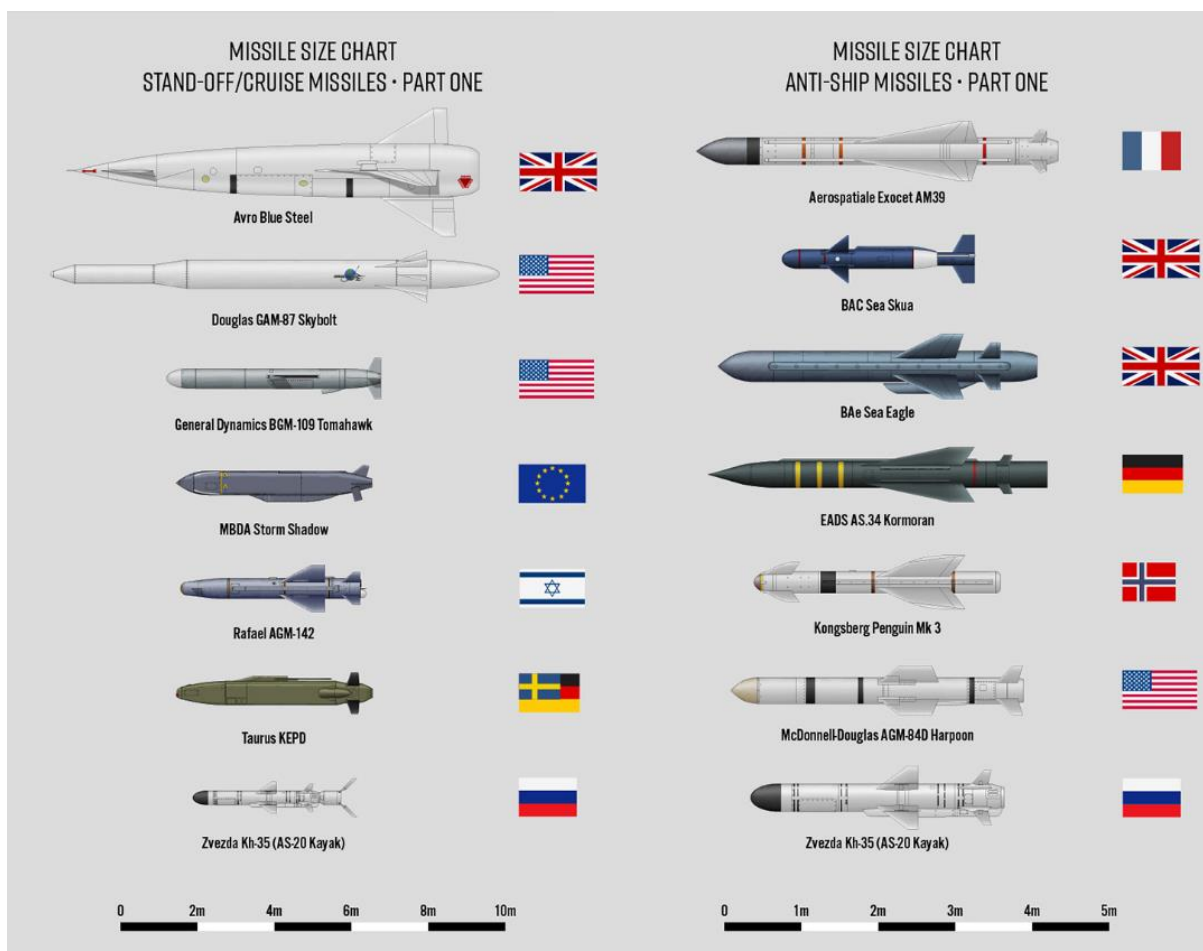
Wiele pocisków manewrujących porusza się mieszaną trajektorią i wykorzystuje wiele systemów nawigacyjnych w różnych konfiguracjach, podstawową cechą tego typu uzbrojenia jest wszechstronność zastosowań.

Klasyfikacja pocisków manewrujących zależy również od prędkości ich poruszania. Pociski poruszające się poniżej prędkości 1 Macha można określić jako poddźwiękowe pociski manewrujące. Do ich napędu stosuje się zazwyczaj standardowe silniki turbowentylatorowe lub turboodrzutowe. W pociskach klasyfikowanych jako naddźwiękowe znajduje się już zupełnie inny silnik, zwany silnikiem strumieniowym. Jest to specyficzny rodzaj silnika odrzutowego bez części ruchomych w swojej konstrukcji, wykorzystujący w trakcie lotu przepływ powietrza z otoczenia do jego sprężania. Prędkość tego rodzaju pocisków zamyka się w przedziale do 3 Macha. W przypadku najnowocześniejszych pocisków hipersonicznych stosuje się zmodyfikowaną wersję silników strumieniowych tzw. scramjet (ang. Supersonic Combustion Ramjet), zasada działania jest podobna, różnica polega głównie na prędkości sprężanego powietrza. W całym układzie silnika scramjet przepływ powietrza osiąga prędkość hipersoniczną, pociski wykorzystujące taki rodzaj silnika przekraczają już 5-krotnie prędkość dźwięku. Temat pocisków hipersonicznych zostanie rozwinięty w podpunkcie o nowoczesnej broni hipersonicznej.



Rys. 4.5 Schemat porównawczy konstrukcji silników pocisków manewrujących

W konstrukcji niektórych naddźwiękowych pocisków manewrujących, takich jak uniwersalny LCAM i raketotorpeda 3M-54 Kalibr wykorzystuje się w fazie powrotnej dodatkowy silnik rakietowy. Pozwala to w ostatniej fazie, znacznie zwiększyć prędkość i zminimalizować możliwy czas reakcji wroga.



Rys. 4.6 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków manewrujących LACM i ASHM

Naprowadzanie pocisków manewrujących odbywa się w 3 fazach, nazewnictwo jest podobne jak w przypadku pocisków balistycznych: faza startowa, faza środkowa i faza terminalna. W fazie startowej pocisk jest zazwyczaj naprowadzany wyłącznie za pomocą systemu nawigacji inercyjnej.

W fazie środkowej oprócz stałego naprowadzania przy pomocy INS, w ówczesnych pociskach manewrujących dochodzi aktualizacja przy pomocy TERCOMu, radarowego lub optycznego systemu dopasowywania terenu i dodatkowo przy pomocy globalnego systemu pozycjonowania.

Ostatnia faza terminalna rozpoczyna się gdy pocisk wchodzi w obszar celu i przechodzi do uderzenia w oparciu o dokładniejsze informacje o konturach terenu lub informacje pochodzące z czujników zewnętrznych.

Obrona przed nowoczesnymi pociskami manewrującymi jest bardzo wymagającym zadaniem dla systemów obrony powietrznej. Pociski takie mogą latać na bardzo małych wysokościach i pozostawać bezpośrednio pod linią obszaru przeszukiwania wrogiego radaru, mogą również wykorzystywać elementy terenu w celu całkowitego ukrycia się przed sygnałem radaru. Nowsze pociski wykonane w technologii Stealth są znacznie mniej widoczne dla radarów i detektorów podczerwieni. Ponadto pociski manewrujące mogą prowadzić skoordynowane działania i atakować cel z wielu różnych kierunków jednocześnie, całkowicie przytłaczając obronę powietrzną wroga w jej najsłabszych punktach. Bardzo często trasy lotu pocisków manewrujących są ustalane tak że pocisk lata okrężnymi drogami i porusza się w obszarach niebędących w pokryciu wrogich radarów i systemów obrony powietrznej. Niektóre rozwojowe systemy stosowane w tego typu pociskach wykorzystują specjalne wabiki jako dodatkową warstwę ochronną, cechą powodującą jednak największą trudność w wykryciu pocisku manewrującego pozostaje trudność w oszacowaniu jego potencjalnej trasy.

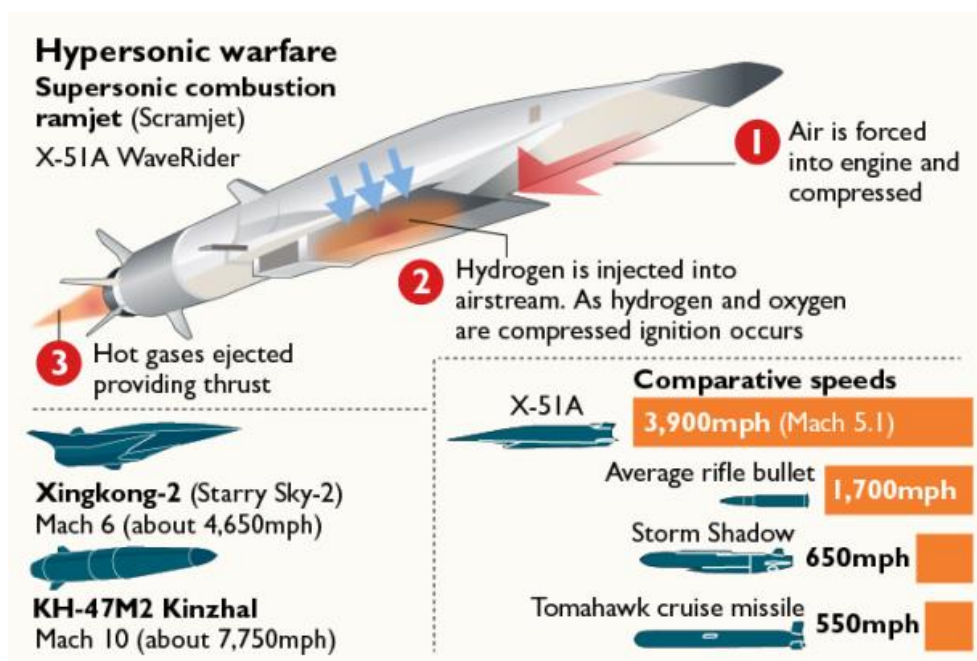
4.2.1 Hipersoniczne pociski manewrujące i HGV

Pojazdy powietrzne mogące poruszać się z prędkością ponad 5-krotnie większą niż prędkość dźwięku, czyli dokładnie powyżej 5 Mach, są klasyfikowane jak hipersoniczne. Broń hipersoniczną można ogólnie podzielić na dwie kategorie, czyli pociski manewrujące poruszające się z hipersoniczną prędkością oraz HGV (ang. Hypersonic Glide Vehicles). Ten rodzaj broni w przeciwieństwie do standardowych pocisków balistycznych nie podąża po trajektorii balistycznej, ponadto jest w pełni sterowalny w trakcie całej trasy lotu i zdolny do wykonywania uników oraz zmian trasy lotu. Można zatem powiedzieć że ten typ uzbrojenia łączy prędkość pocisków balistycznych z ruchliwością pocisków manewrujących.

Podstawową cechą takiego typu uzbrojenia jest zastosowanie specjalnego silnika strumieniowego z naddźwiękową komorą spalania tzw. scramjet. Jest to specjalny rodzaj silników strumieniowych, wywodzących się z napędu turboodrzutowego bez części ruchomych (w znacznym uproszczeniu), ciąg wytwarzany jest standardowo przez spalenie mieszanki

paliwa i utleniacza. Podobnie jak w przypadku konwencjonalnych silników odrzutowych, broń i samoloty napędzane przez scramjet przewożą paliwo na pokładzie i uzyskują utleniacz bezpośrednio z otoczenia w postaci tlenu atmosferycznego (w konstrukcji standardowego silnika raketowego, zarówno paliwo jak i utleniacz są przewożone na pokładzie). Ogranicza to w pewien sposób możliwość operacyjną takiego typu uzbrojenia, zmusza do utrzymywania broni w zakresie suborbitalnym gdzie zawartość tlenu jest wystarczająca do podtrzymania działania silnika.

Silnik scramjet składa się z trzech podstawowych elementów: zbieżnego wylotu, w którym napływające powietrze jest sprężane, komory spalania, gdzie paliwo w stanie gazowym jest spalane z tlenem atmosferycznym w celu wytworzenia ciepła i specjalnej dyszy, w której rozgrzane powietrze jest przyspieszane do prędkości naddźwiękowych w celu wytworzenia ciągu. Ze względu na charakter działania silnika scramjet, może on funkcjonować przy prędkościach prawie wyłącznie hipersonicznych.

