

Grey Scale #13



DANES-PICTA.COM

A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

KATEDRA OPL

~~WAGNER~~

Egz. Nr 1

mjr dypl. Włodzimierz BOJKO

Temat: TEORIA STRZELANIA RAKIET
PRZECIWLOTNICZYCH

(Skrypt)



X24413

ARCHIWUM
BIBLIOTEKI SZKOLENIOWEJ
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

X24413

24413

REMBERTÓW

PAŹDZIERNIK

1962



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

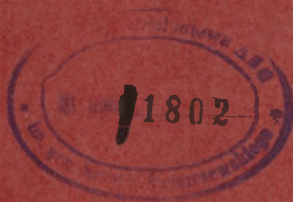
KATEDRA OPL

~~WAGNE~~
Egz. Nr 1

mjr dypl. Włodzimierz BOJKO

Temat: TEORIA STRZELANIA RAKIET
PRZECIWLOTNICZYCH

(Skrypt)



X24413

ARCHIWUM
BIBLIOTEKI SZTABU GENERALNEGO
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

Nr X24413

24413

REMBERTÓW

PAŹDZIERNIK

1962

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im.gen.broni K.Swierdzewskiego

KATEDRA OPL

ZATWIERDZAM
SZEFA KATEDRY OPL

Przeł. prot. 12357. //

egz.nr.... 1

płk dypl.prof. Józef DAC

mjr dypl. Włodzimierz BOJKO

Temat: TEORIA STRZELANIA RAKIET PRZECIWLOTNICZYCH

/skrypt/

ARCHIWUM
BIBLIOTEKI SZKOLENIOWEJ
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Swierdzewskiego
Nr 24413



Zgadza się:
ZCA SZEFA KATEDRY OPL

ppłk dypl.dr. Stefan MAKOWSKI

REMBERTOW

wrzesień

1962 r.

W S T E P

W warunkach współczesnej walki, gdy każdy samolot nieprzyjacielski może posiadać na pokładzie bombę atomową, zadaniem obrony przeciwlotniczej jest niszczenie wszystkich środków napadu powietrznego nieprzyjaciela, kierujących się w stronę bronionego obiektu. Lufowa artyleria przeciwlotnicza może skutecznie zwalczać cele powietrzne na wysokościach do 10 km. Na większe wysokości pociski artyleryjskie lecą zbyt dużo czasu, w którym ostrzeliwany samolot może wykonać manewr. Pocisk natomiast wystrzeliwuje się z armaty z założeniem, że w czasie lotu pocisku cel będzie się poruszał w myśl pewnej określonej hipotezy. Ponadto przy zwiększeniu wysokości lotu celu wzrastają błędy strzelania lufowej artylerii przeciwlotniczej. Dlatego też do zwalczania samolotów, samolotów-pocisków i innych celów powietrznych na średnich i dużych wysokościach służą kierowane rakiety przeciwlotnicze. Żeby przedstawić sobie w pełni złożoność walki z nieprzyjacielem powietrznym za pomocą rakiet przeciwlotniczych, nie wystarczy rozpatrywać tylko rakiety, należy również zatrzymać się na zasadach urządzenia i działania całego skomplikowanego oprzyrządowania, zabezpieczającego wykonanie zadania nałożonego na raketę - zniszczenia celu powietrznego. To oprzyrządowanie wchodzi w skład tak zwanego przeciwlotniczego kompleksu broni raketowej składającej się z: systemu kierowania /urządzenie do kierowania lotem rakiety/, rakiety urządzeń startowych i wielu innych urządzeń pomocniczych.

System kierowania jest to szereg urządzeń służących do określenia warunków startu rakiety, określenia położenia lecącej rakiety i celu oraz wprowadzenia niezbędnych poprawek do toru lotu rakiety. W związku z tym, że możemy kierować lotem rakiety to w zasadzie istnieje niezliczona ilość możliwych torów lotu rakiety, zapewniających spotkanie rakiety z celem. Jednak praktycznie dążymy do wyselekcjonowania takiego z tej grupy torów, który by zabezpieczał najbardziej pewne rażenie celu. Przy doborze najbardziej odpowiedniego toru uwzględnia się nie tylko prawdopodobieństwo rażenia celu lecz i szereg innych czynników, jak na przykład: najkrótszy czas lotu, maksymalna prędkość kątowna, maksymalne normalne przyspieszenie, stateczność lotu itd. Wszystkie te czynniki mają istotny wpływ na dobór i opracowanie systemu kierowania rakiety i poszczególnych jego członów.

W ten sposób otrzymujemy, że tor lotu rakiety nie będzie dowolny, a będzie ograniczony pewnymi warunkami, zabezpieczającymi wymaganą zasadę kierowania. Tę zasadę nazywamy metodą naprowadzenia. Z punktu widzenia

kinematyki każda metoda naprowadzenia posiada swój teoretyczny tor lotu rakiety.

Obraną metodę naprowadzenia realizuje się przy pomocy przeliczników wchodzących w skład systemu kierowania. Przelicznik otrzymuje informację o względnym położeniu rakiety i celu, ich prędkościach i kierunkach ruchu. Na podstawie tej informacji oblicza wymagany tor lotu i wyznacza najbardziej odpowiedni punkt spotkania. Wynik obliczeń następnie zostaje przekształcony w sygnały kierujące i przekazany na pokładowy system kierowania rakieta, który wyprowadza raketę na wymagany tor.

Współczesne samoloty, a szczególnie samoloty myśliwskie i myśliwsko-bombowe, posiadają wysoką zdolność manewrowania. Manewr przeciwlotniczy samolot realizuje przez zmianę wysokości, prędkości i kursu lotu. Najbardziej skuteczny jest manewr wykonywany w płaszczyźnie poziomej w postaci zwrotu w stronę zwiększenia parametru. Przy strzelaniu lufowej artylerii przeciwlotniczej, przelicznik rozwiązuje zadanie spotkania w myśl pewnej hipotezy, założonej przy jego konstruowaniu. Zadanie spotkania rozwiązuje się w sposób ciągły i w każdym momencie czasu nastawy na działkach odpowiadają pewnemu określönemu torowi balistycznemu przechodzącemu przez punkt wyprzedzony. Po tym torze polecą pocisk, ponieważ po wylocie z lufy nie możemy wpłynąć na zmianę jego kierunku lotu. W tym przypadku im więcej cel uchyli się od punktu wyprzedzonego, stosując manewr, tym dalej odchyli się pocisk od celu, tym większe będą błędy strzelania.

Wpływ manewru celu przy strzelaniu raketami przeciwlotniczymi jest mniejszy niż przy strzelaniu artylerii lufowej, ponieważ w tym przypadku dokonujemy kierowania lotem rakiety aż do punktu spotkania z uwzględnieniem zmian w prawie ruchu celu. Jednak manewr celu obniża skuteczność strzelania poprzez zwiększenie się błędów dynamicznych naprowadzenia. Dynamiczne błędy naprowadzenia możemy zmniejszyć dobierając odpowiednią metodę naprowadzania.

W warunkach współczesnej walki celę powietrzne najczęściej będą wykonywały zadania stosując zakłócenia dla stacji radiolokacyjnych. Przy czym zakłócenia te będą tak czynne jak i bierne. Stwarza to konieczność przygotowania systemu kierowania do zwalczania celów w warunkach stosowania zakłóceń radiolokacyjnych. Stosuje się szereg przedsięwzięć, które pozwalają na skuteczne rażenie celu w warunkach zakłóceń. Do takich przedsięwzięć możemy na przykład zaliczyć

zróznicowanie częstotliwości w takich kanałach śledzenia celu w położeniu i kierunku, możliwość przejścia na inną metodę naprowadzania nie wymagającą na przykład pomiaru odległości do celu, możliwość ręcznego śledzenia celu i wzmocnienia impulsu od celu co pozwala na wyselekcjonowanie wśród zakłóceń sygnału od celu.

Na podstawie powyższego stwierdzamy, że komplet broni rakietowej powinien charakteryzować się:

- dużą skutecznością strzelania;
- możliwością strzelania do celów lecących na dużej wysokości i z dużą prędkością;
- możliwością strzelania do celu grupowego;
- możliwością strzelania w warunkach zakłóceń radiolokacyjnych

Sposoby kierowania i metody naprowadzania rakiet przeciwlotniczych

Sposoby kierowania

Naprowadzenie rakiet przeciwlotniczych na cel realizuje się za pomocą specjalnego zespołu kierowania lotem rakiety. Zespół kierowania, jak było wspomniane, jest to zespół urządzeń służących do określenia względnego położenia rakiety i celu oraz do wprowadzenia niezbędnych poprawek mających na celu zabezpieczenie spotkania się jej z celem.

Różne zespoły kierowania mogą realizować kierowanie rakieta różnymi sposobami. Sposób kierowania rakieta określa się w zależności od tego skąd i na podstawie jakich danych rakieta otrzymuje energię przeznaczoną do wypracowania sygnałów kierujących.

Zespół naprowadzenia, który jest częścią zespołu kierowania, w ogólnym przypadku określa położenie rakiety w przestrzeni względem celu, oblicza niezbędny tor lotu i w stosunku do niego wypracowuje sygnały kierowania. Sygnały kierowania zostają przekazane na pokładowy zespół kierowania, który na podstawie sygnałów zapewnia lot rakiety wzdłuż wymaganego toru. Od zespołu naprowadzenia, bardziej niż od innych elementów zespołu kierowania, zależy dokładność naprowadzenia rakiety na cel.

W zależności od taktycznego przeznaczenia rakiety, od charakteru celu i odległości do niego, kierowanie rakieta może odbywać się trzema sposobami.

1. Samonaprowadzeniem.
2. Zdalnym kierowaniem.
3. Samosterowaniem.

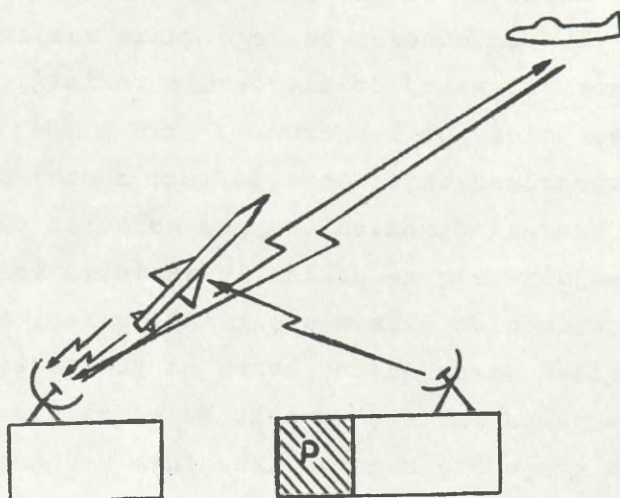
Samonaprowadzenie jest to taki sposób kierowania, przy którym rakieta jest naprowadzana na cel za pomocą przyrządów znajdujących się na pokładzie rakiety. W zależności od tego gdzie znajduje się początkowe źródło energii, wykorzystywanej do kierowania rakieta, samonaprowadzenie dzielimy na: czynne, półczynne i bierne.

Czynne samonaprowadzenie, jest to taki rodzaj naprowadzenia, przy którym źródło energii opromieniowujące cel oraz odbiornik fal odbitych od celu znajduje się na pokładzie rakiety. Zespół kierowania z czynnym samonaprowadzeniem składa się z nadajnika i odbiornika energii, przelicznika i urządzeń sterujących, które na podstawie sygnałów z przelicznika naprowadzają rakieta na cel. Po włączeniu czynnego samonaprowadzenia rakieta staje się samowystarczalnym mechanizmem, nie-zależnym od zewnętrznych źródeł i nie potrzebuje ~~żadnych~~ dodatkowych sygnałów kierowania.

Półczynne samonaprowadzenie, jest to takie naprowadzenie, przy którym cel zostaje opromieniany przez źródło energii znajdujące się poza rakieta, a energią odbitą od celu przyjmuje odbiornik znajdujący się na pokładzie rakiety. Zaletą półczynnego samonaprowadzenia jest to, że zapewnia większą odległość działania niż przy czynnym samonaprowadzeniu.