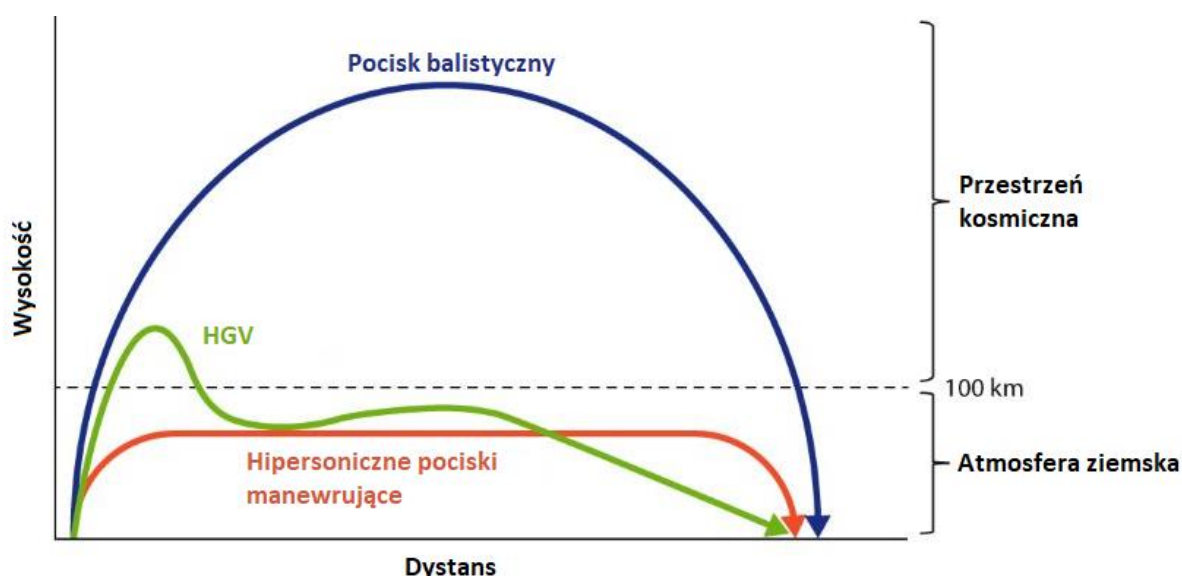


Rys. 4.7 Podstawowy schemat działania silnika scramjet w oparciu o prototypowy Boeing X-51A WaveRider (wraz z porównaniami prędkości)

Wracając do klasyfikacji pierwszym typem broni hipersonicznej jest HGV, jest to hipersoniczny pojazd z głowicą bojową. Najpierw jest on wynoszony w przestrzeń kosmiczną na pokładzie konwencjonalnej rakiety, a następnie wyrzucany na określonej wysokości, z odpowiednią prędkością. Wysokość, na której następuje wyrzucenie HGV z pokładu rakiety zależy od zamierzonej trajektorii lotu do celu. Ostatecznie HGV zaczyna opadać w kierunku powierzchni ziemi, nabierając coraz większej prędkości. Przed zanurkowaniem w kierunku

celu podczas ostatniej fazy lotu, pojazd przemieszcza się w górnej warstwie atmosfery ziemskiej. Standardowo HGV będzie starał się utrzymywać jak najdłużej na wysokości powyżej 70km, w celu zachowania jak największej energii kinetycznej utraconej wraz ze wzrostem gęstości powietrza.

Kolejnym typem są po prostu hipersoniczne pociski manewrujące. Pocisk taki jest napędzany do dużych prędkości, powyżej 5 Macha. Początkowo napędzanie odbywa się przy pomocy silnika raketowego, następnie rozpoczyna się działanie silnika scramjet, utrzymującego stałą prędkość hipersoniczną pocisku. W sumie hipersoniczne pociski manewrujące są zmodyfikowanymi wersjami obecnie wykorzystywanych pocisków manewrujących, poruszają się jednak na wyższych wysokościach w okolicach 30km, aby zapewnić odpowiednie ciśnienie dla prawidłowego działania silnika scramjet.



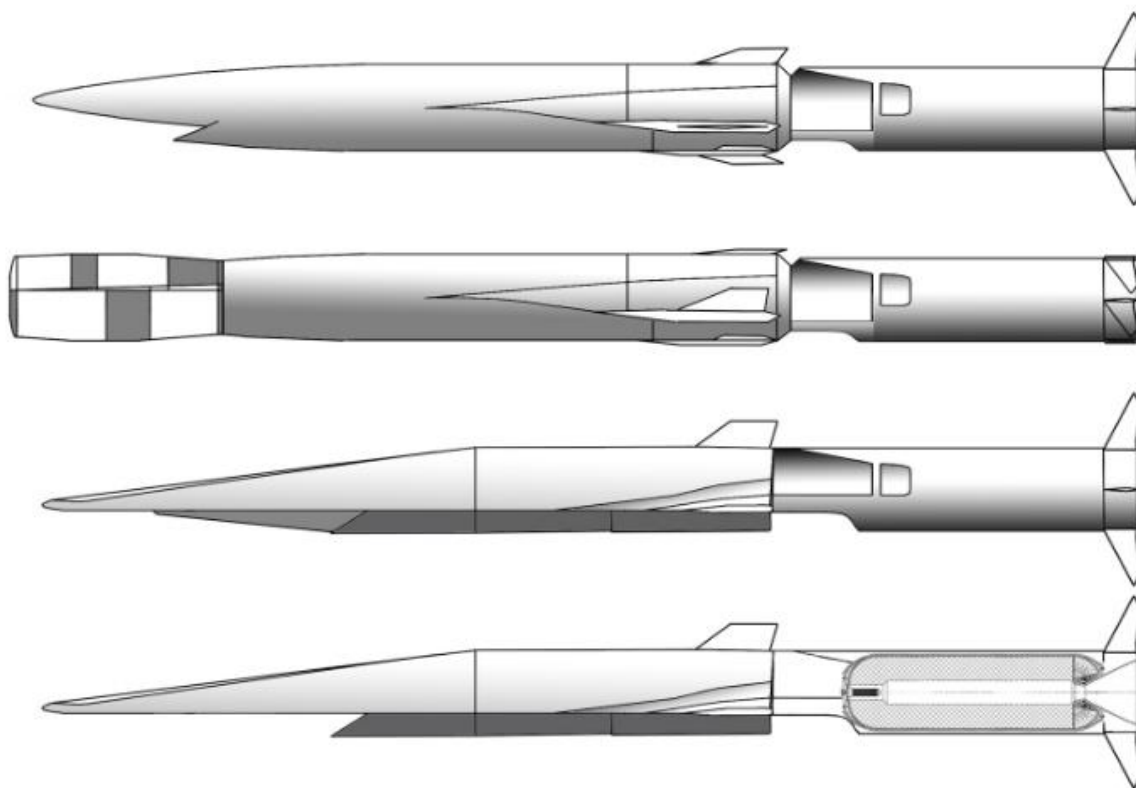
Rys.4.8 Porównanie tras lotu pocisków balistycznych, HGV i hipersonicznych pocisków manewrujących

Wchodzącym właśnie do użytku, dość standardowym, hipersonicznym pociskiem manewrującym jest przykładowo rosyjski 3M22 Cyrkon. Zaprojektowany jako LACM oraz AShM zdolny do osiągnięcia prędkości hipersonicznych, mający zastąpić dotychczas wykorzystywany przez rosyjską marynarkę, ciężki pocisk przeciwokrętowy P-700 Granit. Szacuje się że Cyrkon będzie zdolny do osiągnięcia prędkości 9 Mach, natomiast jego zasięg maksymalny, w zależności od drogi do przechwycenia celu będzie wynosił powyżej 500 km. System naprowadzania 3M22 składa z INS wsparty przez GLONASS, możliwość kontroli zdalnej i optyczny system kontroli lotu (z tego co widzę). Biorąc pod uwagę jego prędkość, częstą możliwość wymiany informacji dotyczących potencjalnego celu, kilka typów sterowania (w tym komendowego, w zależności od potrzeb) oraz oczywiście zdolność poruszania się po

dowolnej trasie lotu. Będzie w stanie najprawdopodobniej przebić się przez dowolny, wykorzystywany obecnie okrętowy system obrony morskiej.

<http://militaryrussia.ru> (c) 17.10.2020

Ракета 3М-22 "Циркон" / Tsirkon missile



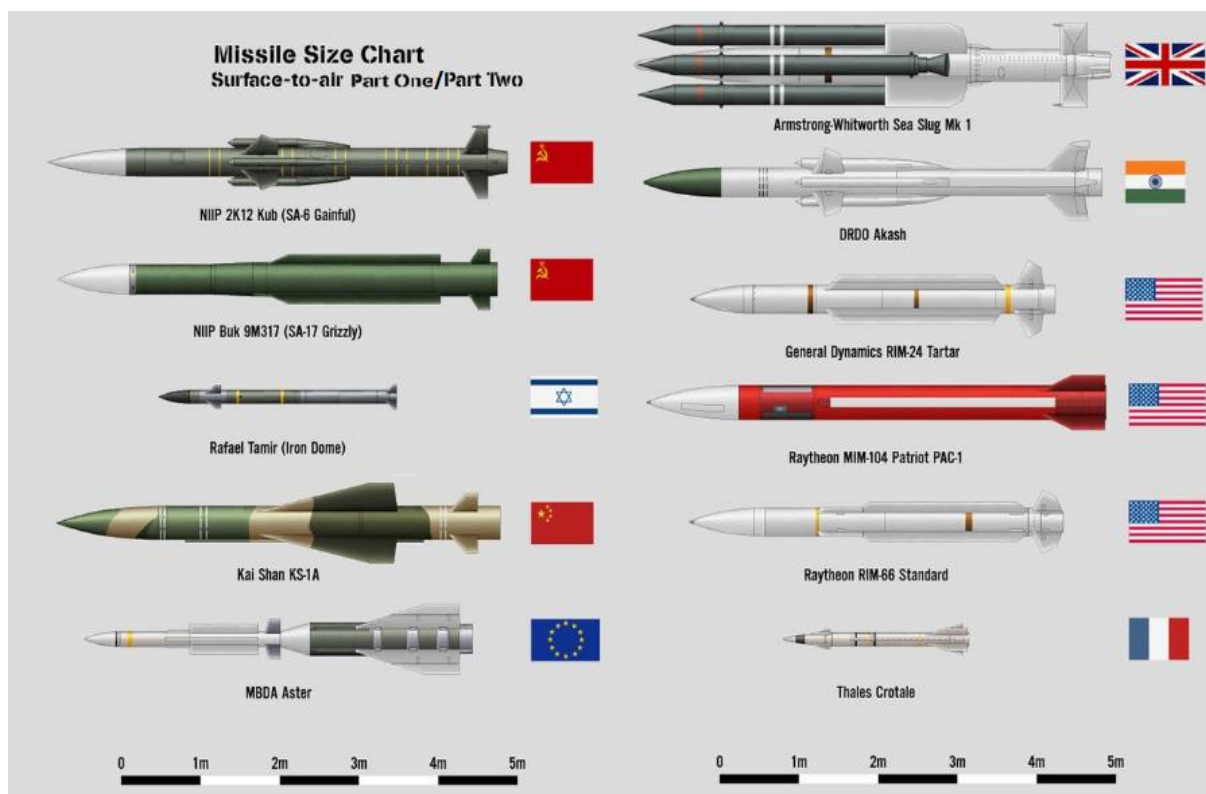
Rys. 4.9 Porównanie ewolucji konstrukcji pocisku 3M-22 (od dołu zdjęcia z 2016, do góry ówczesna wersja)

4.3 Pociski przeciwlotnicze

Jest to klasa pocisków kierowanych przeznaczonych bezpośrednio do eliminacji celów powietrznych. Wyróżnia się kilka kategorii pocisków tej klasy w zależności od ich podstawowego przeznaczenia. Pociski ziemia-powietrze SAM (ang. Surface-To-Air Missile) są klasą pocisków odpalanych z ziemi, w celu zniszczenia wrogiego samolotu lub pocisku balistycznego. W nowoczesnym wojsku jest to podstawowy system obrony przeciwlotniczej, który zepchnął zastosowanie broni lufowej do wyłącznie specjalistycznych zadań.