Przy biernym samonaprowadzeniu wykorzystuje się energię emitowaną przez cel, a przyjmowaną przez odbiornik znajdujący się na rakieta.

Zdalne kierowanie jest to taki sposób kierowania, przy którym kierowanie rakieta realizuje się za pomocą sygnałów przekazywanych z punktu kierowania położonego na ziemi. Stacja radiolokacyjna po wykryciu celu przechodzi do jego śledzenia, określa wzajemne położenie celu i rakiety oraz parametry ich ruchu. Na podstawie tych danych przelicznik określa niezbędne sygnały kierujące, które za pomocą innej stacji radiolokacyjnej przekazywane są do urządzeń wykonawczych na pokładzie rakiety /rys.1/.



Rys.1. Zdalne kierowanie.

Drugim sposobem zdalnego kierowania jest sposób automatycznego utrzymania rakiety w wiązce stacji radiolokacyjnej. Istota tego sposobu polega na tym, że wiązkę stacji radiolokacyjnej skierujemy w cel i ta stacja jednocześnie spełnia rolę stacji śledzenia i naprowadzenia. Specjalne urządzenie znajdujące się na rakięcie nie pozwala na jej wyjście z wiązki. Zaletą tego sposobu jest to, że umożliwia on naprowadzenie kilku rakiet na jeden cel. Wadą natomiast jest stosunkowo mała dokładność naprowadzenia. W związku z tym pierwszy sposób zdalnego kierowania ma szersze zastosowanie.

Samosterowanie jest to taki sposób kierowania, przy którym kierowanie rakiętą realizuje się za pomocą urządzeń znajdujących się na pokładzie rakiety. Sterowanie odbywa się w myśl zadanego programu lotu rakiety. Ten sposób nie może być wykorzystywany dla naprowadzania rakiet przeciwlotniczych, ponieważ tor ich lotu zawczasu nie może być znany.

Metody naprowadzania

Chcąc jednoznacznie rozwiązać zadanie trafienia rakiętą w cel, powinniśmy nałożyć pewne ograniczenia na charakter lotu rakiety. Najbardziej celowym ograniczeniem są ograniczenia nakładane na tor, po którym powinna poruszać się rakieta gdy nie istnieją błędy i przypadkowe zakłócenia oddziałujące na jej lot. Takimi ograniczeniami mogą być:

- wektor prędkości rakiety w dowolnym momencie powinien być skierowany na cel;
- rakieta w dowolnym momencie czasu powinna znajdować się na linii łączącej stację naprowadzenia i cel.

Ograniczenia te mogą być różnorodne lecz każde z nich będzie określało charakter zbliżania rakiety do celu, one też określają sobą metodę naprowadzenia.

Pod metodą naprowadzenia rozumiemy prawo zbliżania rakiety do celu, które w zależności od charakteru ruchu celu określa niezbędny dla trafienia celu ruch rakiety.

Ruch rakiety przy danej metodzie naprowadzenia nazywamy wymaganym ruchem, a tor lotu nazywamy wymaganym torem.

Prawo wzajemnego zbliżania rakiety i celu przy idealnej pracy węzłów sterowania i braku przypadkowych zakłóceń, zazwyczaj przedstawia się w postaci zależności kinematycznych, wiążących współrzędne punktów wymaganego, dla lotu rakiety, toru ze współrzędnymi celu. Dlatego też wymagany tor często nazywamy kinematycznym torem metody naprowadzenia. W ten sposób możemy powiedzieć, że wymagany lub kinematyczny tor metody naprowadzenia jest to tor środka masy rakiety przy idealnej pracy zespołu kierowania i braku przypadkowych zakłóceń.

W praktyce zawsze będziemy się spotykali z błędami zespołu kierowania i przypadkowymi zakłóceniami, w wyniku czego rakieta będzie leciała nie dokładnie po kinematycznym torze. Jednak przy odpowiedniej konstrukcji rakiety i zespołu kierowania odchylenia rzeczywistego toru od toru kinematycznego metody naprowadzenia będą nieznaczne. Dlatego też w teoretycznych rozważaniach dla rakiet przeciwlotniczych przyjmuje się, że jej lot odbywa się po torze kinematycznym danej metody naprowadzenia.

Przed metodami naprowadzenia stawia się pewne wymogi, najważniejszymi z których są:

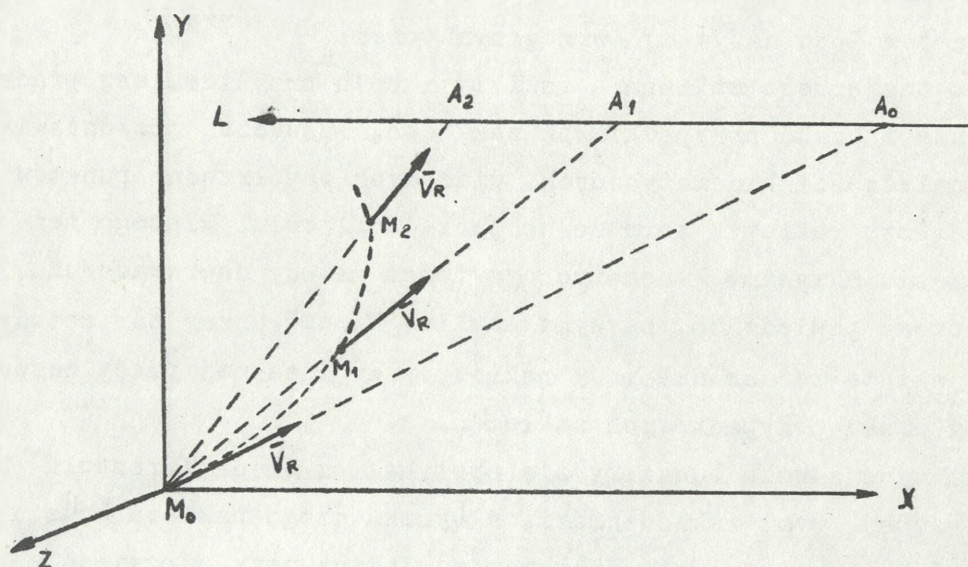
- kinematyczny tor uwarunkowany metodą naprowadzenia powinien przechodzić przez cel;
- krzywizna kinematycznego toru we wszystkich jego punktach, a szczególnie w pobliżu celu powinna być minimalna, zbliżona do zera;
- Manewr celu nie powinien istotnie wpływać na krzywiznę toru w okolicy punktu spotkania;
- metoda naprowadzenia powinna być technicznie stosunkowo łatwo wykonalna.

Przy dalszym rozpatrywaniu zagadnień będziemy oznaczali:

- prędkość rakiety - V_R ;
- prędkość celu - V_c ;
- bieżące położenie rakiety - M_i ;
- bieżące położenie celu - A_i .

Metoda pogoni.

Metoda pogoni jest to taka metoda naprowadzenia, przy której w dowolnym momencie czasu wektor prędkości rakiety skierowany jest w cel. Przedstawmy tę metodę na rysunku /rys.2/.



Rys. 2 Metoda pogoni.

M_0 - punkt, w którym znajduje się rakieta w początkowym momencie naprowadzania metodą pogoni.

Aby rakieta poruszała się po torze pokazanym na rysunku 2 powinny być spełnione następujące warunki:

$$\beta_v = \beta \quad \text{i} \quad p_v = p$$

gdzie: β_v i p_v - kąty określające kierunek wektora prędkości rakiety w danym momencie czasu;

β i p - kąty określające kierunek rakieta - cel w tymże momencie czasu.

Jeżeli cel nie manewruje kursem i wysokością to rakieta w dowolnym momencie czasu powinna znajdować się w płaszczyźnie przechodzącej przez punkt M_0 i kurs celu. W tym przypadku tor lotu rakiety będzie krzywą płaską i wszystkie punkty jej będą leżały w jednej płaszczyźnie. Przy stałej prędkości rakiety i celu krzywa ta nazywa się krzywą pogoni.

Tor lotu rakiety jest zawsze zakrzywiony w kierunku ruchu celu i w ogólnym przypadku posiada charakterystyczny profil tak zwany profil ciągłej pogoni. Przy tej metodzie naprowadzania, raketę prowadzi się prosto do celu bez jakiegokolwiek wyprzedzenia, a położenie linii rakieta - cel w przestrzeni ciągle się zmienia.

Przy tej metodzie naprowadzenia należy mieć na uwadze dwa przypadki:

1. Pogoń za oddalającym się celem.
2. Pogoń za zbliżającym się celem.

W pierwszym przypadku, jeżeli rakieta posiada dostateczny zasięg i prędkość, cel zostanie zniszczony bezwarunkowo.

W drugim przypadku w miarę zmniejszania się odległości stosunkowo szybko wzrasta prędkość kątowna skrętu rakiety. Przy stosunku

$\frac{V_r}{V_c} \approx 2$ nawet w przypadku gdy cel nie stosuje manewru promień skrętu powinien posiadać wartość, przy której wymagane normalne przyspieszenie rakiety dąży do nieskończoności. To wskazuje na to, że na końcowym odcinku pogoni, gdy rakieta osiąga maksymalne przyspieszenie, cel, stosując manewr w małych granicach, może uniknąć spotkania z raketą. Oprócz tego duże przeciążenia rakiety przy skrętach pociągają za sobą konieczność wykorzystywania sił aerodynamicznych o dużej wartości co z kolei pociąga za sobą konieczność stosowania skrzydeł o dużej powierzchni nośnej co jest niewygodne.

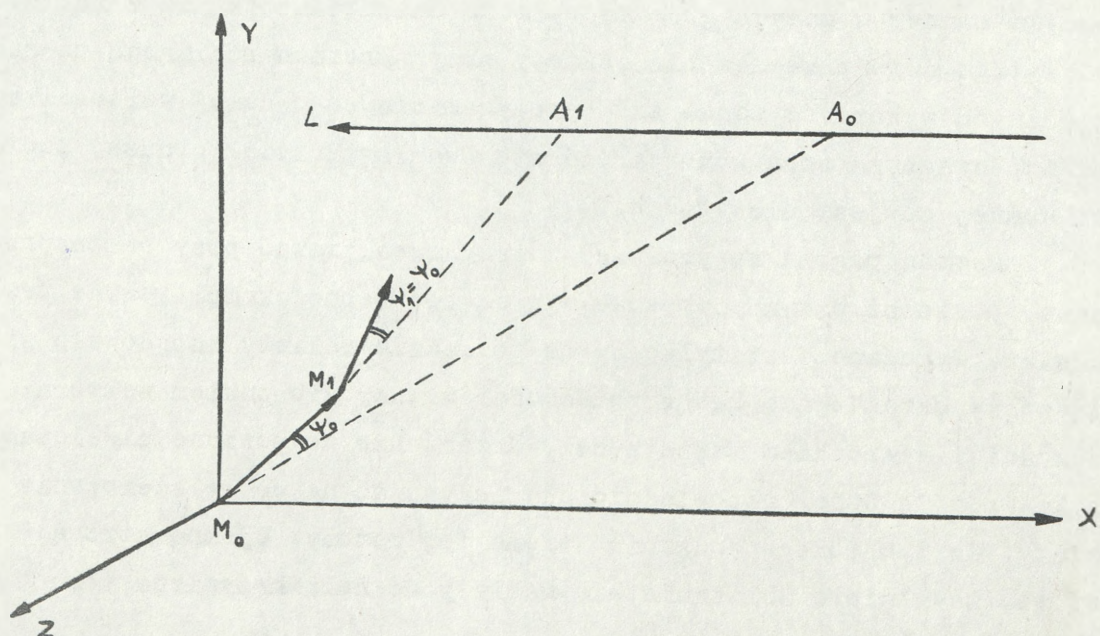
Metodę pogoni najprościej możemy zrealizować przy samonaprowadzeniu, ponieważ w tym przypadku nie są potrzebne skomplikowane przeliczniki. Wymagane jest tylko by na pokładzie rakiety znajdowało się urządzenie określające kąt rozbieżności między kierunkiem wektora prędkości i kierunkiem rakieta-cel. Urządzenie to powinno niwelować ten kąt rozbieżności odpowiednio oddziałując na węzły sterowania rakiety. Na tym polega dodatnia strona tej metody. Ujemną stroną jest to, że w miarę zbliżania się rakiety do celu krzywizna toru wzrasta.