W klasie pocisków przeciwlotniczych, przeważnie rozmiar wpływa na potencjalny zasięg maksymalny, zatem pociski zdolne do lotu na większe odległości są na ogół cięższe. Prowadzi to do ułatwienia i klasyfikacji pocisków SAM do trzech podstawowych kategorii: ciężkie systemu dalekiego zasięgu, czasami stacjonarne lub mobilne, systemu przeciwlotnicze średniego zasięgu montowane na pojazdach (zdolnych również do ostrzału w ruchu) np. Buk-

M3 9K317M oraz lekkie systemy obrony przeciwlotniczej, w tym również przenośne wyrzutnie obsługiwane przez pojedynczego żołnierza.



Rys. 4.10 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków klasy ziemia-powietrze

Nowoczesne systemy przeciwlotnicze dalekiego zasięgu, takie jak MIM-104 Patriot lub S-300 mają efektywny zasięg dochodzący do 150 km, przy zachowaniu niezłej mobilności i szybkiego czasu rozstawienia. Starsze systemy takie jak MIM-14 Nike Hercules lub S-75M, nie dość że posiadały znacznie mniejszy zasięg, to jeszcze wymagały stałych platform startowych składających się z całego szeregu osobnych urządzeń. Wraz z rozwojem paliw rakietowych i minimalizacji elektroniki, najcięższe systemy rakietowe mogą pozostać mobilne, a możliwości na przykładzie rosyjskiego S-400 Triumf pozwalają na jednoczesne śledzenie i atakowanie kilku celów jednocześnie na dystansie do 400km.



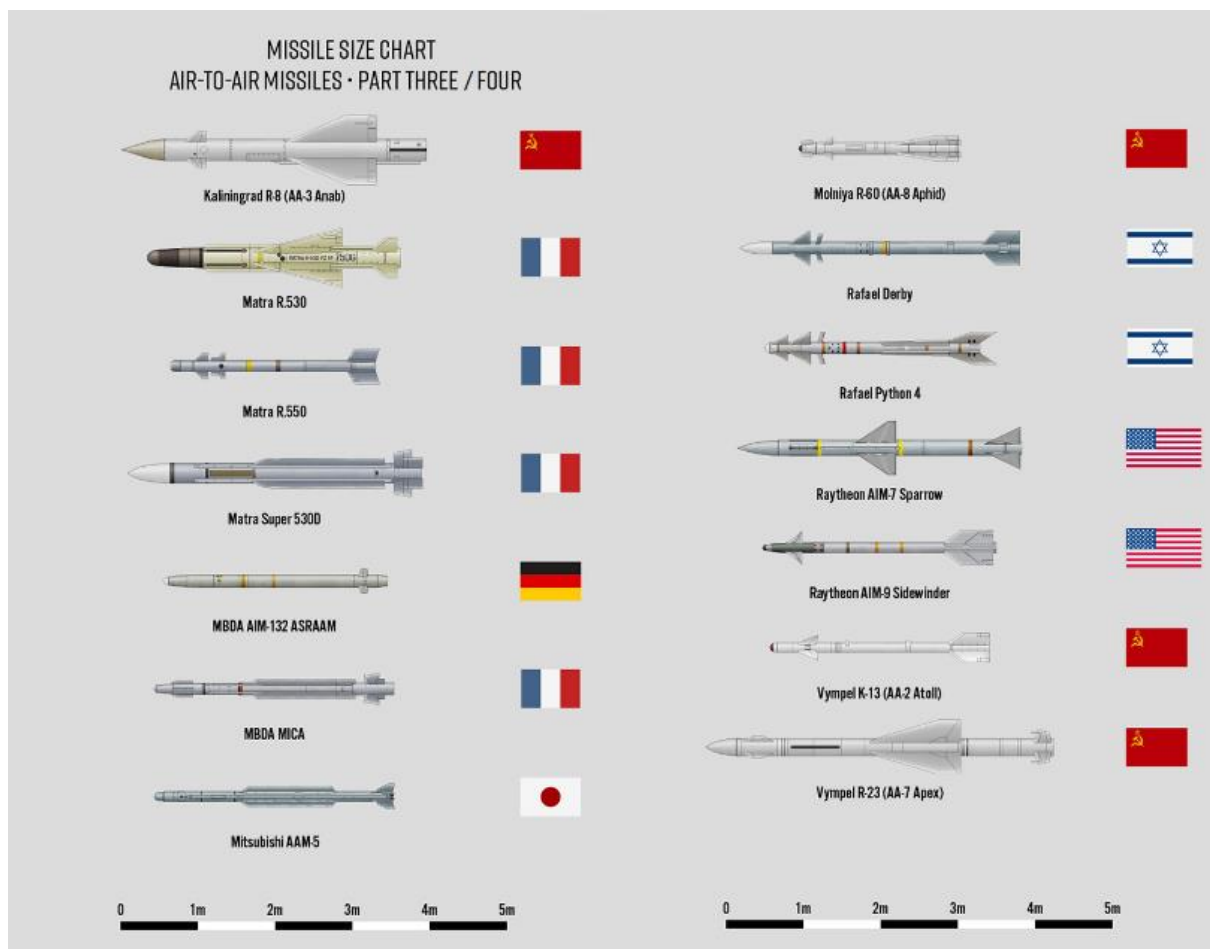
Rys. 4.11 Kolejne kroki działania rosyjskiego systemu S-300

Naziemne systemy przeciwlotnicze klasyfikuje się na podstawie rodzaju ich naprowadzania, ogólnie wyróżnia się takie wykorzystujące w swoim procesie naprowadzania wiązkę radarową oraz systemy polegające na innych środkach naprowadzania. Radar jest charakterystycznie wykorzystywany przez SAM dalekiego zasięgu w celu wczesnego wykrywania i naprowadzania. Sam pocisk naprowadzany jest jednak metodą samonaprowadzania półaktywnego, odbicia transmisji sygnału radarowego są przechwytywane przez odbiornik pocisku starający utrzymać się na odebranych sygnale. Metoda ma tę zaletę że większość sprzętu zostaje na ziemi, jednocześnie wyeliminowana zostaje potrzeba komunikacji stacji naprowadzającej z pociskiem po jego wystrzeleniu. Mniejsze pociski, zwłaszcza te odpalane z wyrzutni przenośnych, wykorzystują zazwyczaj naprowadzanie na podczerwień. W odróżnieniu od SAM dalszego zasięgu nie wymagają stałego działania radaru śledzącego, a po wystrzeleniu same naprowadzają się na cel tzw. „Fire and Forget”.

Kolejnym klasą pocisków przeciwlotniczych są pociski powietrze-powietrze AAM (ang. Air-To-Air Missile), są to pociski wystrzeliwane z samolotu w celu eliminacji innego obiektu powietrznego. Ten rodzaj pocisków jest napędzany przez jeden lub więcej silników raketowych, zazwyczaj na paliwo stałe, chociaż zdarzają się również się napędzane paliwem ciekłym. Standardowo wprowadza się jednak coraz większą ilość AAM wykorzystujących silniki strumieniowe, pozwala to na utrzymanie wyższej prędkości w całym okresie lotu pocisku. Przykładami AAM napędzanych silnikiem strumieniowym są rosyjski R-77-PD oraz europejski Meteor.

Pociski klasy powietrze-powietrze dzieli się zasadniczo na dwie grupy. Pierwsza grupa to pociski zaprojektowane do walki z wrogimi samolotami na odległości mniejszej niż 30 km. Określa się je jako pociski bliskiego zasięgu lub pociski przeznaczone do walki w zasięgu widoczności, angielskie nazwy to odpowiednio SRAAM (Short Range AAM) oraz WVRAAM (Withing Visual Range AAM). Pociski takie są projektowane mając na uwadze ruchliwość i zwinnosć podczas manewrowania, zasięg jest tutaj drugorzędną kwestią. Większość wykorzystuje standardowe naprowadzanie na podczerwień. Z kolei pociski powietrze-powietrze służące do eliminacji celów lotniczych na średnim lub dalekim dystansie określa się pociskami przeznaczonymi do walki poza zasięgiem widzenia BVRAMM (ang. Beyond Visual Range AAM), angielskie skróty to MRAAM (Medium Range AAM) w przypadku pocisków średniego zasięgu oraz LRAAM (Long Range AAM). Zazwyczaj ten rodzaj pocisków wykorzystuje jakąś formę naprowadzania radarowego. Niektóre współczesne konstrukcje wykorzystują INS przez większość trasy lotu pocisku, jednak po zbliżeniu się do celu wykorzystywane jest samonaprowadzanie przy pomocy aktywnego czujnika naprowadzania. Sporo ilość konstrukcji pocisków klasy ziemia-powietrze i powietrze-powietrze jest bardzo blisko ze sobą powiązana, w niektórych przypadkach występują wersje SAM i AAM tej samej broni.

Chociaż standardowo pocisk może wykorzystywać radar lub podczerwień do namierzenia celu, samolot w charakterze platformy startowej może wykryć i śledzić cel jeszcze przed wystrzeleniem pocisku. Pociski naprowadzane na podczerwień mogą zostać podporządkowane radarowi na pokładzie samolotu i być przez niego kierowane bezpośrednio na cel uderzenia. Natomiast pociski naprowadzane radarowo, mogą być wystrzeliwane w kierunku celu wykrytego wizualnie lub przy pomocy systemu wyszukiwania i śledzenia w podczerwieni zwanegoIRST (ang. Infra-Red Search and Track).

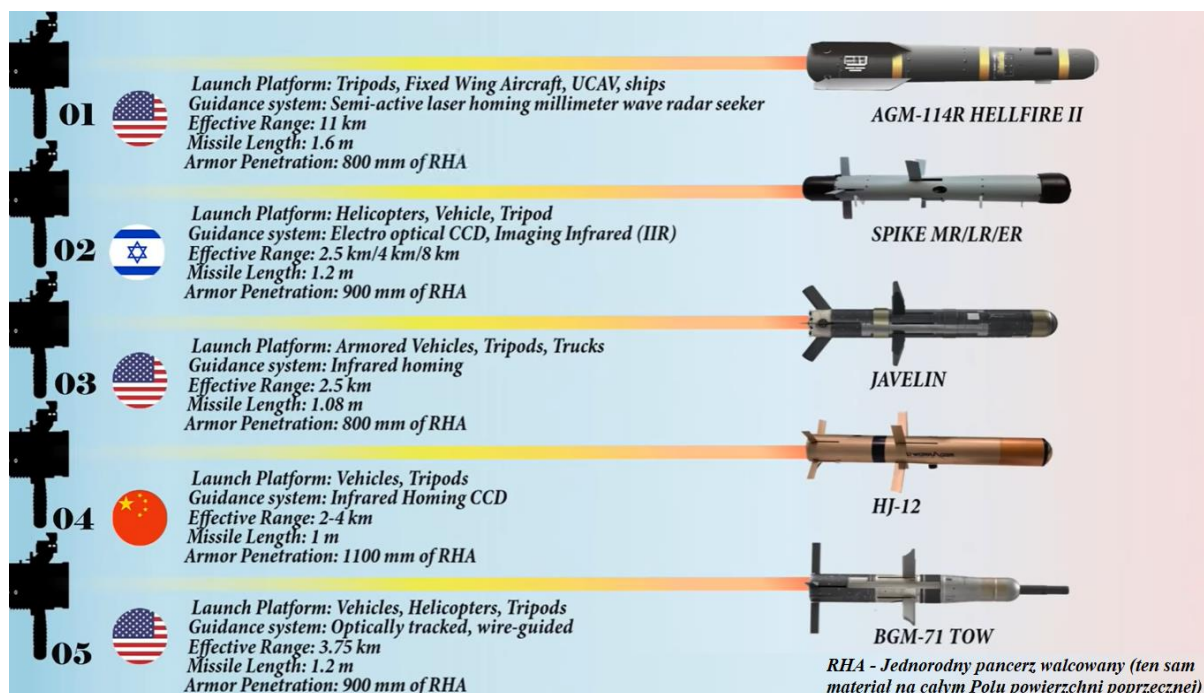


Rys. 4.12 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków klasy ziemia-powietrze

4.4 Przeciwpancerne pociski kierowane (ATGM)

Przeciwczołgowe lub inaczej przeciwpancerne pociski kierowane tzw. PPK, w angielskiej terminologii określane jako ATGM (Anti-Tank Guided Missile), przeznaczone zgodnie z nazwą głównie do eliminacji silnie opancerzonych pojazdów wojskowych. Standardowo PPK mają różne rozmiary, od przenośnej wyrzutni obsługiwanej przez pojedynczego żołnierza, przez bardziej stacjonarne systemu obsługiwane przez drużynę np. na podstawie trójnożnej, po przeciwpancerne systemy raketowe montowane na pojazdach i samolotach. Ten rodzaj pocisków posiada sporo różnych możliwych systemów naprowadzania, takich jak naprowadzanie laserowe typu LOSBR, przy pomocy kamery telewizyjnej TVG lub po prostu naprowadzanie przewodowe, przy pomocy cienkiego przewodu połączonego między pojazdem a pociskiem.