Metoda naprowadzenia ze stałym kątem wyprzedzenia.

Metoda ta różni się od metody pogoni tym, że między wektorem prędkości rakiety i kierunkiem rakiet-cel, w płaszczyźnie przechodzącej przez bieżące położenie celu, wprowadza się stały kąt wyprzedzenia. Ta metoda jest korzystniejsza niż metoda pogoni ponieważ rakietka leci po torze o mniejszej krzywiznie, a końcowy odcinek jest zbliżony do linii prostej. To nie pociąga za sobą konieczności nadawania rakiecie dużych przyspieszeń kątowych. Sprzyjające warunki rażenia celu możemy uzyskać przy stosunku prędkości

$$1 < -\frac{V_r}{V_c} \leq 2$$

Przy tym warunku możemy dobrać taki kąt wyprzedzenia, przy którym nie wystąpią nieskończenie duże przyspieszenia, przy których rakietka gubi cel. Przy tej metodzie naprowadzenia może zaistnieć szczególnie niekorzystny przypadek, a mianowicie przy zmianie przez cel kierunku lotu. Kąt wyprzedzenia w tym przypadku staje się wartością ujemną i proces naprowadzenia komplikuje się tym, że rakietka powinna podejść do celu z przeciwnej strony czyli z tej, przy której kąt wyprzedzenia będzie miał wartość dodatnią /zgodną z ruchem celu/. W wyniku tego tor staje się bardziej skomplikowany, czas naprowadzania znacznie wzrasta, a zasięg w poważnym stopniu się zmniejsza.

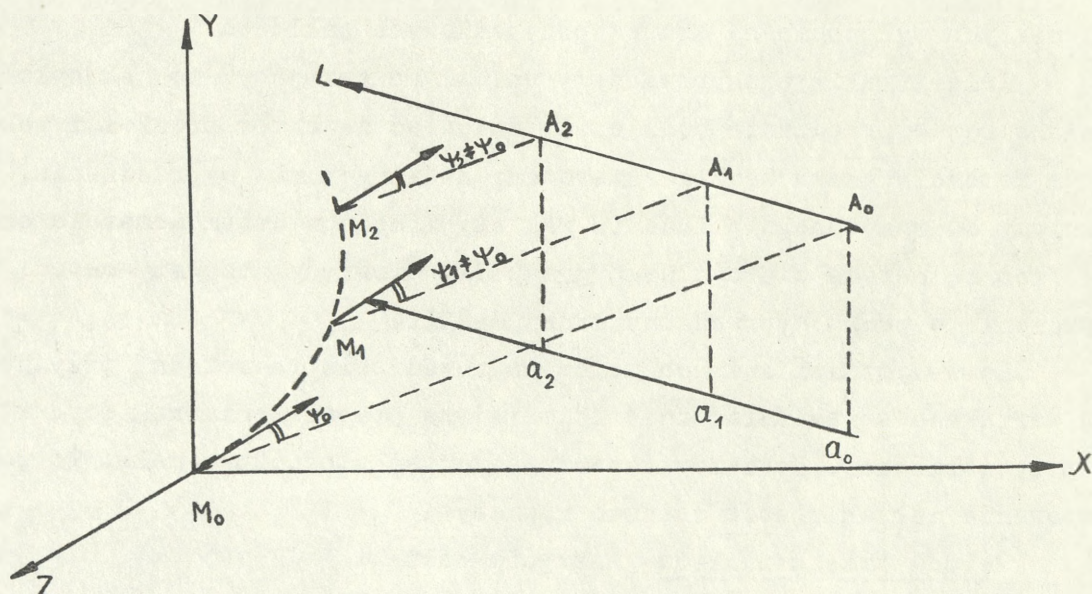


Rys. 3. Metoda naprowadzenia ze stałym kątem wyprzedzenia

Do zrealizowania tej metody na pokładzie rakiety powinno się znajdować specjalne urządzenie żyroskopowe, służące do ustalenia kierunku płaszczyzny przechodzącej przez bieżące położenie celu i przez kurs celu, ponieważ właśnie w tej płaszczyźnie leży kąt wyprzedzenia. Jest to ujemną stroną metody ponieważ stosując takie urządzenie możemy zrealizować metody naprowadzenia doskonalsze niż podana wyżej.

Metoda równoległego zbliżenia

Przy metodzie równoległego zbliżenia rakietą powinna poruszać się w ten sposób, by prosta łącząca raketę i cel nie zmieniała swego kierunku czyli przesuwana się równolegle do siebie



Rys. 4. Metoda równoległego zbliżenia.

W tych warunkach między wektorem prędkości rakiety i kierunkiem rakiet-cel powstanie wyprzedzenie w postaci kąta o zmiennej wartości. Wielkość tego kąta wyprzedzenia w ogólnym przypadku będzie różna dla każdego momentu czasu i zależna od: kąta kursowego, prędkości celu i prędkości rakiety. W szczególnym przypadku prostoliniowego i jednostajnego lotu celu i przy stałej prędkości lotu rakiety będzie ona leciała po linii prostej ze stałym kątem wyprzedzenia. Linia rakiet-cel będzie się przesuwała równolegle do swego początkowego położenia w przestrzeni.

Dlatego by rakietą poruszała się po takim torze konieczne jest spełnienie następujących warunków:

$$\beta = \beta_0 \quad \text{i} \quad p = p_0$$

gdzie: β i p - kąty określające kierunek rakiet-cel;
 β_0 i p_0 - kąty określające kierunek rakiet-cel w momencie początkowym.

Tę metodę najprościej możemy zrealizować przy samonaprowadzeniu, do czego wystarczy na pokładzie rakiety umieścić urządzenie żyroskopowe utrwalające kierunek rakiet-cel w momencie początkowym. Jako parametr kierujący przyjmuje się w tym wypadku kąt rozbieżności między bieżącym kierunkiem rakiet cel i kierunkiem początkowym.

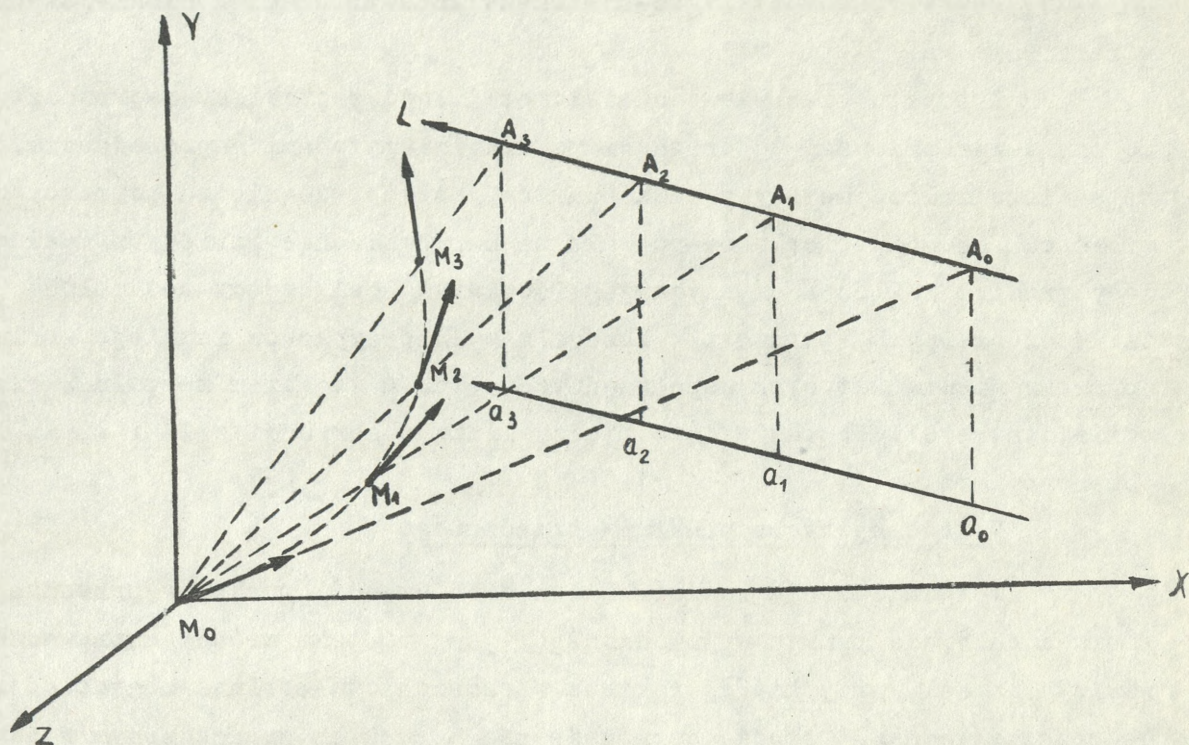
Zaletą tej metody przy naprowadzaniu rakiety na niemanewrujący cel jest to, że wymaga ona minimalnych normalnych przyspieszeń wynikających z rozbieżności, między osią urządzenia żyroskopowego i linią rakiet-cel, wynikłych wyłącznie na skutek przypadkowych zakłóceń.

Jeżeli raketę naprowadzamy na cel manewrujący, to jak było wspomniane kąt wyprzedzenia będzie się zmieniać i wektor prędkości rakiety w każdym momencie czasu będzie skierowany na inny punkt wyprzedzenia, uzależniony od wzajemnego położenia rakiety i celu w danym momencie czasu. Dlatego też tę metodę dla ogólnego przypadku niekiedy nazywamy metodą naprowadzenia w punkt wyprzedzony danej chwili.

Ze wszystkich znanych metod naprowadzenia ta metoda, przy jednakowych warunkach strzelania, daje najmniejsze przeciążenia rakiety, które nawet przy strzelaniu do celów manewrujących są stosunkowo małe. To pozwala na stosowanie małych płatów nośnych rakiety.

Metoda trzech punktów /nakrycia celu/

Metoda trzech punktów przewiduje, że rakietą, w procesie naprowadzenia do punktu spotkania z celem, będzie się poruszała po takim krzywoliniowym torze, przy którym ona stale będzie się znajdowała na prostej łączącej stację naprowadzenia i cel. W tym przypadku obserwator znajdujący się na punkcie naprowadzenia widzi raketę między sobą i celem.



Rys.5. Metodą trzech punktów.

Przy naprowadzeniu rakiety metodą trzech punktów kinematyczny tor przechodzi przez cel. Wymagane normalne przyspieszenie rakiety ma stosunkowo dużą wartość. Dlatego też rakieta powinna posiadać zwiększoną manewrowość, zabezpieczającą możliwość poruszania się po torze kinematycznym. Przy podejściu rakiety do celu wymagane normalne przyspieszenie wzrasta na skutek zwiększania się krzywizny kinematycznego toru. Wzrost normalnych przyspieszeń prowadzi do zwiększenia błędów dynamicznych naprowadzenia. Błędy dynamiczne naprowadzenia są uwzględniane przy naprowadzeniu rakiety lecz uwzględnia się je w przybliżeniu, a to prowadzi do zmniejszenia dokładności naprowadzenia rakiety na cel.

Błędy dynamiczne naprowadzenia znacznie wzrosną w przypadku stosowania przez cel manewru. Ponieważ wymagane normalne przyspieszenie rakiety, od którego zależą błędy dynamiczne, zależy od wymaganych normalnych przyspieszeń celu. Natomiast stacja naprowadzenia nie kompensuje błędów dynamicznych naprowadzenia wywołanych normalnym przyspieszeniem celu. Dlatego też jeżeli cel zacznie manewrować, a szczególnie na niewielkiej odległości od rakiety to dokładność naprowadzenia znacznie się zmniejszy.

Stosunkowo duża krzywizna toru wymaga dużego czasu lotu rakiety do punktu spotkania w porównaniu z prostoliniowym lotem rakiety.