Nowoczesne systemy PPK takie jak amerykański FGM-148 Javelin lub izraelski Spike wykorzystują technologię „Fire and Forget”. Umożliwia ona operatorowi ręcznej wyrzutni wybranie celu przy pomocy wizjera optycznego lub wizjera na podczerwień. Po wystrzeleniu pocisk samoistnie podąża za wyznaczonym celem, bez dalszych działań ze strony operatora. W przypadku Javelina cały proces jest wykonywany przez kamerę w nosie pocisku, która na bieżąco wykonuje zdjęcia celu i porównuje z obrazami zapisanymi w pamięci w trakcie odpalenia.



Rys. 4.13 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych przeciwpancernych pocisków kierowanych ATGM

Jedną z obecnie wprowadzanych konstrukcji ATGM można znaleźć w Wojsku Polskim, jest to przeciwpancerny pocisk kierowany Pirat-1 oraz Pirat-2. Obecnie zdolności przeciwpancerne WP opierają się na niewielkiej ilości systemów kierowanych średniego zasięgu Spike-LR, ich niewystarczająca ilość powoduje że w użyciu pozostają wciąż postsowieckie PPK 9M14 Malutka, pochodzące z lat 60 XX wieku. Jednym z zaproponowanych programów było wprowadzenie do użytku lekkiej, specjalistycznej broni, będącej rozwiązaniem pośrednim pomiędzy ręcznymi granatnikami przeciwpancernymi takimi jak RPG-7, a wspomnianym systemem Spike. Program określony jako Pirat zakłada stworzenie półaktywnej, precyzyjnej amunicji naprowadzanej wiązką laserową, wystrzelianej bezpośrednio z granatnika przeciwpancernego. Obniża to znacznie koszty w porównaniu do standardowych pocisków kierowanych optoelektronicznie lub światłowodowo, jednocześnie znacznie zwiększając możliwości w porównaniu do nienaprowadzanego RPG-7. Konstrukcja

samego pociski jest bardzo podobna do tych wykorzystywanych w ukraińskim RK-3 Korsar. Docelowo jednak Pirat będzie znacznie lżejszy od ukraińskiej wyrzutni, założenia techniczne mówią o zasięgu 2500 metrów i możliwości przebicia 550 milimetrowego stalowego pancerz wspartego przez pancerz reaktywny (przeciwko głowicom kumulacyjnym).

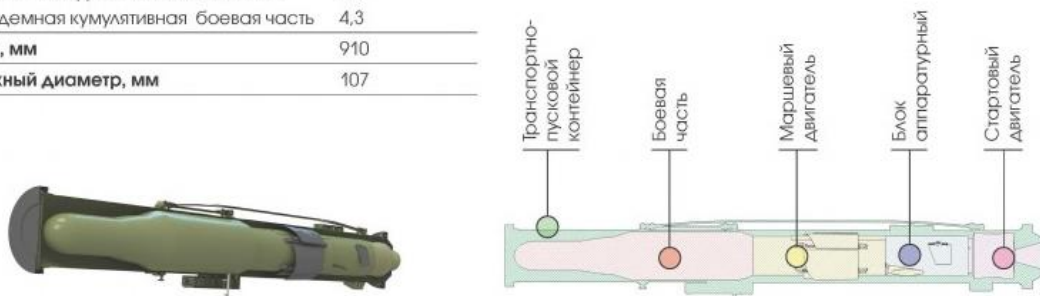
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА В ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОМ КОНТЕЙНЕРЕ

Управление ракетой в полете осуществляется в информационном поле управления, создаваемом лучом оптического квантового генератора (лазерным лучом) прибора наведения.

ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОЙ КОНТЕЙНЕР (с ракетой)	
Масса, кг	не более 15,5
Длина, мм	1180
Наружный диаметр, мм	113
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА	
Масса, кг:	
• ракета	не более 10,5
• осколочно-фугасная боевая часть	3,5
• танDEMная кумулятивная боевая часть	4,3
Длина, мм	910
Наружный диаметр, мм	107

Управляемая ракета в транспортно-пусковом контейнере состоит из:

- управляемой ракеты в составе:
 - боевая часть,
 - маршевый двигатель,
 - блок аппаратурный.
- транспортно-пускового контейнера;
- стартового двигателя.

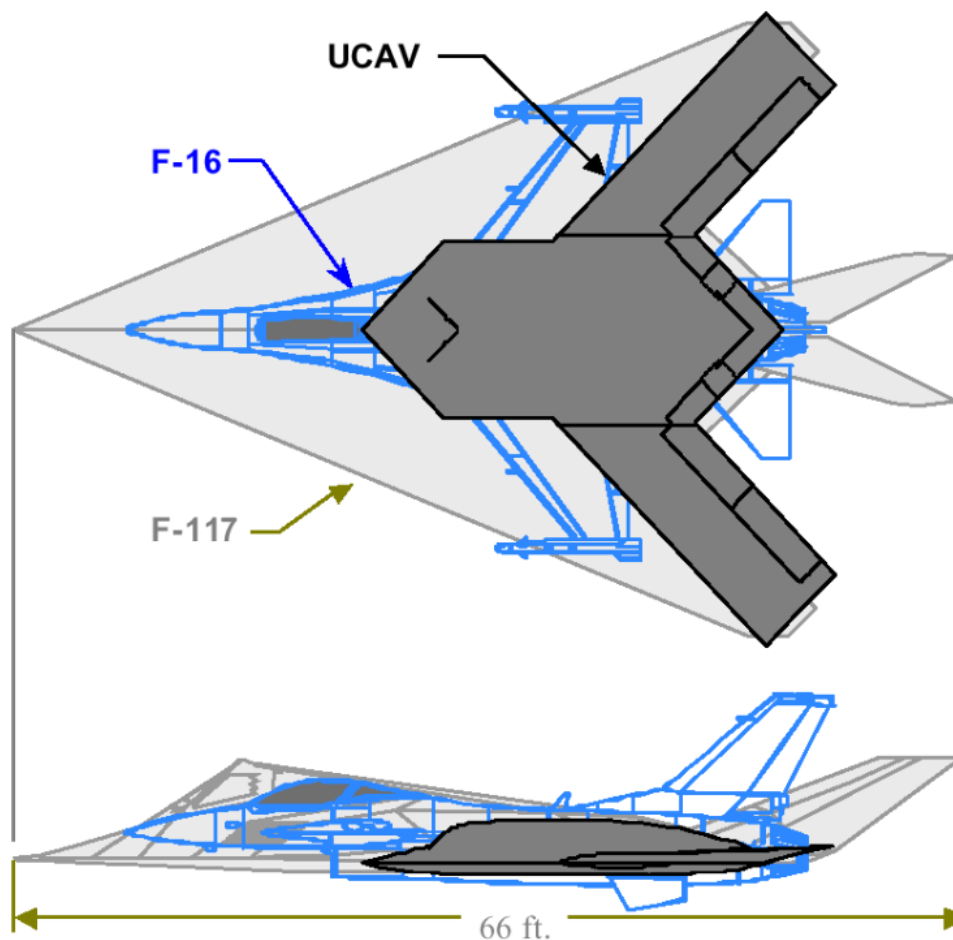


Rys. 4.14 Specyfikacja techniczna systemu PPK RK-3 Korsarz

4.5 Wojskowe BSP

UCAV (ang. Unmanned Combat Aerial Vehicle) lub BSP czyli Bezzałogowy Statek Powietrzny lub Bezzałogowy System Powietrzny, w terminologii wojskowej jest to wojskowy statek powietrzny sterowany autonomicznie, przy pomocy zdalnego sterowania, albo wykorzystujący obie metody. Standardowo wyposażenie BSP to czujniki, wskaźniki celu, systemy uzbrojenia lub nadajniki elektroniczne, przystosowane do zakłócania i niszczenia wrogiej infrastruktury radioelektronicznej. Ze względu na pełną autonomiczność BSP nie wymagają takich samych rozwiązań konstrukcyjnych jak wojskowe samoloty załogowe, pozwalając na prowadzenie nawet najniebezpieczniejszych misji bez zagrożenia życia

operatora. W konsekwencji oferują znacznie większy zasięg, możliwości i wytrzymałość niż analogiczne systemy wymagające przebywania na pokładzie człowieka.



Rys. 4.15 Zestawienie wielkości konstrukcji drona RQ-170 Sentinel z samolotem wielozadaniowym F-16 Fighting Falcon i bombowcem F-117 Nighthawk

BSP mają wiele zalet i zastosowań, powszechnie uważa się że bezzałogowe drony wojskowe sprawdzają się znacznie lepiej w niebezpiecznych misjach, w których istnieje wysokie ryzyko dla załogi pojazdu. Dokładnie to samo stwierdzenie tyczy się operacji w których może wystąpić potencjalne zagrożenie nuklearne, chemiczne lub biologiczne. Ponadto maszyny znacznie lepiej nadają się do zadań monotonnych, długich i wymagających wytrzymałości (przykładowo długotrwałe operacje rozpoznawcze) lub po prostu wykraczających poza możliwości fizyczne ludzkiej załogi. Drony wojskowe zapewniają bardzo elastyczne możliwości operacyjne i mogą być używane w wielu różnych rolach. Począwszy od małych dronów wykorzystywanych głównie w zakresie rozpoznania i gromadzenia informacji, po szybkie, ciężkie do wykrycia jednostki przeznaczone do błyskawicznych ataków w dowolnym miejscu na Ziemi.

Klasa	Kategoria	Szczebel	Pułap oper.	Zasięg	Zakres Wsparcia
Klasa I (poniżej 150kg)	MICRO	Pododdział	Do 200 ft	5 km (LOS)	Pododdziału (pluton/drużyna)
	MINI	Pododdział	Do 1000 ft	25 km (LOS)	Pododdziału (batalion/kompania)
Klasa II (150-600kg)	SMALL	Pododdział	Do 1200 ft	80 km (LOS)	Oddziału/poddziału (brygada/pułk/batalion)
	TACTICAL	Taktyczny	Do 3000 ft	200 km (LOS)	Oddziału (dywizja/brygada)
Klasa III (powyżej 600kg)	MALE	Operacyjny	Do 40,000 ft	Bez ograniczeń (BLOS)	Operacji połączonych
	HALE	Strategiczny	Do 65,000 ft	Bez ograniczeń (BLOS)	Strategiczny

Tab. 4.3 Standardowa klasyfikacja BSP wykorzystywana przez NATO

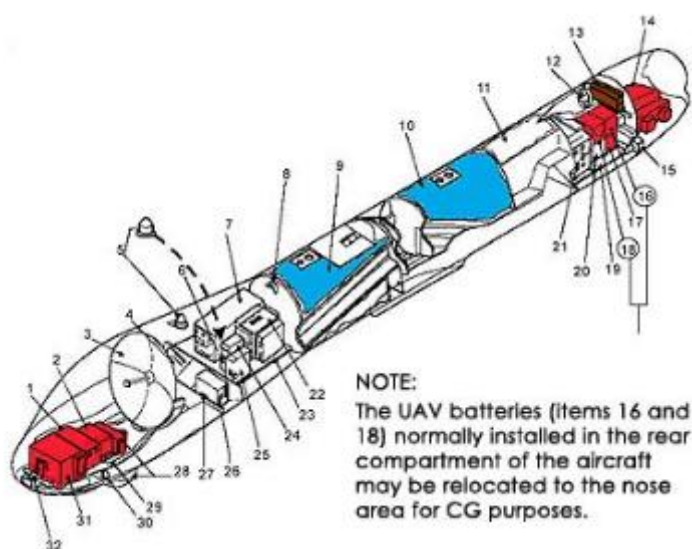
4.4.1 Bezzałogowe, rozpoznawcze drony bojowe

Ten rodzaj BSP jest wykorzystywany głównie w misjach zwiadowczych, jednak są w większości sytuacji uzbrojone by w razie potrzeby wyeliminować potencjalny, namierzony cel lub udzielić bezpośredniego wsparcia wojskom lądowym. Podstawową i najważniejszą cechą tych BSP jest bezawaryjna praca systemów i niezbędnych urządzeń w procedurach obserwacyjnych. Poruszają się na średnich lub dużych wysokościach z małą prędkością przelotową, starając się jak najdłużej wykonywać zadania związane z gromadzeniem informacji. Raczej nie wykorzystuje się ich bezpośrednio w obszarach o wysokim zagrożeniu atakiem przeciwlotniczym, z powodu dużej sygnatury radarowej w połączeniu z niską prędkością i zwrotnością. Jest to chyba najbardziej ikoniczny rodzaj BSP, standardowym przykładem może tu być amerykański dron bojowy MQ-9 Reaper, nazywany także Predator B.

Jeżeli chodzi o kwestię sterowania i komunikacji z dronem, to standardowy BSP jest po prostu zdalnie sterowanym samolotem wyposażonym w nowoczesne systemy obserwacyjne i

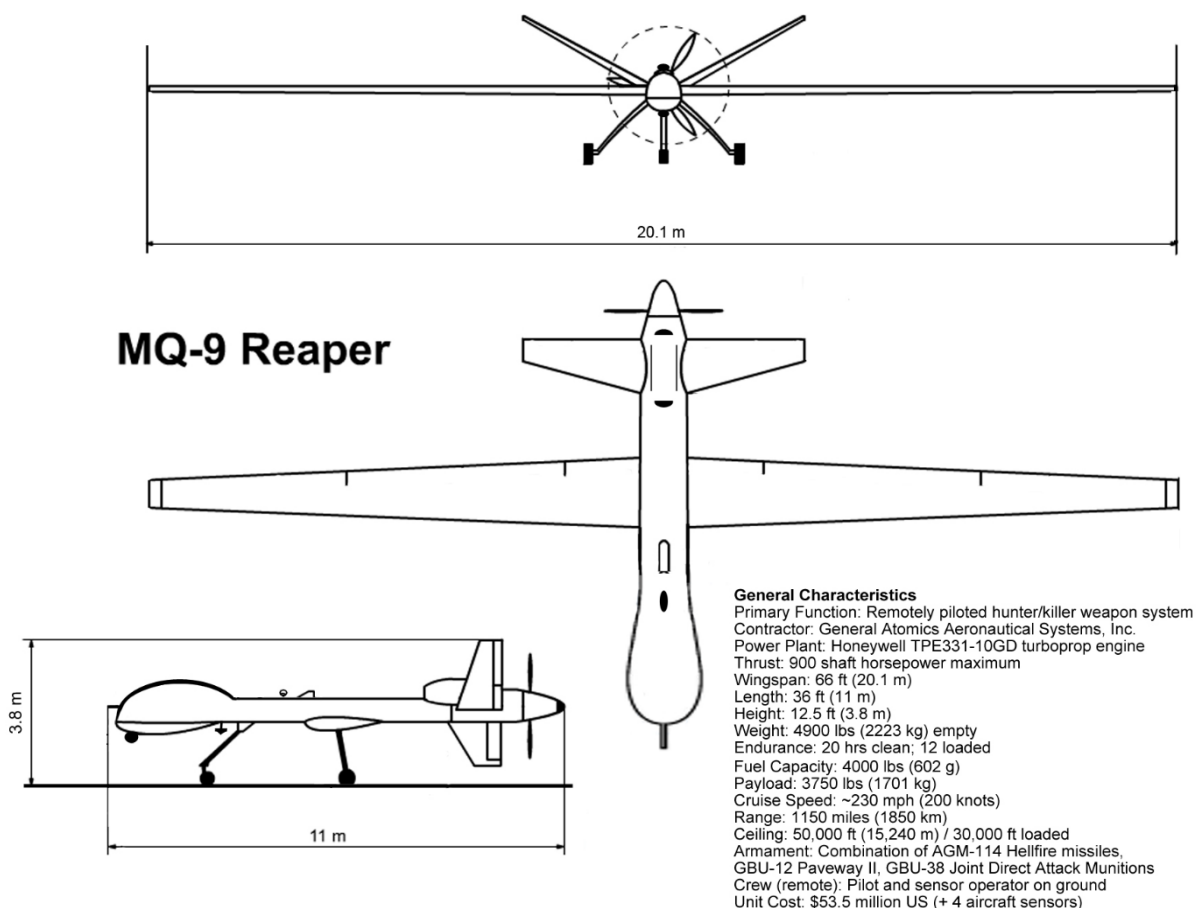
naprowadzające. Konstrukcja ta nie jest wysoce skomplikowana ale sprawdza się w zamierzonych funkcjach, cały układ składa się z (podstawowo) :

- 1) Radaru z syntetyczną aperturą określanego jako SAR (ang. Synthetic Aperture Radar),
- 2) Inercyjnego systemu nawigacji wraz z GPS,
- 3) Anteny do komunikacji satelitarnej w paśmie IEEE Ku,
- 4) Urządzenia nagrywającego w stylu VCR
- 5) Anten GPS
- 6) Systemu identyfikacji APX-100



Rys. 4.16 Dokładny model konstrukcyjny Predatora

W przypadku Reapera śledzenie odbywa się przy pomocy radaru AN/APY-8 Lynx w oparciu o mapowanie powierzchni ziemi. Optoelektroniczna głowica drona zawiera system elektrooptyczny AN/DAS-1 pozwalający na zintegrowanie kamery do lotów w świetle dziennym z systemem obserwacji w podczerwieni, dalmierzem cyfrowym i standardowym laserowym wskaźnikiem celów.



Rys. 4.17 Szkic konstrukcyjny i specyfikacja techniczna BSP MQ-9 Reaper/MQ-1B Predator

Ten typ dronów jest najodpowiedniejszy do atakowania ruchomych, wrażliwych celów naziemnych w krótkich przedziałach czasowych lub natychmiastowa identyfikacja i eliminacja celu o dużej wartości. Przykładem może być eliminacja wrogiego dowództwa w środowisku miejskim, głęboko za liniami wroga lub paraliżowanie wrogich systemów wsparcia obrony powietrznej (instalacje, pojazdy). Takie operacje wymagają możliwości szybkiej identyfikacji celu i możliwości błyskawicznego, skutecznego uderzenia. Wysoka precyzja jest niezbędna w przypadku operacji w których zagrożone są obszary cywilne, w celu uniknięcia potencjalnych strat postronnych.

Ze względu na możliwość długotrwałego lotu, ten typ dronów nadaje się też świetnie do wsparcia bezpośredniego sił lądowych w warunkach eskalacji działań frontowych. Wojska lądowe uzyskują w ten sposób stały dostęp do wsparcia lotniczego w długim okresie czasowym. Długi czas lotu i dostęp do dokładnych urządzeń rozpoznawczych powoduje że takie BSP sprawdzają się również podczas patrolowania i eskorty szlaków oraz konwojów, a także obrony instalacji morskich. Relatywnie tani dostęp do tego rodzaju dronów posiada też znaczący aspekt psychologiczny.

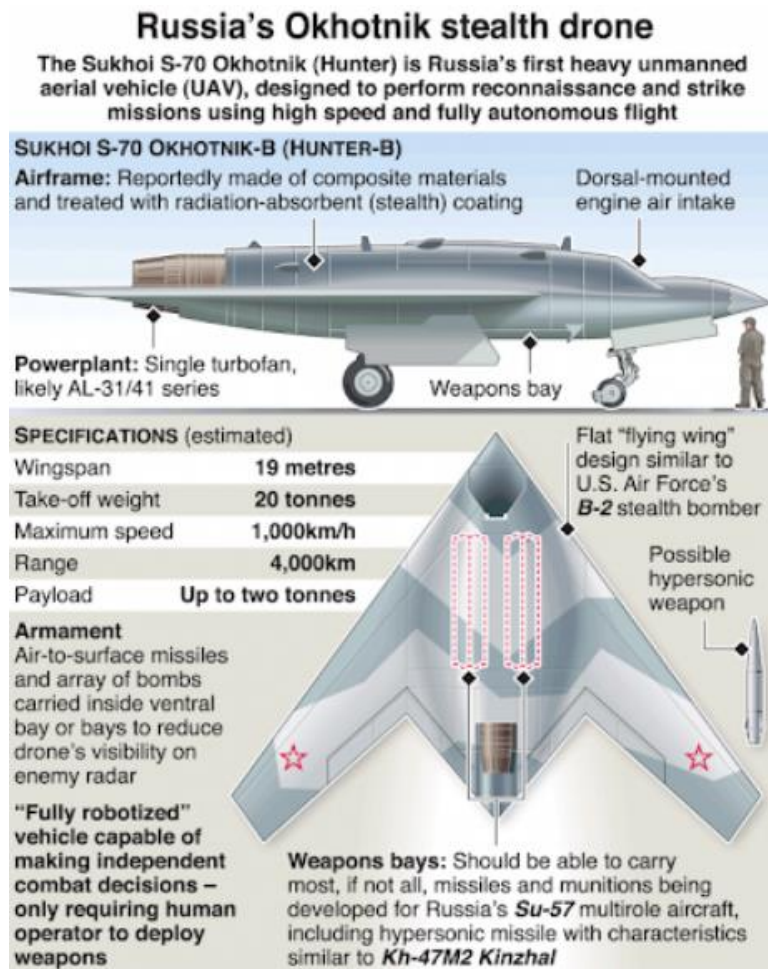
4.4.2 Zaawansowane, duże jednostki BSP

Ta kategoria odnosi się do większych, bardziej zaawansowanych i znacznie droższych jednostek. Są to wysoce specjalistyczne systemy bezzałogowe zaprojektowane z podobną myślą co najnowocześniejsze samoloty wielozadaniowe, charakteryzują się też zbliżoną wielkością. Te BSP są bardzo ciężkie do wykrycia przez radar, są również zdolne do manewrowania i lotu z prędkością naddźwiękową. Część projektów jest klasyfikowana jako w pełni zrobotyzowane, oznacza to bezpośrednio że pojazd wymaga tylko wystawienia, natomiast większość podejmowanych decyzji jest zaprogramowana lub podejmowana pod wpływem algorytmu analizującego.

Większość tego typu projektów jest dopiero rozwijanych, aczkolwiek istnieją już takie jednostki operacyjne. Ten typ BSP przeznaczony jest/będzie do wykonywania misji bombowych dalekiego zasięgu przeciwko stałym celom i infrastrukturze naziemnej. Będzie to bardzo korzystna alternatywa dla standardowych bombowców i samolotów wielozadaniowych. Podczas prowadzenia misji BSP będzie współpracować z innymi jednostkami w celu uniknięcia potencjalnych obszarów obrony przeciwlotniczej. Tutaj będą wchodzić w grę algorytmy odpowiedzialne za identyfikację i ocenę zagrożeń oraz korygowanie trasy lotu BSP zgodnie z najbardziej opłacalnymi wytycznymi uzyskanymi z kalkulacji. Kolejnym zastosowaniem, które jednak obecnie jest w fazie próbnej będzie możliwość wykorzystania takich dronów w celu wywalczenia przewagi powietrznej. Mimo że takie jednostki są/będą najdroższe w swojej klasie, wciąż jest to znacznie niższy koszt w porównaniu z analogicznymi samolotami załogowymi.