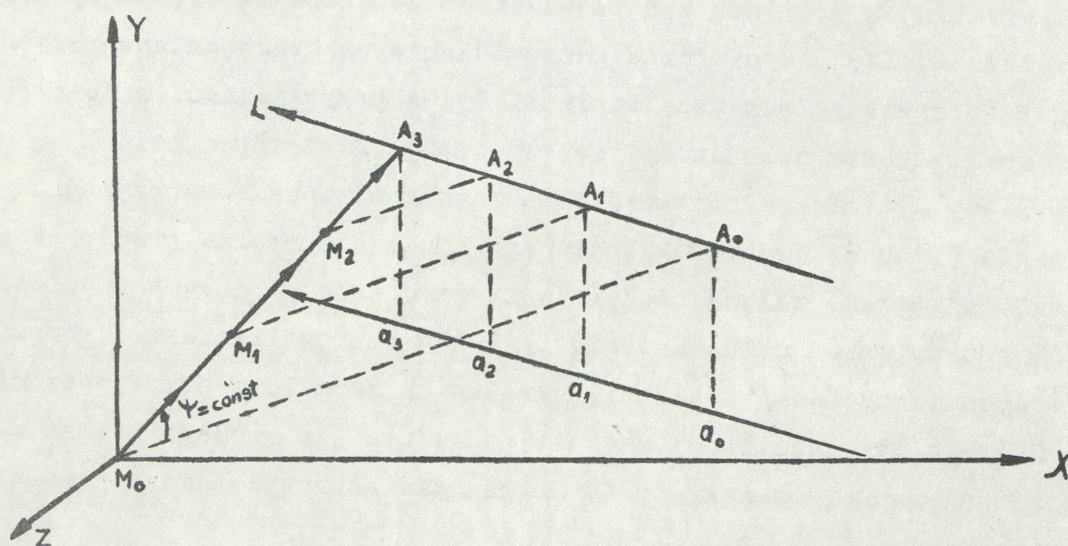
Przy czym czas lotu rakiety będzie tym większy im mniejszy będzie stosunek V_r do V_c . Ponadto zwiększenie czasu lotu prowadzi do zmniejszenia strefy rażenia.

Z punktu widzenia techniki realizacji tej metody naprowadzenia ma ona pewną przewagę w porównaniu z innymi metodami naprowadzenia. Zasadniczą zaletą metody trzech punktów jest to, że nie ma potrzeby pomiaru odległości do celu co pozwala na naprowadzanie rakiety na cel będący źródłem zakłóceń czynnych jak również na cel będący pod osłoną zakłóceń biernych, ponieważ w każdym z tych przypadków istnieje możliwość określenia kątowych współrzędnych celu. A zadaniem zespołu kierowania jest wyeliminowanie kąta między linią obserwacji celu i linią obserwacji rakiety.

Metoda nakrycia punktu wyprzedzonego

Metoda zgrania rakiety z linią obserwacji punktu wyprzedzonego /metoda nakrycia punktu wyprzedzonego/ jest to taka metoda naprowadzenia rakiety na cel, przy której rakieta w czasie lotu powinna znajdować się na prostej łączącej stację naprowadzenia z punktem wyprzedzonym w danym momencie czasu. Punkt wyprzedzony w danym momencie czasu jest to punkt określony dla wartości współrzędnych i parametrów ruchu celu i rakiety w danym momencie czasu.

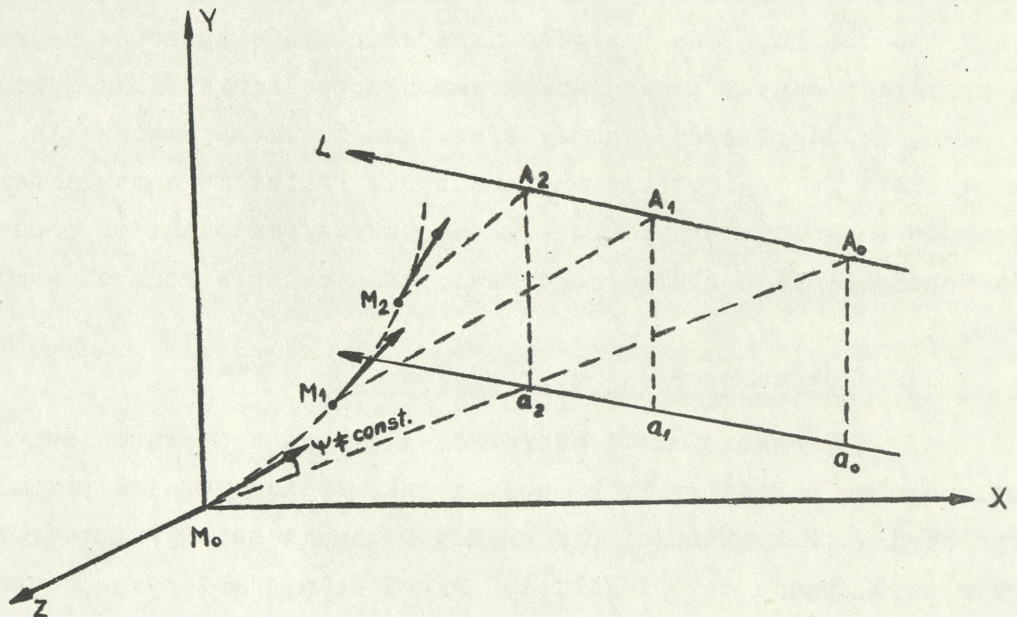
Jeżeli cel nie stosuje manewru, a prędkość rakiety jest wartością stałą to przy danej metodzie naprowadzenia tor lotu rakiety będzie linią prostą.



Rys. 6. Metoda nakrycia punktu wyprzedzonego

Gdy prędkość lotu rakiety zmienia się, to są możliwe dwa przypadki:

1. Przelicznik wypracuje punkt wyprzedzony z uwzględnieniem zmiany prędkości rakiety i w tym przypadku tor będzie prostoliniowy.
2. Przelicznik wypracuje punkt wyprzedzony na podstawie prędkości zmian współrzędnych celu i rakiety z założeniem, że na pozostałym odcinku toru rakietą będzie leciała ze stałą prędkością. Tę wartość prędkości możemy określić jako wartość średnią na pozostałym odcinku toru lub jako wartość prędkości rakiety w danym momencie czasu. W tym przypadku tor nie będzie prostoliniowy.



Rys.7. Metoda nakrycia punktu wyprzedzonego

Warunkiem poruszania się rakiety po wymaganym torze jest znajdowanie się jej w dowolnym momencie czasu na linii łączącej stację naprowadzenia z punktem wyprzedzonym

$$\beta_r(t) = \beta_{cw}(t)$$

$$\rho_r(t) = \rho_{cw}(t)$$

Tę metodę najprościej możemy zrealizować przy zdalnym sterowaniu lecz wymagana jest znajomość praw ruchu rakiety i celu.

Poszczególne metody naprowadzenia mogą być realizowane kierowaniem za pomocą wiązki prowadzącej lub za pomocą sygnałów kierujących. Najprawdopodobniej kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej nie wymaga pomiaru odległości co upraszcza sposób realizacji metody naprowadzenia lecz naprowadzeniu towarzyszą znaczne błędy dynamiczne. Kierowanie za pomocą sygnałów kierujących jest bardziej dokładne lecz wymaga pomiaru odległości rzeczywistej do celu co w warunkach stosowania przez cel zakłóceń staje się niemożliwe. Analiza tych sposobów naprowadzania wskazuje na to, że żaden z nich nie może w jednakowym stopniu zapewnić należytą dokładność naprowadzenia we wszystkich warunkach strzelania. Dlatego współczesne urządzenia do kierowania rakiet mogą realizować metodę naprowadzenia kierowaniem rakiety za pomocą wiązki prowadzącej lub za pomocą sygnałów kierujących /Nike-Ajax/ lub też mogą one posiadać inne kombinacje sposobów naprowadzenia na przykład: wiązka prowadząca i samonaprowadzenie /Nike-Hercules, Talos-I, Thunderbird/ - sygnały kierujące i samonaprowadzenie /Bomarc/. Odpowiednio do tego stacje naprowadzenia rakiet mogą realizować naprowadzenie w ogólnym przypadku kilkoma /dwoma/ metodami co powiększa prawdopodobieństwo skutecznego zwalczania celów w różnych warunkach lotu celu.

Równanie metody naprowadzenia.

Równania metod naprowadzenia mogą być przedstawione przez poszczególne parametry ruchu celu i rakiety jak również przez ich współrzędne. W większości przypadków równanie metody naprowadzenia wyrażamy przez współrzędne celu i rakiety. Dla dowolnej metody naprowadzenia sferyczne współrzędne punktów kinematycznego toru τ_k, β_k, p_k mogą być wyrażone przez współrzędne celu i rakiety w następującej postaci:

$$\tau_k(t) = \tau_R(t); \beta_k(t) = f_1(\tau_R, \tau_C, \beta_C, p_C)$$

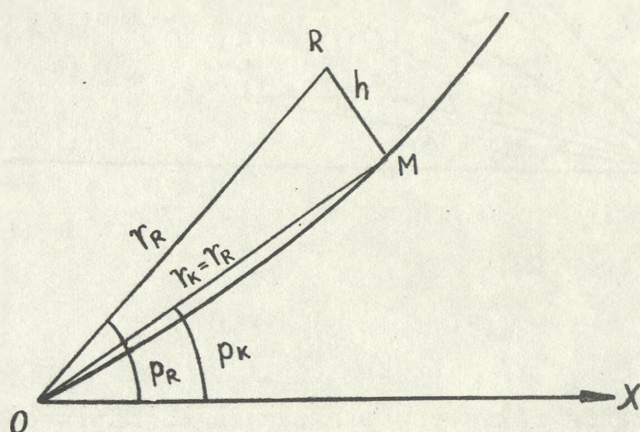
$$p_k = f_2(\tau_R, \tau_C, \beta_C, p_C)$$

Równania dla konkretnych metod naprowadzenia określa się postacią funkcji

$$f_1 \text{ i } f_2$$

Jeżeli w czasie naprowadzania prędkość lotu rakiety nie jest regulowana, to możemy uważać, że równość $\tau_k / t = \tau_R / t$ ciągle się spełnia. W tym przypadku w procesie naprowadzenia zachodzi konieczność spełnienia równości tylko dla współrzędnych kątowych rakiety i odpowiadających im punktów kinematycznego toru.

Znając bieżące współrzędne rakiety i równanie jej kinematycznego toru, możemy w dowolnym momencie czasu określić błąd w położeniu rakiety. Pod błędem w położeniu rakiety rozumiemy liniową odległość między środkiem masy rakiety i punktem kinematycznego toru oddalonym od stacji naprowadzenia o wartość $\tau_k = \tau_R$ /rys.8/.



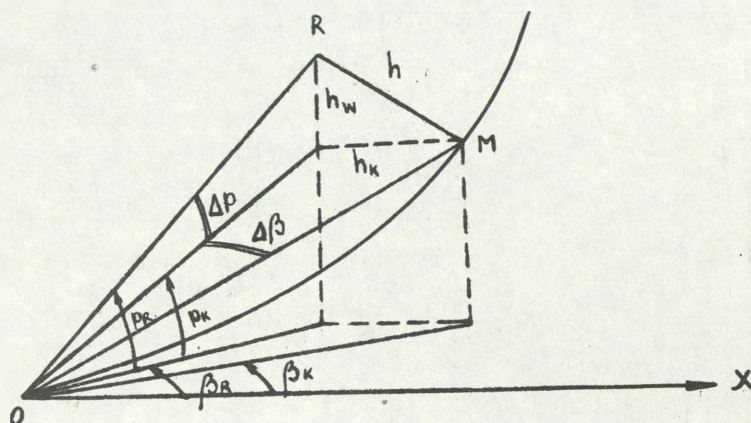
Rys.8 Błąd położenia rakiety.

Naprowadzanie rakiety w zasadzie realizuje się w dwóch płaszczyznach: w pionowej przechodzącej przez stację naprowadzania i punkt, w którym znajduje się cel w danym momencie czasu i w płaszczyźnie poziomej przechodzącej przez stację naprowadzania i punkt kinematycznego toru, odległość do którego jest równa odległość do rakiety w danym momencie czasu. Te płaszczyzny noszą nazwę płaszczyzn naprowadzenia.

Przy takim doborze płaszczyzn błąd w położeniu rakiety możemy przedstawić w następującej postaci

$$\begin{aligned} h_w &= \tau_R (\rho_k - \rho_R) \\ h_k &= \tau_R (\beta_k - \beta_R) \end{aligned}$$

gdzie: β_K i β_R określana w płaszczyźnie pochyłej.