Przykładem takiego typu drona może być obecnie wykorzystywany i testowany rosyjski Sukhoi S-70 Okhotnik-B, jest to ciężki BSP wykonany w technologii Stealth, rozwijany przez Sukhoi i MiG jako projekt samolotu wielozadaniowego szóstej generacji. Konstrukcja Okhotnika oparta jest na schemacie latającego skrzydła, bardzo zbliżonym do standardowego drona rozpoznawczego RQ-170 Sentinel. Jego waga wynosi około 20 ton przy rozpiętości skrzydeł wynoszącej 20 metrów. Na pokładowe wyposażenie radioelektroniczne składa się komputerowy system sterujący, zespół radarowy, system monitorowania i diagnostyki urządzeń pokładowych, inercyjny system nawigacyjny wraz z nowoczesnym modułem GLONASS oraz system automatycznego sterowania. Złożony radar i system łączności pozwalają Okhotnikowi na naprowadzanie w oparciu o rozszerzenie pasma radarowego innych jednostek bojowych, nawet na cele w zakresie globalnym. Pozwala to na wykorzystanie

systemów dalekiego zasięgu (w tym lotniczych pocisków manewrujących) bez potrzeby wchodzenia w strefę obrony powietrznej wroga.

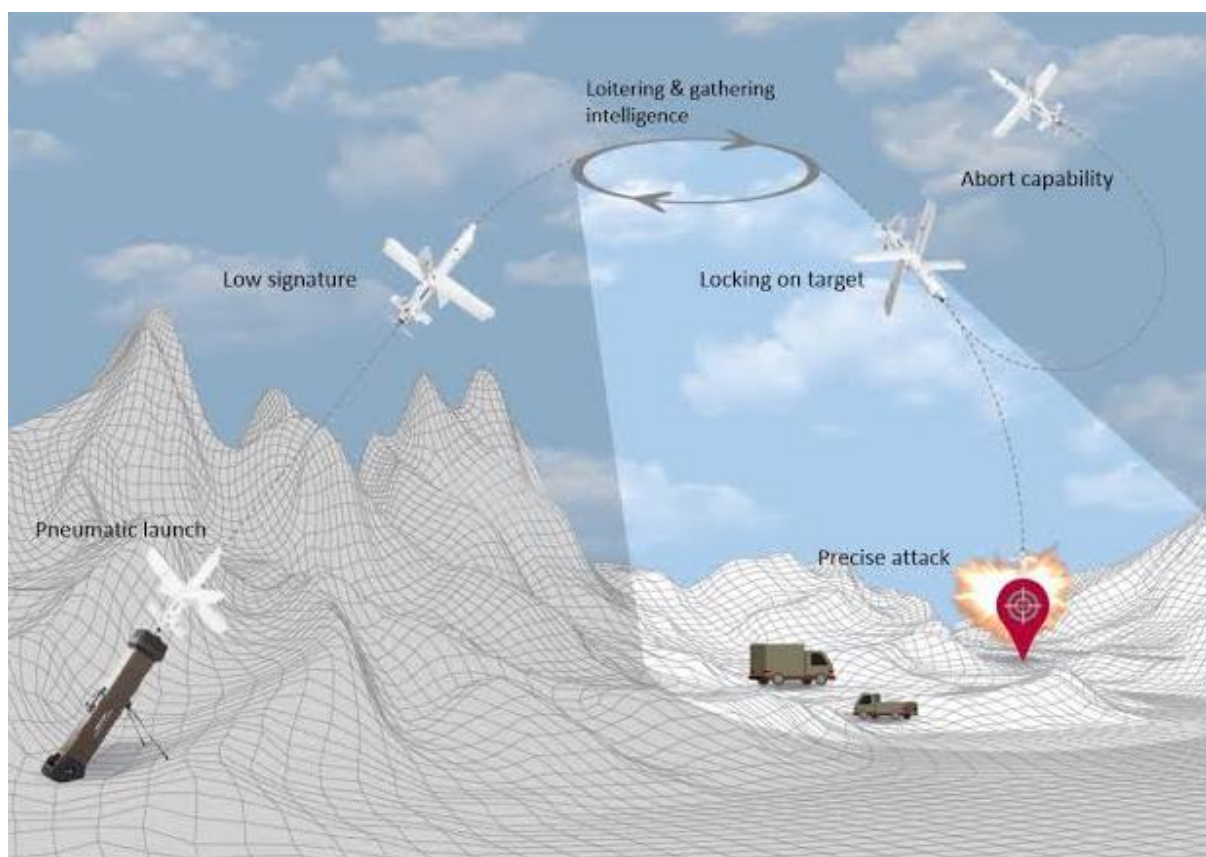


Rys. 4.18 Rysunki i specyfikacja rosyjskiego BSP nowej generacji Sukhoi S-70 Okhotnik-

Oczywiście Rosjanie nie są jedyną stroną zainteresowaną potencjalnym zastąpieniem samolotów przy pomocy nowoczesnych dronów. Równocześnie rozwijanymi systemami są między innymi amerykańskie BSP z serii X-47 lub projekt Lockheed Martin SR-72, europejski program FCAS (ang. Future Combat Air System) oraz chiński Dark Sword, czyli projekt naddźwiękowego BSP rozwijanego w ramach programu AVIC 601-S. Swoje plany posiadają też Indie, Turcja oraz Izrael.

4.4.3 Amunicja krążąca i tanie drony uderzeniowe

Amunicja krążąca jest nowoczesnym typem uzbrojenia posiadającym zarówno cechy dronów BSP, jak i klasycznych pocisków manewrujących. Podczas swojego lotu prowadzi proces poszukiwania celu, w sposób zbliżony do BSP, natomiast sekwencja startowa i samo uderzenie pocisku są typowe dla pocisków manewrujących. Amunicja krążąca umożliwia szybsze reagowanie w zależności od kategorii zagrożenia, bez konieczności bezpośredniego wykorzystywania innych, znacznie droższych środków uzbrojenia. Charakterystyka działania tego typu BSP pozwala mu prowadzić kilkugodzinne operacje patrolowe, podczas których może jednorazowo zaatakować cel lub zostać zawrócona i wykorzystana ponownie kiedy indziej. Amunicja krążąca może być wykorzystywana w skrajnie niebezpiecznych obszarach, w zasięgu funkcjonowania systemu sterowania, bez narażania ludzkiego życia, do tego jej niski koszt produkcji pozwala na jej utratę bez konieczności poniesienia większych kosztów.



Rys. 4.19 Schemat działania amunicji krążącej

Amunicja krążąca jest kolejnym krokiem w kwestii rozwoju pocisków kierowanych, zapewniając optymalnym kosztem możliwości rozpoznania i eliminacji wrogich celów. Aby jednak taka amunicja była skuteczna, niezbędne jest dokładne dostosowanie algorytmu naprowadzającego i systemu sterowania (o czym mogę napisać w przyszłości) w celu korekcji

trasy lotu pocisku w zależności od ukształtowania terenu i prędkości jego poruszania. Jest to niesamowicie uniwersalny rodzaj uzbrojenia nadający się do eliminacji większości celów naziemnych. Potencjalnie potrafi być też bardzo ciężki do zestrzelenia dla systemów przystosowanych do obrony przeciwlotniczej, ze względu na model lotu i fakt że część systemów jest bezpośrednio przystosowana do eliminacji kompletnie innego rodzaju celów. Istotny jest również sam fakt że koszt zestrzelenia takiego drona bardzo często przekracza rzeczywisty koszt związany z jego produkcją.



Rys. 4.20 Różne rodzaje amunicji krążącej wraz z podstawową specyfikacją techniczną

W odróżnieniu od zwykłych systemów pocisków kierowanych, standardowa konstrukcja amunicji krążącej pozwala na jej sterowanie w trakcie lotu. System pokładowy zawiera wysokiej jakości kamerę na podczerwień umożliwiającą dokładną identyfikację celów w dzień i w nocy, zazwyczaj taki rodzaj BSP jest również wyposażony w system antyradarowy zdolny do operacji w każdym momencie. Najbardziej rozpowszechnioną formą systemu naprowadzania jest naprowadzanie na promieniowanie radiowe i detekcję ruchu poruszającego się obiektu. Dodatkowo w przypadku celów nie emitujących fal radiowych (część sprzętu jest projektowana z możliwością wyłączenia transmisji, właśnie w celu zmylenia broni naprowadzanej na fale radiowe), wykorzystuje się wykrywacz częstotliwości radiowych z czujnikiem elektrooptycznym. W razie konieczności taki układ pozwala na zaatakowanie celu przez operatora, bez polegania na automatycznym systemie naprowadzania.

W standardowych rodzajach precyzyjnej amunicji konstrukcja układu napędowego i systemu sterowania są zaprojektowane w celu osiągnięcia jak najlepszego efektywnego zasięgu i odpowiedniej końcowej prędkości lotu. Przykładowo standardowy, przeciwpancerny pocisk kierowany porusza się ze znaczną prędkością i w trakcie uderzenia do przebicia pancerza wykorzystuje też odpowiednią siłę kinetyczną. Generalnie zatem projektowanie algorytmów naprowadzania do takiego pocisku zakłada że prędkość lotu jest stała, zwłaszcza w końcowej fazie lotu lub zmienia się biernie w czasie pod wpływem działania grawitacji, napędu i sił aerodynamicznych. Ze względu jednak na to że układ pneumatyczny i właściwości aerodynamiczne amunicji krążącej są znacznie bliższe dronom, nierozsądne jest założenie podczas projektowania takiego uzbrojenia że jego prędkość jest stała lub ignorowanie w procesie konstrukcyjnym dynamicznych charakterystyk prędkości. Przede wszystkim chodzi o uwzględnienie podczas projektowania amunicji krążącej schematu prędkości w trakcie jej poruszania, zwłaszcza w końcowej fazie lotu. Kolejną istotną rzeczą jest dopasowanie schematu prędkości w celu poprawienia dokładności uderzenia takiego uzbrojenia.

Jednym z mocno rozpowszechnionych modeli amunicji krążącej jest polski projekt Warmate produkcji WB Electronics. Jest to miniaturowy BSP przeznaczony do eliminacji zarówno siły żywej, jak i celów opancerzonych. Cała konstrukcja waży 5 kilogramów, rozpiętość skrzydeł wynosi 1,59 metra, a długość konstrukcji 1,17 metra. System jest zdolny do lotu trwającego 50 minut, na dystansie do 12 kilometrów. Obraz rzeczywisty w trakcie lotu drona jest zapewniany przez elektrooptyczną kamerę do obserwacji w świetle dziennym oraz termowizyjną kamerę na podczerwień (całość znajduje się w nosie urządzenia). Zdalny terminal mogący być przenoszony nawet w plecaku, umożliwia operatorowi dostęp do obrazów

widziany przez BSP w czasie rzeczywistym (Downlink). Dwuosiowa antena automatycznie śledzący cały proces ruchu urządzenia, zapewnia niezawodną możliwość komunikacji pomiędzy operatorem a dronem.



Rys. 4.21 WB Electronics Warmate wraz z tubą startową (lewe zdjęcie) oraz ważący 30 kg WB Electronic Warmate-2 na mobilnej platformie startowej (prawe zdjęcie)

Podsumowanie

Praca została napisana w celu uzupełnienia informacji dotyczących procesów działania urządzeń odpowiedzialnych za naprowadzanie, śledzenie oraz kwestie praktyczną i techniczną nowoczesnych metod pozycjonowania, głównie w segmencie wojskowym.

Nowocześniejsze systemy naprowadzania i bezzałogowe systemy rozpoznania będą kluczową kartą dającą przewagę zarówno w obliczu nowoczesnej wojny obronnej, jak i ofensywnej razem z jej totalnym charakterem. Precyzyjne ataki włącznie z teatrem wojny radioelektronicznej będą wymierzone w najważniejsze punkty funkcjonowania nowoczesnego społeczeństwa, w tym elity narodowe, witalną infrastrukturę cywilno-wojskową, sieć i instytucje niezbędne w funkcjonowaniu państwa. Główną rolę odegra integracja systemów i środków precyzyjnego ataku w celu ograniczenia zbędnych strat w obliczu ogólnoświatowej opinii publicznej i paraliżu możliwości obronno-technicznych państwa w celu błyskawicznego zakończenia konfliktu.

W przypadku wojny obronnej możliwość eliminacji wrogich sił lądowych i skutecznej obrony elektronicznej własnego zaplecza będzie najważniejszym punktem zwycięskiej strategii obronnej państwa. Składać się na nią będą głównie nowoczesne systemy naprowadzania kierowanych pocisków przeciwpancernych w celu masowej eliminacji wrogich oddziałów zmechanizowanych i jednostek pancernych aby uniemożliwić szybkie przejście kluczowych obszarów funkcjonowania obrońcy. Niezbędne będzie prowadzenie nieprzerwanego i skutecznego rozpoznania ruchów wrogich jednostek w kontekście dopasowywania własnych możliwości obronnych. Nowocześniejsze systemy przeciwlotnicze będą bezwzględnie musiały zostać dostosowane również do eliminacji małych jednostek bezzałogowych, nie tylko zabezpieczenia oddziałów lądowych przed atakiem większych jednostek BSP i lotnictwa. Możliwość paraliżu działania głównego systemu wrogiej komunikacji pozwoli na przerwanie koordynacji działania jego związków bojowych i złamania uderzenia.