Rys.9. Błąd położenia rakiety w płaszczyznach naprowadzenia.

Zadaniem stacji naprowadzania, w tym przypadku, będzie wyeliminowanie błędu w położeniu rakiety.

Dynamiczne błędy naprowadzenia

Przyczyną powstawania dynamicznych błędów naprowadzenia jest istnienie bezwładności i opóźnień w poszczególnych członach zespołu naprowadzenia rakiety.

Założmy, że przy pewnym prawie ruchu celu, kinematyczny tor rakiety jest linią krzywą leżącą w płaszczyźnie przechodzącej przez stację naprowadzania. Dopuszczmy, że sygnały kierowania w danej płaszczyźnie powiązane są z uchyleniem rakiety następującą zależnością.

$$\lambda_w = K \cdot h_w$$

gdzie: K - stały współczynnik.

Odpowiednio do sygnału λ_w wychyła się stery wysokości. Dlatego by rakieta leciała po krzywoliniowym torze powinniśmy jej nadać

określone normalne przyspieszenie, a więc stery rakiety powinny wychylać się w myśl pewnych zasad odpowiednio do normalnego przyspieszenia rakiety.

Ponieważ kinematyczny tor obiera się w zależności od prawa ruchu celu, którego zawczasu nie znamy, to nie możemy też zawczasu wskazać na prawo wychylenia sterów rakiety zapewniające wymagany jej ruch. Dlatego też stery wychylają się zgodnie z sygnałem λ_w

Jeżeliby w zespole naprowadzania nie było opóźnień i współczynnik wzmocnienia zespołu byłby nieskończenie duży, to rakieta poruszałaby się dokładnie po kinematycznym torze. Jednak w realnych zespołach naprowadzania istnieją opóźnienia i współczynnik wzmocnienia jest wielkością ograniczoną, dlatego też przy małych odchyleniach h_w wartość sygnału λ_w jest wartością małą a więc i kąt wychylenia sterów δ_w będzie mały. Normalne przyspieszenia, powstające przy wychyleniu sterów, będą mniejsze niż niezbędne dla ruchu rakiety po torze kinematycznym. W wyniku tego rakieta będzie się poruszała nie dokładnie po torze kinematycznym lecz z pewnym odchyleniem od niego w stronę wypukłości toru. To odchylenie jest niczym innym tylko błędem dynamicznym naprowadzenia. W przybliżeniu wartości błędów dynamicznych możemy określić na podstawie następujących zależności:

$$h_{wd} = \frac{W_{NyK}}{K_0} ; h_{pd} = \frac{W_{NzK}}{K'_0}$$

gdzie: K_0 i K'_0 - współczynnik wzmocnienia obwodu kierowania w pionowej i pochyłej płaszczyźnie;

W_{NyK} i W_{NzK} - składowe normalnego przyspieszenia w pionowej i pochyłej płaszczyźnie;

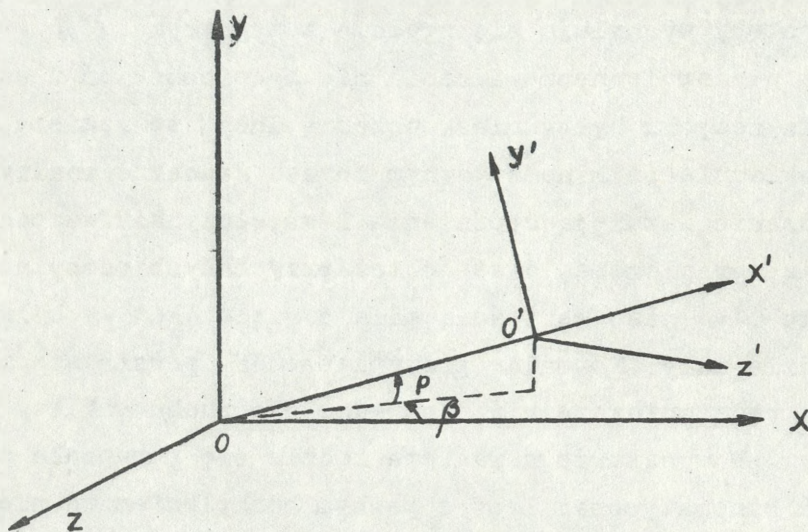
h_{wd} i h_{pd} - dynamiczne błędy w pionowej i pochyłej płaszczyźnie.

Wymagane normalne przyspieszenie rakiety i celu.

Zasadniczym wymogiem metod naprowadzenia jest uzyskanie minimalnej krzywizny kinematycznego toru. Przy czym manewr celu nie powinien istotnie wpływać na krzywiznę toru szczególnie w okolicy punktu spotkania.

Wyprowadzimy wzory na obliczenie normalnych przyspieszeń rakiety i celu, by przy rozpatrywaniu metod naprowadzenia można było przeprowadzić analizę wpływu manewru celu na krzywiznę toru. Do

wyprowadzenia wzorów wykorzystamy układ współrzędnych, powiązany z rakietą /rys.10/.



Rys.10. Położenie rakiety w przestrzeni.

Prawo ruchu rakiety w postaci wektorowej możemy przedstawić następująco:

$$\bar{r}_R(t) = r_R(t) \bar{r}^0 \quad 1$$

- gdzie:
- $\bar{r}_R(t)$ - promień wektor rakiety;
 - $r_R(t)$ - bieżąca odległość rzeczywista;
 - \bar{r}^0 - wektor jednostkowy^{x/} wzdłuż odległości rzeczywistej do rakiety.

Różniczkując równanie /1/ względem czasu otrzymamy prędkość lotu rakiety V_R . Przy powtórny różniczkowaniu względem czasu otrzymamy przyspieszenie rakiety.

$$\begin{aligned} \bar{V}_R &= \dot{r}_R(t) \cdot \bar{r}^0 + r_R(t) \dot{\bar{r}}^0 \\ \bar{W} &= \ddot{r}_R(t) + 2\dot{r}_R(t) \dot{\bar{r}}^0 + r_R(t) \ddot{\bar{r}}^0 \end{aligned} \quad 2$$

x/ Wektor jednostkowy jest to wektor, którego moduł jest równy jedności.

Przyspieszenie rakiety \bar{W} możemy również przedstawić w postaci sumy przyspieszenia normalnego \bar{W}_N i przyspieszenia stycznego \bar{W}_T

$$\bar{W} = \bar{W}_N + \bar{W}_T$$

Przyspieszenie styczne natomiast wynosi:

$$\bar{W}_T = \dot{V}_T \cdot \bar{V}^0$$

gdzie \bar{V}^0 - wektor jednostkowy na kierunku wektora prędkości rakiety.

Zakładając, że na kierunku wektora prędkości $\bar{V}_R = V_R \cdot \bar{V}^0$, po przedstawieniu wartości \bar{V}_R z równania 2 określamy wartość \bar{V}^0

$$\bar{V}^0 = \frac{\dot{r}_R(t)}{V_R} \bar{r}^0 + \frac{r_R(t)}{V_R} \dot{\bar{r}}^0 \quad \text{skąd otrzymujemy}$$

$$\bar{W}_T = \dot{V}_R \left[\frac{\dot{r}_R(t)}{V_R} \bar{r}^0 + \frac{r_R(t)}{V_R} \dot{\bar{r}}^0 \right]$$

Podstawiając wartości \bar{W} i \bar{W}_T do wzoru na przyspieszenie i rozwiązując go w stosunku do \bar{W}_N otrzymamy:

$$\bar{W}_N = \ddot{r}_R(t) \bar{r}^0 + 2\dot{r}_R(t) \dot{\bar{r}}^0 + r_R(t) \ddot{\bar{r}}^0 - \dot{V}_R \left[\frac{\dot{r}_R(t)}{V_R} \bar{r}^0 + \frac{r_R(t)}{V_R} \dot{\bar{r}}^0 \right]$$

lub

$$\bar{W}_N = \left[\ddot{r}_R(t) - \frac{\dot{V}_R r_R(t)}{V_R} \right] \bar{r}^0 + \left[2\dot{r}_R(t) - \frac{\dot{V}_R \dot{r}_R(t)}{V_R} \right] \dot{\bar{r}}^0 + r_R(t) \ddot{\bar{r}}^0$$

3

Przekształćmy wzór 3 tak aby można było przedstawić wektor normalnego przyspieszenia rakiety w postaci składowych wzdłuż osi

x' , y' i z' współzależnego układu współrzędnych. Przy czym każdą składową przedstawimy w postaci funkcji współrzędnych katowych rakiety lecącej po kinematycznym torze oraz ich pierwszych i drugich pochodnych.

Wektory \bar{r}^0 , $\dot{\bar{r}}^0$, i $\ddot{\bar{r}}^0$ przedstawimy początkowo przez współrzędne rakiety w ziemnym układzie współrzędnych a następnie w układzie x', y', z'

Składowe wektora \vec{r}^0 na osiach xyz oznaczymy przez i, j, k i wartość wektora \vec{r}^0 zapiszemy następująco:

$$\vec{r}^0 = i \cdot \cos p \cdot \cos \beta + j \sin p + k (-\sin \beta \cos p)$$

oznaczymy:

$$\cos p \cdot \cos \beta = \tau_x^0$$

$$\sin p = \tau_y^0$$

$$-\sin \beta \cdot \cos p = \tau_z^0$$

i znajdziemy pierwszą i drugą pochodną od tych wielkości.

$$\dot{\tau}_x^0 = -\dot{p} \sin p \cdot \cos \beta - \dot{\beta} \cos p \cdot \sin \beta = -\dot{p} \sin p \cdot \cos \beta - \dot{\beta} \cos p \cdot \sin \beta$$

$$\dot{\tau}_y^0 = \dot{p} \cos p$$

$$\dot{\tau}_z^0 = \dot{p} \sin p \cdot \sin \beta - \dot{\beta} \cos p \cdot \cos \beta$$

$$\ddot{\tau}_x^0 = -\ddot{p} \sin p \cos \beta - \dot{p}^2 \cos p \cos \beta + \dot{p} \dot{\beta} \sin p \cdot \sin \beta - \ddot{\beta} \cos p \sin \beta + \dot{\beta} \dot{p} \sin p \cdot \sin \beta - \dot{\beta}^2 \cos p \cdot \cos \beta =$$

$$= -\ddot{p} \sin p \cdot \cos \beta - (\dot{p}^2 + \dot{\beta}^2) \cos p \cdot \cos \beta + 2 \dot{p} \dot{\beta} \sin p \cdot \sin \beta -$$

$$- \ddot{\beta} \cos p \cdot \sin \beta$$

$$\ddot{\tau}_y^0 = \ddot{p} \cos p - \dot{p}^2 \sin p$$

$$\ddot{\tau}_z^0 = \ddot{p} \sin p \cdot \sin \beta + (\dot{p}^2 + \dot{\beta}^2) \cos p \cdot \sin \beta + 2 \dot{p} \dot{\beta} \cos \beta \sin p - \ddot{\beta} \cos \beta \cos p$$

Zestawmy tablicę cosinusów służącą do przejścia z ziemnego do współzależnego układu współrzędnych /Tabela 1/.

Tabela 1

	X	Y	Z
X'	$\cos p \cdot \cos \beta$	$\sin p$	$-\cos p \cdot \sin \beta$
Y'	$-\cos \beta \cdot \sin p$	$\cos p$	$\sin \beta \cdot \sin p$
Z'	$\sin \beta$	0	$\cos \beta$

Wzory na przejście od układu współrzędnych xyz do układu współrzędnych $x'y'z'$ przyjmą następującą postać

$$\tau_{x'}^{\circ} = \tau_x^{\circ} \cdot \cos p \cdot \cos \beta + \tau_y^{\circ} \sin p - \tau_z^{\circ} \cdot \cos p \cdot \sin \beta$$

$$\tau_{y'}^{\circ} = -\tau_x^{\circ} \cos \beta \cdot \sin p + \tau_y^{\circ} \cos p + \tau_z^{\circ} \sin \beta \sin p$$

$$\tau_{z'}^{\circ} = \tau_x^{\circ} \sin \beta + \tau_z^{\circ} \cos \beta$$

wzory na przejście dla $\dot{\tau}^{\circ}$ i $\ddot{\tau}^{\circ}$ będą analogiczne, ~~try~~ wykorzystując wzory przejścia określamy składowe wektorów $\vec{\tau}^{\circ}$, $\dot{\vec{\tau}}^{\circ}$, $\ddot{\vec{\tau}}^{\circ}$ wzdłuż osi x', y', z' z rys. 10 wynika, że $\tau_x^{\circ} = 1$, $\tau_y^{\circ} = 0$, $\tau_z^{\circ} = 0$

$$\dot{\tau}_{x'}^{\circ} = -\dot{p} \sin p \cdot \cos^2 \beta \cos p - \dot{\beta} \cdot \cos^2 p \cos \beta \sin \beta + \dot{p} \cos p \cdot \sin p -$$

$$- \dot{p} \cos p \sin^2 \beta \sin p + \dot{\beta} \sin \beta \cos^2 p \cos \beta =$$

$$= -\dot{p} \sin p \cdot \cos p (\sin^2 \beta + \cos^2 \beta) + \dot{p} \cdot \cos p \cdot \sin p = \underline{0}$$

$$\dot{\tau}_{y'}^{\circ} = \dot{p} \sin^2 p \cos^2 \beta + \dot{\beta} \cos \beta \cdot \sin p \cdot \sin \beta \cdot \cos p + \dot{p} \cos^2 p + \dot{p} \sin^2 p \sin^2$$

$$\beta - \dot{\beta} \sin \beta \sin p \cdot \cos \beta \cdot \cos p =$$

$$= \dot{p} \sin^2 p (\cos^2 \beta + \sin^2 \beta) + \dot{p} \cos^2 p = \dot{p} (\cos^2 p + \sin^2 p) = \underline{\dot{p}}$$

$$\dot{\tau}_{z'}^{\circ} = -\dot{p} \sin \beta \cdot \cos \beta \sin p - \dot{\beta} \sin^2 \beta \cos p + \dot{p} \sin p \cdot \sin \beta \cos \beta - \dot{\beta} \cos^2 \beta \cdot$$

$$\cdot \cos p = -\dot{\beta} \cos p (\sin^2 \beta + \cos^2 \beta) = \underline{-\dot{\beta} \cos p}$$

Podstawiając do wzorów przejścia wartości po pewnych przekształceniach otrzymamy:

$$\ddot{r}_{x_i} = -\dot{p}^2 - \dot{\beta}^2 \cos^2 p$$

$$\ddot{r}_{y_i} = \ddot{p} + \dot{\beta}^2 \sin p \cos p$$

$$\ddot{r}_{z_i} = -(\dot{\beta} \cos p - 2\dot{\beta}\dot{p} \sin p)$$

Podstawiając znalezione wartości składowych do wzoru /3/ otrzymamy ostateczny wzór do obliczenia składowych normalnego przyspieszenia rakiety wzdłuż osi $x'y'z'$

$$\left. \begin{aligned} W_{Nx'k} &= \ddot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \dot{r}_R - \tau_R (\dot{p}_k^2 + \dot{\beta}_k^2 \cos p_k) \\ W_{Ny'k} &= (2\dot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \tau_R) \dot{p}_k + \tau_R (\ddot{p}_k + \dot{\beta}_k^2 \sin p_k \cdot \cos p_k) \\ W_{Nz'k} &= -(2\dot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \tau_R) \dot{\beta}_k \cos p_k - \tau_R (\dot{\beta}_k \cos p_k - 2\dot{\beta}_k \dot{p}_k \sin p_k) \end{aligned} \right\} 4$$

Te wzory możemy przedstawić krócej jeżeli założymy, że

$$\left. \begin{aligned} (2\dot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \tau_R) &= A \\ W_{Nx'k} &= \ddot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \dot{r}_R - \tau_R (\dot{p}_k^2 + \dot{\beta}_k^2 \cdot \cos p_k) \\ W_{Ny'k} &= A \dot{p}_k + \tau_R (\ddot{p}_k + \dot{\beta}_k^2 \sin p_k \cdot \cos p_k) \\ W_{Nz'k} &= -A \dot{\beta}_k \cos p_k - \tau_R (\dot{\beta}_k \cos p_k - 2\dot{\beta}_k \dot{p}_k \sin p_k) \end{aligned} \right\} 4$$

Jeżeli układ współrzędnych $x'y'z'$ powiążemy z celem i przeprowadzimy analogiczne rozważania i przekształcenia to otrzymamy wzory do obliczenia składowych normalnego przyspieszenia celu

$$W_{N_x c} = \ddot{r}_c - \frac{\dot{v}_c}{v_c} r_c - r_c (\dot{p}_c^2 + \dot{\beta}_c^2 \cos^2 p_c)$$

$$W_{N_y c} = (2\dot{r}_c - \frac{\dot{v}_c}{v_c} r_c) \dot{p}_c + r_c (\ddot{p}_c + \dot{\beta}_c^2 \sin p_c \cos p_c)$$

$$W_{N_z c} = -2\dot{r}_c \dot{\beta}_c \cos p_c - r_c (\ddot{\beta}_c \cos p_c - 2\dot{\beta}_c \dot{p}_c \sin p_c)$$

Uwzględniając to, że $\frac{\dot{v}_c}{v_c}$ jest małą wartością, wzory do obliczania składowych normalnego przyspieszenia możemy przedstawić następująco:

$$W_{N_x c} = \ddot{r}_c - r_c (\dot{p}_c^2 + \dot{\beta}_c^2 \cos^2 p_c)$$

$$W_{N_y c} = 2\dot{r}_c \dot{p}_c + r_c (\ddot{p}_c + \dot{\beta}_c^2 \sin p_c \cos p_c)$$

$$W_{N_z c} = -2\dot{r}_c \dot{\beta}_c \cos p_c - r_c (\ddot{\beta}_c \cos p_c - 2\dot{\beta}_c \dot{p}_c \sin p_c)$$

Z powyższych wzorów wynika, że dla określenia składowych normalnego przyspieszenia celu powinniśmy znać katowe współrzędne celu i ich pochodne. Przy określaniu współrzędnych celu popełniamy błędy. ~~Błędy te przy różniczkowaniu wzrastają. W związku z tym nie możemy określić normalnego przyspieszenia z dostateczną dokładnością. Jednak dla różnych metod naprowadzenia wpływ współrzędnych celu a tym samym manewru celu na wymagane normalne przyspieszenie rakiety jest różny. Dlatego wybór metody naprowadzenia powinien być taki by zmniejszał dynamiczne błędy naprowadzenia.~~
Błędy te przy różniczkowaniu wzrastają. W związku z tym nie możemy określić normalnego przyspieszenia z dostateczną dokładnością. Jednak dla różnych metod naprowadzenia wpływ współrzędnych celu a tym samym manewru celu na wymagane normalne przyspieszenie rakiety jest różny. Dlatego wybór metody naprowadzenia powinien być taki by zmniejszał dynamiczne błędy naprowadzenia.

Naprowadzenia rakiety metodą trzech punktów

Kinematyczne równanie metody.

Na podstawie definicji i istoty metody naprowadzenia, kinematyczne równanie metody trzech punktów możemy przedstawić:

$$\begin{aligned} r_k(t) &= r_R(t) \\ \beta_k(t) &= \beta_R(t) \\ p_k(t) &= p_R(t) \end{aligned}$$

gdzie: r_K, β_K i p_K - biegunowe współrzędne punktów kinematycznego toru po którym powinna poruszać się rakietą.

Dlatego by rakietą poruszała się po kinematycznym torze, zespół naprowadzenia powinien pracować idealnie i nie powinno być przypadkowych zakłóceń wpływających na lot rakiety. W rzeczywistości takich warunków lotu rakiety nie uzyskamy i rakietą nie będzie dokładnie poruszała się po torze kinematycznym lecz z pewnym odchyleniem od niego. Dla ogólnego przypadku wzory dla tych odchyleń będą miały następującą postać:

$$h_W = r_R (p_K - p_R) \quad h_P = r_R (\beta_K - \beta_R)$$

gdzie: β_K i β_R - mierzone w płaszczyźnie pochyłej.

Dla metody trzech punktów staje się widoczna równość $\beta_K = \beta_C$ i $p_K = p_C$ dla niej też odchylenia w płaszczyźnie pochyłej wyniosą

$$h_W = r_R (p_C - p_R)$$

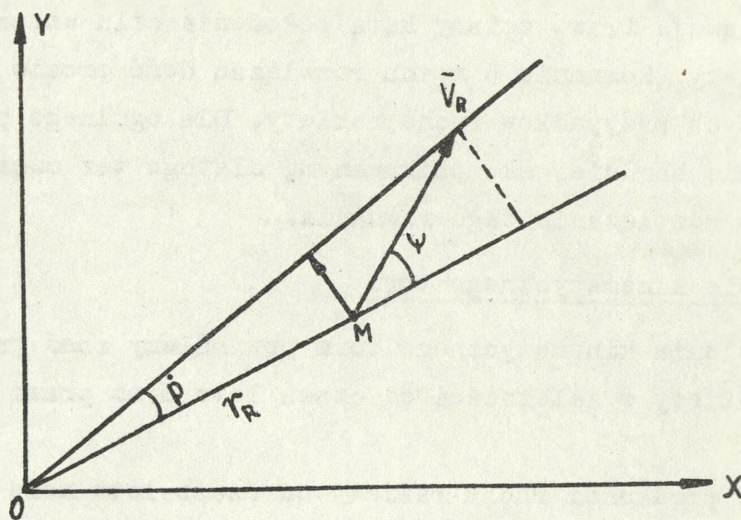
$$h_P = r_R (\beta_C - \beta_R)$$

Wielkości odchyleń h_W i h_P w pionowej i pochyłej płaszczyźnie są podstawą do wypracowania sygnałów kierowania rakieta.

Współrzędne rakiety i celu są mierzone przez stację naprowadzenia z błędami, dlatego też i liniowe wartości odchyleń h_W i h_P będą obciążone błędami, tworzącymi systematyczne i przypadkowe składowe błędów. Jednak błędy systematyczne częściowo są eliminowane przez to, że wielkości h_W i h_P określane są jako różnica współrzędnych celu i rakiety. Przypadkowe składowe błędów określenia wielkości h_W i h_P zależą od sposobu pomiaru współrzędnych celu i rakiety. Współrzędne celu zawsze określamy na podstawie sygnału odbitego od celu. Jeżeli i współrzędne rakiety są określone na podstawie odbitego sygnału, to ciężar gatunkowy błędów określenia współrzędnych celu i rakiety jest w przybliżeniu równy. Jeśli natomiast współrzędne rakiety są określane na podstawie sygnału specjalnego urządzenia odzewowego, to w tym

przypadku prawie nie istnieją błędy oscylacji i dlatego błędy określe-
nia h_w i h_p będą w zasadzie zależały tylko od błędów określenia
współrzędnych celu.