Bibliografia

- [1] Administration, National Telecommunications and Information. (2020, 12 30). *Radiodetermination and Radiodetermination-Satellite Services*. Pobrano z lokalizacji https://www.ntia.doc.gov/legacy/osmhome/EPS/openness/sp_rqmnts/radar4.html
- [2] Airforce Technology. (2021, 01 10). *Harop Loitering Munitions UCAV System*. Pobrano z lokalizacji <https://www.airforce-technology.com/projects/haroploiteringmuniti/>
- [3] AirWar.ru. (2021, 01 02). *C-70 Охотник*. Pobrano z lokalizacji <http://www.airwar.ru/enc/bpla/s70.html>
- [4] amp.en. (2020, 12 15). ★ *Cer-Vit*. Pobrano z lokalizacji <https://amp.en.google-info.org/28167198/1/cer-vit.html>
- [5] Australia, A. P. (2021, 01 07). *UNINHABITED COMBAT AERIAL VEHICLES Panacea or Pipe Dream?* Pobrano z lokalizacji <http://www.ausairpower.net/TE-UCAV-2003.html>
- [6] B. Grenda, R. Bielawski. (2017). *Rozwój lotniczych środków rażenia*. Warszawa: Akademia Sztuki Wojennej.
- [7] Baker, B. (2017). *The Global Positioning System*. Logan: Utah State University.
- [8] BrahMos Aerospace. (2021, 01 02). *Классификация ракет*. Pobrano z lokalizacji <http://brahmos.com/ru-content.php?id=10&sid=9#launch-mode>
- [9] Bulent, O. (2011). *Guidance and Control of Homing Missiles*. Lambert Academic Publishing.
- [10] Claveworks. (2020, 12 29). *Missiles Air-to-Air Part 4*. Pobrano z lokalizacji <https://www.deviantart.com/claveworks/art/Missiles-Air-to-Ground-Part-1-623749099>
- [11] Claveworks. (2020, 12 29). *Missiles Anti-Ship Part 1*. Pobrano z lokalizacji <https://www.deviantart.com/claveworks/art/Missiles-Anti-Ship-Part-1-624580994>
- [12] Claveworks. (2020, 12 11). *Missiles SAMs Part 3*. Pobrano z lokalizacji <https://www.deviantart.com/claveworks/art/Missiles-SAMs-Part-3-626042251>
- [13] CRFS. (2021, 01 08). *DroneDefense 3-dimensional drone/UAS & operator detection, geolocation and alerts*. Pobrano z lokalizacji <https://www.crfs.com/drone-detection/>
- [14] D. Gettinger, A. H. Michel. (2016). *Loitering Munitions*. Berlin: Center for the Study of the Drone Bard College.
- [15] Daehee Won, Jongsun Ahn, Sangkyung Sung , Moonbeom Heo, Sung-Hyuck Im, Young Jae Lee. (2015). *Performance Improvement of Inertial Navigation System by Using Magnetometer with Vehicle Dynamic Constraints*.
- [16] Defence24. (2020, 12 26). *Od busoli do bomb kierowanych GPS. Systemy pozycjonowania w wojsku*. Pobrano z lokalizacji <https://www.defence24.pl/od-busoli-do-bomb-kierowanych-gps-systemy-pozycjonowania-w-wojsku>
- [17] Defence24. (2020, 12 16). *Pirat ATGM – A Nexus Between Spike and Anti-Tank Grenade Launchers*. Pobrano z lokalizacji <https://www.defence24.com/pirat-atgm-a-nexus-between-spike-and-anti-tank-grenade-launchers>

- [18] Defence24. (2021, 01 04). *Milowy krok programu Pirat. Polski system przeciwpancerny „top attack”* [Defence24 TV]. Pobrano z lokalizacji <https://www.defence24.pl/milowy-krok-programu-pirat-polski-system-przeciwpancerny-top-attack-defence24-tv>
- [19] Defencyclopedia. (2021, 01 01). *Explained : How Cruise Missiles Work!* Pobrano z lokalizacji <https://defencyclopedia.com/2014/08/01/explained-how-cruise-missiles-work/>
- [20] Dr. Aziz Erdogan. (2020). *Russian NexGen Missiles a Superiority over Hypersonic Missiles. Beyond the Horizon.*
- [21] Dr. Rod Nave. (2000). *Inverse Square Law.* HyperPhysics.
- [22] E-Education. (2020, 12 25). *Classification of the Unmanned Aerial Systems.* Pobrano z lokalizacji <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5>
- [23] European Space Agency. (2020, 12 04). *Galileo navigation signals and frequencies.* Pobrano z lokalizacji https://www.esa.int/Applications/Navigation/Galileo/Galileo_navigation_signals_and_frequencies
- [24] European Space Agency. (2020, 12 03). *Tracking Loops.* Pobrano z lokalizacji https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Tracking_Loops
- [25] Federation of American Scientists. (2020, 11 29). *Ballistic Missile Basics.* Pobrano z lokalizacji <https://fas.org/nuke/intro/missile/basics.htm>
- [26] Federation of American Scientists. (2020, 11 24). *Surface Officer Warfare School Documents.* Pobrano z lokalizacji <https://fas.org/man/dod-101/navy/docs/swos/e1/index.html>
- [27] Franklin, M. (2008). *Unmanned Combat Air Vehicles: Opportunities for Guided Weapon Industry?* Military Sciences Department.
- [28] Ganglin, W. (2009). *Key Parameters and Conceptual Configuration of Unmanned Combat Aerial Vehicle Concept.* Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics.
- [29] Gelb, A. (1992). *Applied Optimal Estimation.* Cambridge: MIT Press.
- [30] Glavcom. (2021, 01 06). *ККБ Лыч.* Pobrano z lokalizacji <http://glavcom.blogspot.com/2018/07/kiievskoe-konstruktorskoe-buro-luch.html>
- [31] Global Security. (2020, 12 28). *Objekt 4202 / Yu-71 / Yu-74.* Pobrano z lokalizacji <https://www.globalsecurity.org/wmd/world/russia/objekt-4202.htm>
- [32] Government of China. (2020, 12 02). *BeiDou Navigation Satellite System.* Pobrano z lokalizacji <http://en.beidou.gov.cn>
- [33] Government of India. (2020, 12 12). *Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS) : NavIC.* Pobrano z lokalizacji <https://www.isro.gov.in/irnss-programme>
- [34] GPS.gov. (2020, 11 28). *GPS Accuracy.* Pobrano z lokalizacji <https://www.gps.gov/systems/gps/performance/accuracy/>
- [35] Hale, M. J. (2005). *Terrain Relative Localization for Lunar Entry, Descent, and Landing.* United States Air Force Academy.

- [36] Hardwick, C. S. (2020, 12 23). *What are the differences between Ramjet, Turbojet and Scramjet?* Pobrano z lokalizacji Quora: <https://www.quora.com/What-are-the-differences-between-Ramjet-Turbojet-and-Scramjet>
- [37] Headquarters Department of Army. (2004). *Wave Propagation, Transmission Lines, and Antennas*. Washington: U. S. Department of Army.
- [38] HowStuffWorks. (2021, 01 03). *How the Predator UAV Works*. Pobrano z lokalizacji <https://science.howstuffworks.com/predator.htm>
- [39] IMR. (2020, 12 29). *Loitering Munition Review*. Pobrano z lokalizacji <https://imrmedia.in/loitering-munition-review/>
- [40] J. Hasik, M. Rip. (2002). *An Evaluation of the Military Benefits of the Galileo System*. Michigan: Michigan State University.
- [41] Jaulin, L. (2015). *in Mobile Robotics*. ISTE.
- [42] Jianglong Yu, Xiwang Dong, Qingdong Li, Zhang Ren, Jinhu Lv. (2019). *Cooperative guidance strategy for multiple hypersonic gliding vehicles system*. Chinese Journal of Aeronautics.
- [43] K. J. Walchko, Dr. P. A. C. Mason. (2002). *Inertial Navigation*. Florida: Conference on Recent Advances in Robotics.
- [44] Lt. col. C. Rotfiel. (2008). *GPS and Galileo Friendly Foes?* Alabama: Air University Press.
- [45] M.B. Pszczel, D. Bucco. (1992). *Review of techniques for In-Flight Transfer Alignment*. MELBOURNE: DEPARTMENT OF DEFENCE.
- [46] Mentorbizlist. (2020, 12 19). *Homogeneous armor in modern tanks: strength, ricochet capacity*. Pobrano z lokalizacji <https://eng.mentorbizlist.com/4194750-homogeneous-armor-in-modern-tanks-strength-ricochet-capacity>
- [47] Military Wiki. (2020, 12 07). *Global Positioning System*. Pobrano z lokalizacji https://military.wikia.org/wiki/Global_Positioning_System
- [48] Military Wiki. (2020, 12 09). *GLONASS*. Pobrano z lokalizacji <https://military.wikia.org/wiki/GLONASS>
- [49] MilitaryArms.ru. (2020, 12 27). *Современная ракета «Циркон»: технические характеристики и особенности*. Pobrano z lokalizacji <https://militaryarms.ru/boepripsy/rakety/raketa-cirkon/>
- [50] Mjr mgr inż. Z. Przęzak. (2020, 11 25). *Metody naprowadzania rakiet przeciwlotniczych*. Pobrano z lokalizacji https://infowsparcie.net/wria/o_autorze/pwliopk111983.html
- [51] National Academic Press. (2020, 12 02). *Making Sense of Ballistic Missile Defense: An Assessment of Concepts and Systems for U.S. Boost-Phase Missile Defense in Comparison to Other Alternatives*. Pobrano z lokalizacji <https://www.nap.edu/read/13189/chapter/2>
- [52] Neil F. Palumbo, Ross A. Blauwkamp,. (2010). *Basic Principles of Homing Guidance*. Baltimore: The Johns Hopkins University.
- [53] Office, C. B. (2011). *The Global Positioning System for Military Users: Current Modernization Plans and Alternatives*. Congress of the United States.

- [54] Radartutorial. (2020, 12 01). *Określanie azymutu*. Pobrano z lokalizacji <https://www.radartutorial.eu/01.basics/rb08.po.html>
- [55] Resources, Sharing Earth Observation. (2020, 12 06). *CNSS (Compass/BeiDou Navigation Satellite System) / BDS (BeiDou Navigation System)*. Pobrano z lokalizacji <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/cnss>
- [56] rg.ru. (2021, 01 09). *Кто догонит "Авангард"*. Pobrano z lokalizacji <https://rg.ru/2019/01/31/pochemu-giperzvukovoj-avangard-neuiazvim-dlia-liuboj-pro.html>
- [57] S. Chattaraj, A. Mukherjee, S. K. Chaudhuri. (2013). *Transfer alignment problem: Algorithms and design issues*. Pleiades Publishing.
- [58] Sayler, K. M. (2020). *Hypersonic Weapons: Background and Issues*. Congressional Research Service.
- [59] Science ABC. (2020, 11 28). *How Do Guided Missiles Work?* Pobrano z lokalizacji <https://www.scienceabc.com/innovation/how-guided-missiles-work-guidance-control-system-line-of-sight-pursuit-navigation.html>
- [60] ScienceDirect. (2020, 12 04). *Multilateration*. Pobrano z lokalizacji <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/multilateration>
- [61] Scientific Foresight Unit (STOA). (2018). *Galileo Satellite Navigation System*. European Parliament.
- [62] Scientists, F. o. (2020, 12 11). *Ballistic and Cruise Missile Threat*. Pobrano z lokalizacji <https://fas.org/irp/threat/missile/naic/index.html>
- [63] Scott M. Bezick, Alan J. Pue, and Charles M. Patzelt. (2010). *Inertial Navigation for Guided Missile Systems*. Baltimore: JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST.
- [64] Seong-Min Hong, Min-Jea Tahk, Chang-Hun Lee . (2019). *Stage Optimization of Anti-air Missiles Using Practical Guidance Laws*. International Journal of Aeronautical and Space Sciences.
- [65] Technology, A. (2020, 12 29). *The world's top combat drones*. Pobrano z lokalizacji <https://www.army-technology.com/uncategorised/top-combat-drones/>
- [66] The Buzz. (2020, 12 21). *Top 10 Biggest Missiles in the World (Intercontinental Ballistic Missile Size 2019)*. Pobrano z lokalizacji <https://www.youtube.com/watch?v=gKjt0G7dPo0>
- [67] The Buzz. (2020, 12 27). *Top 10 Deadliest & Most Powerful Cruise Missiles in the World (2020)*. Pobrano z lokalizacji <https://www.youtube.com/watch?v=6EwyyVr6Msc>
- [68] The Buzz. (2021, 01 01). *10 Most Powerful Anti-Tank Guided Missile Systems in the World (2020)*. Pobrano z lokalizacji <https://www.youtube.com/watch?v=cN3uoUp0mM0>
- [69] Tsui, J. B. (1986). *Microwave Receivers with Electronics Warfare Application*.
- [70] UNITED NATIONS Office for Outer Space Affairs. (2020, 12 09). *International Committee on Global Navigation Satellite Systems*. Pobrano z lokalizacji <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/icg/providers-forum.html>

- [71] United States Naval Academy. (2020, 12 02). *Fundamentals of Naval Weapons Systems*. Pobrano z lokalizacji Federation of American Scientists: <https://fas.org/man/dod-101/navy/docs/fun/>
- [72] WB Group. (2019). *WARMATE Loitering Munition System*. WB Electronics S.A.
- [73] WB Group. (2021, 01 12). *WARMATE 2 loitering munitions*. Pobrano z lokalizacji <https://www.wbgroup.pl/en/produkt/warmate-2-loitering-munitions-2/>
- [74] Weapons and Warfare. (2020, 12 30). *Hypersonics*. Pobrano z lokalizacji <https://weaponsandwarfare.com/2019/05/09/hypersonics/>
- [75] Wikipedia. (2020, 12 04). *2016 Nagorno-Karabakh conflict*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/2016_Nagorno-Karabakh_conflict
- [76] Wikipedia. (2020, 12 14). *9M14 Malutka*. Pobrano z lokalizacji https://pl.wikipedia.org/wiki/9M14_Malutka
- [77] Wikipedia. (2020, 12 18). *Air-to-air missile*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Air-to-air_missile
- [78] Wikipedia. (2020, 12 03). *Anti-tank guided missile*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Anti-tank_guided_missile
- [79] Wikipedia. (2020, 12 13). *Ballistic missile*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Ballistic_missile
- [80] Wikipedia. (2020, 12 01). *Command guidance*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Command_guidance
- [81] Wikipedia. (2020, 12 22). *Inertial navigation system*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system
- [82] Wikipedia. (2020, 11 29). *Missile guidance*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Missile_guidance
- [83] Wikipedia. (2020, 12 20). *Nawigacja inercyjna*. Pobrano z lokalizacji https://pl.wikipedia.org/wiki/Nawigacja_inercyjna
- [84] Wikipedia. (2020, 11 30). *Radio spectrum*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Radio_spectrum
- [85] Wikipedia. (2020, 12 18). *Rolled Homogeneous Armour*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Rolled_homogeneous_armour
- [86] Wikipedia. (2020, 12 17). *Spike (pocisk)*. Pobrano z lokalizacji [https://pl.wikipedia.org/wiki/Spike_\(pocisk\)](https://pl.wikipedia.org/wiki/Spike_(pocisk))
- [87] Wikipedia. (2020, 11 22). *True-range multilateration*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/True-range_multilateration
- [88] Wikipedia. (2020, 12 30). *UAVs in the U.S. military*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/UAVs_in_the_U.S._military
- [89] Wikipedia. (2021, 01 03). *AVIC 601-S*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/AVIC_601-S

- [90] Wikipedia. (2021, 01 03). *Bayraktar Akinci*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Bayraktar_Akinci
- [91] Wikipedia. (2021, 01 05). *Lockheed Martin SR-72*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_SR-72
- [92] Wikipedia. (2021, 01 03). *Northrop Grumman X-47B*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_X-47B
- [93] Wikipedia. (2021, 01 11). *TAI Aksungur*. Pobrano z lokalizacji https://en.wikipedia.org/wiki/TAI_Aksungur
- [94] Wikipedia. (2021, 01 03). *Сармат_(ракетный_комплекс)*. Pobrano z lokalizacji [https://ru.wikipedia.org/wiki/Сармат_\(ракетный_комплекс\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Сармат_(ракетный_комплекс))
- [95] Youngjoo Kim, Hyochoong Bang. (2018). *Introduction to Kalman Filter and Its Applications*.
- [96] Yuan Lu, Xianghong Cheng. (2014). *Random misalignment and lever arm vector online estimation in shipborne aircraft transfer alignment*.
- [97] Zarchan, P. (2012). *Tactical and Strategic Missile Guidance* (6th ed.). W P. Zarchan. Reston: VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [98] Zhidong Zhang, Jie Li, Yachao Yang, Chengwei Yang , Ruizhi Mao. (2020). *Research on Speed Scheme for Precise Attack of Miniature Loitering Munition*.
- [99] Zixuan Liang, Ke Yi, Qingdong Li, Zhang Ren. (2016). *Interceptor trajectory and guidance for hypersonic gliding targets*. Chengdu: 2016 35th Chinese Control Conference (CCC). Pobrano z lokalizacji 2016 35th Chinese Control Conference (CCC)
- [100] авиару.рф. (2020, 12 23). *правляемая ракета малой дальности Р-3Р (К-13Р, «изделие 320»)*. Pobrano z lokalizacji <http://авиару.рф/aviamuseum/dvigateli-i-vooruzhenie/aviatsionnoe-vooruzhenie/sss/aviatsionnye-rakety/upravlyaemye-rakety/ur-vozduh-vozduh/upravlyaemaya-raketa-maloj-dalnosti-r-3/upravlyaemaya-raketa-maloj-dalnosti-r-3r-k-13r-izdelie-320/>
- [101] РОССИИ, Д. А. (2015). *КАФЕДРА ГОСУДАРСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ И НАЦИОНАЛЬНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ*. Moskwa: Akademia Dyplomatyczna MSZ Federacji Rosyjskiej.

Spis rysunków

Rys. 1.1 Triangulacja w praktyce	8
Rys. 1.2 Siatka triangulacyjna	9
Rys. 1.3 Schemat Trilateracji	9
Rys. 1.4 Schemat Multilateracji w trójwymiarowym układzie współrzędnych	11
Rys. 1.5 Schemat fali elektromagnetycznej.....	13
Rys. 1.6 Schemat propagacji fal radiowych	14
Rys. 1.7 Porównanie dokładności systemów radionawigacyjnych	15
Rys. 1.8 Charakterystyki systemów GNSS	17
Rys. 1.9 Model konstelacji satelitów GPS.....	19
Rys. 1.10 Antypodalne przedstawienie satelitów GLONASS	22
Rys. 2.1 Podstawowy schemat systemu naprowadzania	30
Rys. 2.2 Metoda Naprowadzania Wiązką	31
Rys. 2.3 Schemat przedstawiający naprowadzanie komendowe.....	32
Rys. 2.4 Typy samonaprowadzania	38
Rys. 2.5 Samonaprowadzanie aktywne	39
Rys. 2.6 Samonaprowadzanie pasywne	40
Rys. 2.7 Samonaprowadzanie na bazie retransmisji lub śledzenie za pośrednictwem pocisku	42
Rys. 3.1 Schemat blokowy nie kardanowego układu nawigacji inercyjnej	45
Rys. 3.2 Schemat przedstawiający koordynaty nawigacyjne	46
Rys. 3.3 Przykładowa konfiguracji integracji INS/GPS	49
Rys. 3.4 Schemat blokowy sprzężenia INS/GPS.....	49
Rys. 3.5 Schemat Procesu Inicjalizacji i Kalibracji w układzie z filtrem Kalmana.....	50
Rys. 3.6 Symulacja Monte Carlo przedstawiająca pochylenie pocisku w czasie	53
Rys. 3.7 Porównanie widocznych scen mapowania obszaru z obliczeniami radarowymi w TERCOM..	54
Rys. 3.8 Wyznaczanie profilu terenu w TERCOM	55
Rys. 3.9 Porównanie LSSM z SSLM	56
Rys. 3.10 Schemat wyznaczania pozycji względnej przez zminiaturyzowany IMU	58
Rys. 3.11 Demonstracja zjawiska funkcjonowania żyroskopu MEMS.....	60
Rys. 3.12 Schemat funkcjonalny akcelerometru w systemie INS.....	63
Rys. 3.13 Schemat przedstawiający błąd niewspółosiowości między magnetometrem a INS	64
Rys. 3.14 Przedstawienie wektora magnetycznego na płaszczyźnie poziomej przy uwzględnieniu kąta deklinacji.....	66
Rys. 3.15 Porównanie odczytów magnetycznych, przed i po kalibracji	68

Rys. 4.1 Wizualizacja Prawa odwróconych kwadratów.....	69
Rys. 4.2 Porównanie konstrukcji największych pocisków balistycznych na świecie	72
Rys. 4.3 Rysunek przedstawiający kolejne fazy lotu pocisku balistycznego.....	74
Rys. 4.4 Schemat przedstawiający różne możliwe profile i trajektorie lotu nowoczesnego pocisku manewrującego BRAHMOS	76
Rys. 4.5 Schemat porównawczy konstrukcji silników pocisków manewrujących	77
Rys. 4.6 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków manewrujących LACM i AShM.....	78
Rys. 4.7 Podstawowy schemat działania silnika scramjet w oparciu o prototypowy Boeing X-51A WaveRider (wraz z porównaniami prędkości).....	80
Rys. 4.8 Porównanie tras lotu pocisków balistycznych, HGV i hipersonicznych pocisków manewrujących	81
Rys. 4.9 Porównanie ewolucji konstrukcji pocisku 3M-22 (od dołu zdjęcia z 2016, do góry ówczesna wersja)	82
Rys. 4.10 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków klasy ziemia-powietrze.....	83
Rys. 4.11 Kolejne kroki działania rosyjskiego systemu S-300	84
Rys. 4.12 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych pocisków klasy ziemia-powietrze.....	86
Rys. 4.13 Porównanie wielkości i konstrukcji różnych przeciwpancernych pocisków kierowanych ATGM.....	87
Rys. 4.14 Specyfikacja techniczna systemu PPK RK-3 Korsarz.....	88
Rys. 4.15 Zestawienie wielkości konstrukcji drona RQ-170 Sentinel z samolotem wielozadaniowym F-16 Fighting Falcon i bombowcem F-117 Nighthawk	89
Rys. 4.16 Dokładny model konstrukcyjny Predatora.....	91
Rys. 4.17 Szkic konstrukcyjny i specyfikacja techniczna BSP MQ-9 Reaper/MQ-1B Predator	92
Rys. 4.18 Rysunki i specyfikacja rosyjskiego BSP nowej generacji Sukhoi S-70 Okhotnik-.....	94
Rys. 4.19 Schemat działania amunicji krążącej	95
Rys. 4.20 Różne rodzaje amunicji krążącej wraz z podstawową specyfikacją techniczną	96
Rys. 4.21 WB Electronics Warmate wraz z tubą startową (lewe zdjęcie) oraz ważący 30 kg WB Electronic Warmate-2 na mobilnej platformie startowej (prawe zdjęcie)	98

Spis tabel

Tab. 1.1 Charakterystyka sygnałów GPS.....	20
Tab. 1.2 Charakterystyka sygnałów BeiDou, BeiDou-2/Compass i BeiDou-3.....	24
Tab. 1.3 Plan dla charakterystyki sygnałów Galileo	26
Tab. 4.1 Amerykańska klasyfikacja pocisków balistycznych.....	70
Tab. 4.2 Rosyjsko-sowiecka klasyfikacja pocisków balistycznych	71
Tab. 4.3 Standardowa klasyfikacja BSP wykorzystywana przez NATO.....	90