Rozpatrzmy teraz kinematyczny tor w płaszczyźnie pionowej
czyli przy ruchu wzdłużnym rakiety. Równanie kinematycznego toru w bie-
gunowym układzie współrzędnych możemy otrzymać przez rozłożenie wektora
prędkości rakiety na składowe wzdłuż odległości do rakiety i wzdłuż
kierunku prostopadłego do niej



Rys.11. Rozłożenie wektora prędkości

Z rysunku 11 otrzymamy

$$\frac{dr_R}{dt} = V_R \cdot \cos \psi, \quad \dot{r}_R = V_R \cdot \cos \psi$$

$$\dot{p}_R \cdot r_R = V_R \cdot \sin \psi$$

Podnieśmy do kwadratu oba równania i zsumujmy ich lewe
i prawe strony.

$$\left(\frac{dr_R}{dt}\right)^2 + (\dot{p}_R \cdot r_R)^2 = V_R^2 \quad /: \dot{p}_R^2 = \dot{p}_C^2$$

$$\left(\frac{dr_R}{dp_R}\right)^2 + r_R^2 = \frac{V_R^2}{\dot{p}_C^2}$$

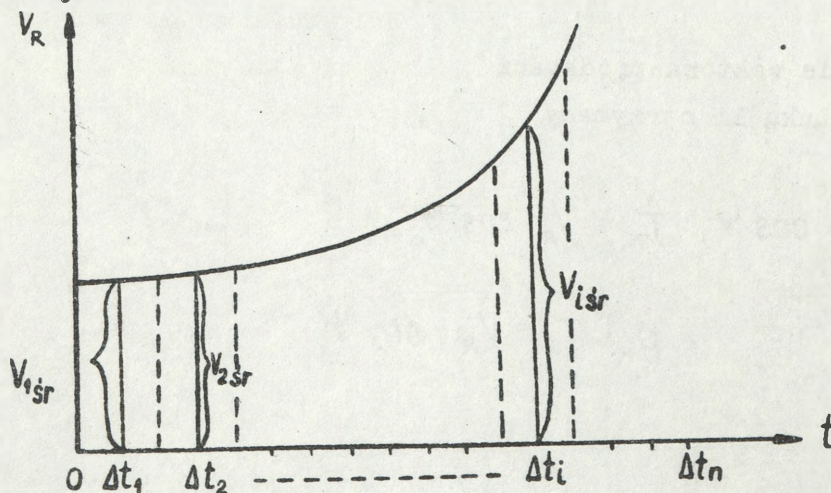
5

Otrzymane równanie /5/ jest równaniem różniczkowym kinematycznego toru w płaszczyźnie pionowej. Prawo zmiany kąta położenia celu wskazuje nam na prawo ruchu rakiety. Równanie 5 można rozwiązać dość prosto tylko dla kilku szczególnych przypadków ruchu rakiety. Dla ogólnego przypadku rozwiązanie staje się bardziej skomplikowanym, dlatego też często stosujemy graficzne rozwiązanie tego równania.

Wykreślanie kinematycznego toru

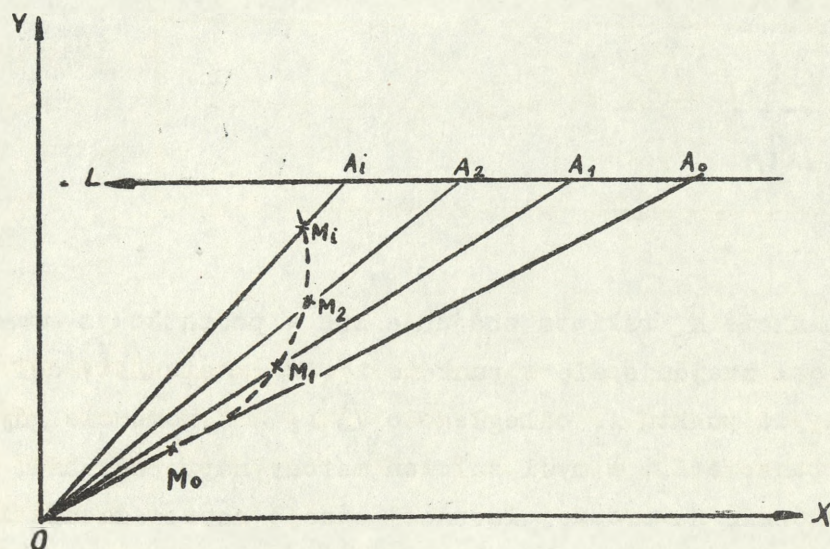
Do wykreślenia kinematycznego toru powinniśmy znać prawo zmiany prędkości rakiety w zależności od czasu lotu oraz prawo ruchu celu.

Zależność prędkości ruchu rakiety od czasu lotu może być przedstawiona w postaci wykresu. Załóżmy, że ta zależność ma wygląd jak na rysunku 12.



Rys.12. Zależność prędkości rakiety od czasu lotu.

Zakładamy, że cel porusza się ze stałą prędkością, w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez stację naprowadzenia



Rys.13. Wykreślanie toru.

Punkt O na rys.12 i punkt M_0 na rys. 13 odpowiada położeniu rakiety w momencie początkowym naprowadzania:

Na rys.12 oś t dzielimy na takie odcinki Δt_i /między liniami przerywanymi/, przy których można by było przyjąć prędkość rakiety jako wartość średnią bez znacznych błędów, a tor rakiety można by było traktować jako odcinek prostej.

Znając odcinki czasu Δt_i oraz średnie dla nich wartości prędkości rakiety $V_{i\text{sr}}$ określamy odcinki drogi jaką przebędzie rakietą za czas Δt_i

$$\Delta S_1 = V_{1\text{sr}} \cdot \Delta t_1$$

$$\Delta S_2 = V_{2\text{sr}} \cdot \Delta t_2$$

$$\Delta S_i = V_{i\text{sr}} \cdot \Delta t_i$$

$$\Delta S_n = V_{n\text{sr}} \cdot \Delta t_n$$

Określamy również drogę jaką przebędzie cel w tych / /
odcinkach czasu.

$$\Delta S'_1 = V_c \cdot \Delta t_1$$

$$\Delta S'_2 = V_c \cdot \Delta t_2$$

$$\Delta S'_i = V_c \cdot \Delta t_i$$

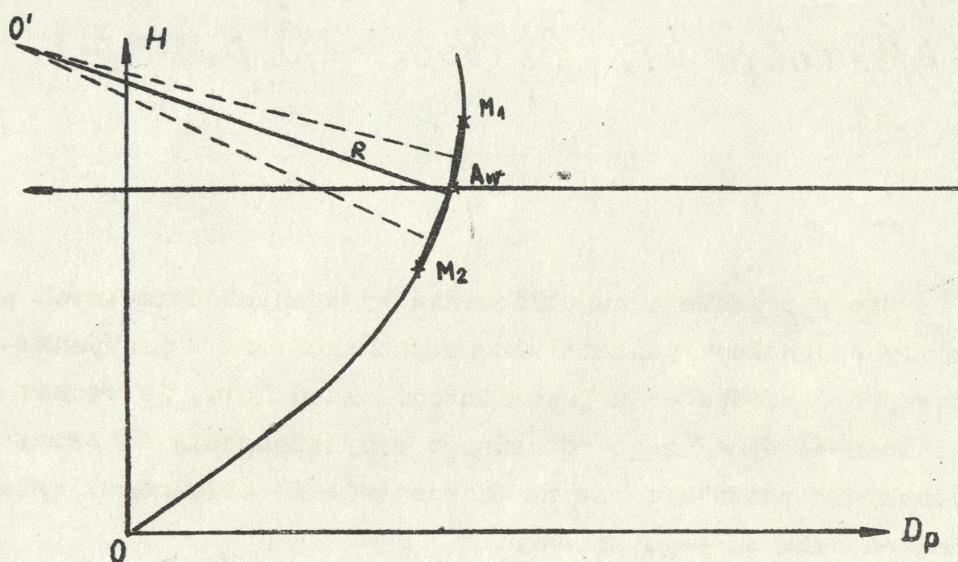
$$\Delta S'_n = V_c \cdot \Delta t_n$$

W punkcie M_0 rakieta znajduje się w początkowym momencie naprowadzania, cel znajduje się w punkcie A_0 . W czasie Δt_1 cel przeleci z punktu A_0 do punktu A_1 odległego o ΔS_1 . W momencie gdy cel znajduje się w punkcie A_1 , w myśl założeń metody naprowadzania, rakieta powinna znajdować się na prostej łączącej stację naprowadzenia i cel /prosta OA_1 /, a odległość między punktem M_0 i M_1 powinna wynosić ΔS_1 . Z punktu M_0 promieniem ΔS_1 zakreślamy łuk i punkt przecięcia się łuku i linii OA_1 da nam położenie rakiety w momencie t_1 . Postępując analogicznie otrzymamy szereg punktów $/M_2, M_1/$, które łączymy płynną krzywą. Krzywa ta jest kinematycznym torem dla warunków przyjętych w założeniu.

Po wykreśleniu toru dla danych warunków strzelania możemy określić punkt spotkania rakiety z celem, jego współrzędne i czas lotu rakiety do punktu spotkania.

Mając kinematyczny tor możemy w dowolnym punkcie określić promień krzywizny toru, a tym samym i wymagane normalne przyspieszenie rakiety.

Promień krzywizny toru możemy określić graficznie. Wzdłuż toru w obie strony od punktu A_w odkładamy jednakowe odcinki, końce których oznaczamy M_1 i M_2 /rys.14/.



Rys.14. Promień krzywizny toru.

Odległość tych punktów od punktu A_W powinna być tym mniejsza im większa jest krzywizna toru. Punkty M_1 i M_2 łączymy prostą z punktem A_W . Ze środków otrzymanych odcinków wyprowadzamy proste prostopadłe do nich. Odległość od punktu A_W do punktu przecięcia się tych prostopadłych da nam wielkość promienia krzywizny toru R . Na podstawie znanej wartości promienia krzywizny toru możemy określić wymagane normalne przyspieszenie rakiety W ze wzoru

$$W = \frac{v^2}{R}$$

Wymagane normalne przyspieszenie rakiety

Do znalezienia wymaganych normalnych przyspieszeń rakiety przy naprowadzaniu rakiety metodą trzech punktów, wykorzystamy równania 4

Z równań metody wynika

$$\begin{aligned} p_K &= p_C \\ \dot{p}_K &= \dot{p}_C \\ \ddot{p}_K &= \ddot{p}_C \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \beta_K &= \beta_C \\ \dot{\beta}_K &= \dot{\beta}_C \\ \ddot{\beta}_K &= \ddot{\beta}_C \end{aligned}$$

Podstawiając wartości p_k i β_k oraz ich pochodne do wzorów 4 otrzymamy

$$W_{N_{xk}} = \ddot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \dot{r}_R - r_R (\dot{p}_c^2 + \dot{\beta}_c^2 \cdot \cos^2 p_c)$$

$$W_{N_{yk}} = A \dot{p}_c + r_R (\ddot{p}_c + \dot{\beta}_c^2 \sin p_c \cos p_c)$$

$$W_{N_{zk}} = -A \dot{\beta}_c \cos p_c - r_R (\ddot{\beta}_c \cos p_c - 2 \dot{\beta}_c \dot{p}_c \sin p_c)$$

Te wzory pozwalają na obliczenie wymaganych normalnych przyspieszeń rakiety w dowolnym punkcie kinematycznego toru w przypadku gdy znane są katowe współrzędne celu jako funkcji czasu lotu. Ze wzorów widoczna jest zależność wymaganego normalnego przyspieszenia od prędkości ruchu celu. Jednak nie pozwalają one na przedstawienie zależności wymaganych przyspieszeń celu od jego manewru.

Do otrzymania widocznych zależności między normalnym przyspieszeniem celu i rakiety, wykorzystamy wzory na normalne przyspieszenie przepisując je w następujący sposób

$$-(\dot{p}_c^2 + \dot{\beta}_c^2 \cos^2 p_c) = \frac{1}{r_c} (W_{N_{xc}} - \ddot{r}_c)$$

$$(\ddot{p}_c + \dot{\beta}_c^2 \sin p_c \cos p_c) = \frac{1}{r_c} (W_{N_{yc}} - 2 \dot{r}_c \dot{\beta}_c \cos p_c)$$

$$-(\ddot{\beta}_c \cos p_c - 2 \dot{\beta}_c \dot{p}_c \sin p_c) = \frac{1}{r_c} (W_{N_{zc}} + 2 \dot{r}_c \dot{\beta}_c \cos p_c)$$

stąd:

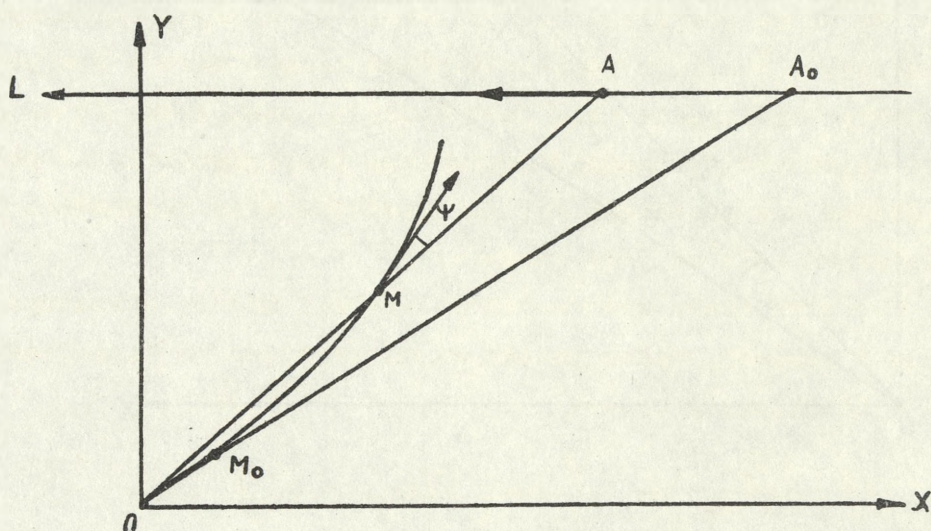
$$W_{N_{xk}} = \ddot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \dot{r}_R - \frac{r_R}{r_c} (W_{N_{xc}} - \ddot{r}_c)$$

$$W_{N_{yk}} = A \dot{p}_c + \frac{r_R}{r_c} (W_{N_{yc}} - 2 \dot{r}_c \dot{p}_c)$$

$$W_{N_{zk}} = A \dot{\beta}_c \cos p_c - \frac{r_R}{r_c} (W_{N_{zc}} + 2 \dot{r}_c \dot{\beta}_c \cos p_c)$$

Obecnie ze wzorów wynika, że normalne przyspieszenie celu bezpośrednio wpływa na wymagane normalne przyspieszenie rakiety. Im większe normalne przyspieszenie celu tym większe wymagane przyspieszenie rakiety.

Wyjaśniamy teraz jaki jest charakter zmiany wymaganych normalnych przyspieszeń rakiety w miarę jej zbliżania się do celu. Dlatego rozpatrzmy następujący szczególny przypadek. Załóżmy, że cel porusza się prostoliniowo w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez stację naprowadzania



Rys.15. Zmiana przyspieszenia

Ponieważ w rozpatrywanym przykładzie $\beta_c = \text{const}$ to $W_{N_{2K}} = 0$, poza tym wielkość $W_{N_{XK}}$ w porównaniu z $W_{N_{YK}}$ jest wielkością małą i możemy jej nie uwzględniać. Normalne przyspieszenie rakiety w danym przypadku będzie określone wielkością $W_{N_{YK}}$

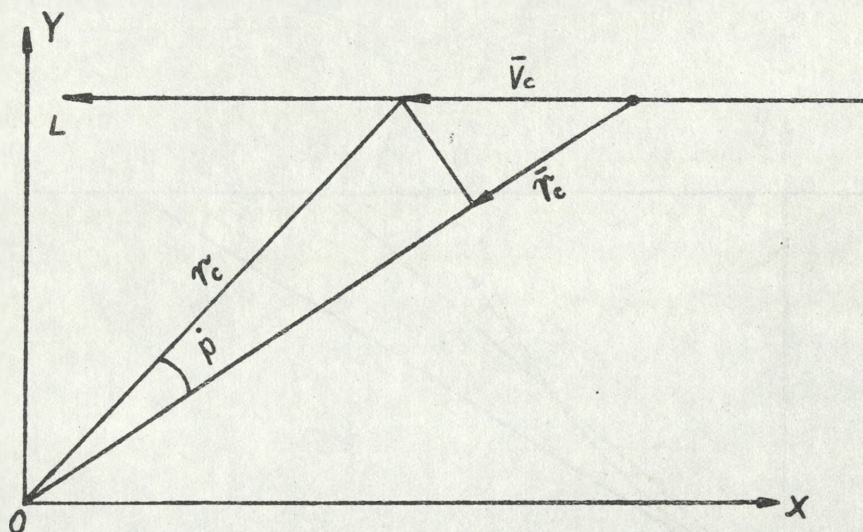
Rozpatrzmy charakter zmiany wielkości $W_{N_{YK}}$, do tego znajdziemy pochodną tej wielkości oraz jej znak

$$\begin{aligned} \frac{dW_{N_{YK}}}{dt} &= \frac{d}{dt} [A \dot{p}_c + r_R \ddot{p}_c] = \dot{A} \dot{p}_c + A \ddot{p}_c + \dot{r}_R \ddot{p}_c + r_R \dddot{p}_c = \\ &= \dot{A} \dot{p}_c + (A + \dot{r}_R) \ddot{p}_c + r_R \dddot{p}_c \\ \dot{p}_c &= \frac{V_c \cdot \sin p_c}{r_c}; \quad \dot{r}_c = -V_c \cos p_c \end{aligned}$$

Zakładając, że prędkość rakiety jest wartością stałą znajdujemy A

$$A = 2\dot{r}_R \approx 2V_R, \quad \dot{A} = 0$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_c &= V_c \frac{\dot{p}_c \cos p_c r_c - \dot{r}_c \sin p_c}{r_c^2} = V_c \frac{\frac{V_c \cdot \sin p_c}{r_c} \cos p_c \cdot r_c + V_c \cdot \cos p_c \sin \dot{p}_c}{r_c^2} = \\ &= \left(\frac{V_c^2}{r_c^2} \right) \sin 2p_c \end{aligned}$$



$$\ddot{p}_c = V_c^2 \frac{2p_c \cos 2p_c \cdot r_c^2 - 2\dot{r}_c \sin 2p_c}{r_c^4} = \frac{2V_c^3}{r_c^3} \left(\sin p_c \cdot \cos 2p_c + \frac{\cos p_c \cdot \sin 2p_c}{r_c} \right)$$

zakładając, że $r_c = \frac{H}{\sin p_c}$ otrzymamy =

$$\begin{aligned} \ddot{p}_c &= \frac{2V_c^3}{\frac{H^3}{\sin^3 p_c}} \left(\sin p_c \cdot \cos 2p_c + \frac{\cos p_c \cdot \sin 2p_c}{\frac{H}{\sin p_c}} \right) = \frac{2V_c^3 \sin^4 p_c}{H^3} \\ &\left(\cos 2p_c + \frac{\cos p_c \cdot \sin 2p_c}{H} \right) \end{aligned}$$

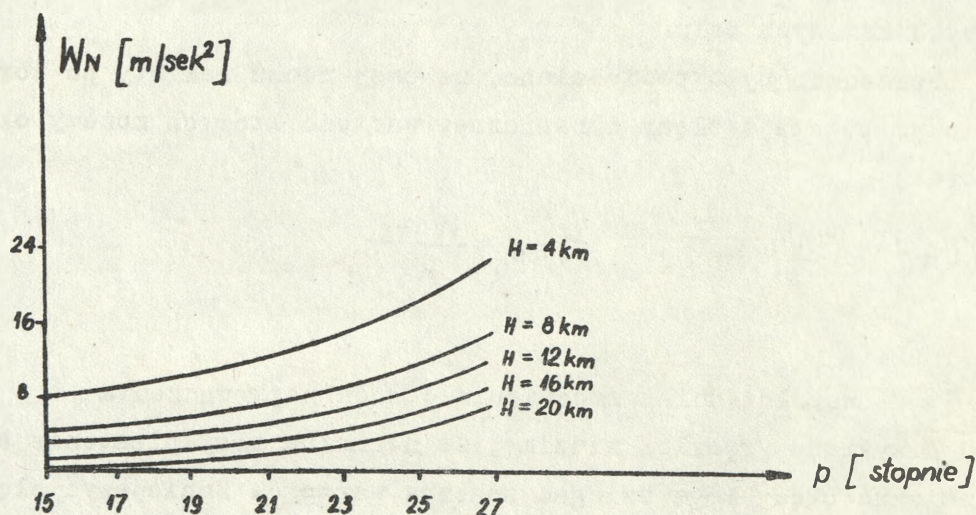
stąd:

$$\boxed{\frac{dW_{\text{Nyx}}}{dt} = 3V_R \left(\frac{V_c}{r_c} \right)^2 \sin 2p_c + \frac{2r_R V_c^2 \sin^4 p_c}{H^3} \left(\cos 2p_c + \frac{\cos p_c \cdot \sin 2p_c}{H} \right)} \quad 6$$

Ze wzoru 6 wynika, że pierwsza składowa prawej strony /równanie 6/ przy $p_c < 90^\circ$ będzie wartością dodatnią. Znak następnej składowej zależy od wartości kąta położenia celu i stosunku składowych stojących w nawiasie. Druga składowa w nawiasie jest o wiele większa co do wartości bezwzględnej niż pierwsza.

Dlatego też przy kątach położenia do 45° druga składowa prawej strony równania 6 jest wartością dodatnią. Przy kątach położenia większych od 45° ta składowa staje się wartością ujemną i od tego momentu zaczyna maleć. Obliczenia wskazują na to, że powyższa pochodna staje się równa zero przy kątach $p_c = 75^\circ \div 90^\circ$. Wniosek stąd, że w miarę zbliżania się rakiety do celu normalne przyspieszenie wzrasta, ponieważ wzrasta kąt położenia celu $/P_c/$.

Charakter zmiany wymaganego normalnego przyspieszenia w zależności od kąta położenia celu pokażemy na wykresie /rys.16/.



Rys.16. Zależność przyspieszenia od p_c

Z rysunku 16 wynika, że W_{NyK} wzrasta przy zwiększaniu P_c dla wszystkich wysokości. Przy określonej wartości kąta położenia wartość normalnego przyspieszenia jest tym większa im mniejsza jest wysokość lotu celu.

Normalne przyspieszenie w miarę zbliżania się rakiety do celu wzrasta i osiąga swoją maksymalną wartość w punkcie spotkania rakiety z celem. Dlatego też wyłania się konieczność określania tych przyspieszeń w punkcie spotkania. Wzory do obliczeń możemy otrzymać na podstawie już wyprowadzonych zależności przyjmując, że odległość do rakiety równa jest odległości do celu ($r_R = r_c$)

$$\left. \begin{aligned} W_{NxK} &= W_{Nxc} + \ddot{r}_R - \frac{\dot{V}_R}{V_R} \dot{r}_r - \ddot{r}_c \\ W_{NyK} &= W_{Nyc} + (A - 2\dot{r}_c) \dot{p}_c \\ W_{NzK} &= W_{Nzc} - (A - 2\dot{r}_c) \dot{\beta}_c \cos p_c \end{aligned} \right\} 7$$

Z powyższych wzorów wynika, że normalne przyspieszenie rakiety zależy od normalnego przyspieszenia celu i od prędkości zmiany współrzędnych kątowych celu.

Uprzednio było powiedziane, że przy ruchu rakiety po torze krzywoliniowym powstają błędy dynamiczne, wartość których możemy określić ze wzoru:

$$h_{wd} = \frac{W_{NyK}}{K_0} ; \quad h_{pd} = \frac{W_{NzK}}{K_0}$$

gdzie: K_0 - współczynnik wzmocnienia obwodu naprowadzenia

Z wykresu /rys.16/ widzimy, że normalne przyspieszenie a tym samym dynamiczne błędy mogą osiągać znaczną wartość. Zmniejszyć błędy dynamiczne możemy przez zwiększenie K_0 jednak przy tym wzrastają błędy przypadkowe co może doprowadzać do zmniejszenia skuteczności strzelania. Dlatego za bardziej celowe uważa się wprowadzanie poprawek na błędy dynamiczne.

Przy określaniu normalnych przyspieszeń celu, wchodzących do wzorów 7 konieczne jest określenie drugich pochodnych od współrzędnych celu, a to nie zawsze jest możliwe do przeprowadzenia z wymaganą dokładnością.

Dlatego tę część błędów dynamicznych, która została spowodowana przyspieszeniem celu nie kompensuje się aparaturą naprowadzenia lecz wprowadza się poprawki, które dla danego przypadku możemy określić ze wzorów

$$h_{wd} = \frac{(A-2\dot{r}_c)\dot{\beta}_c}{K_0} ; \quad h_{pd} = \frac{-(A-2\dot{r}_c)\dot{\beta}_c \cos p_c}{K_0}$$

Wady i zalety metody trzech punktów

Przy naprowadzaniu rakiety metodą trzech punktów, kinematyczny tor przechodzi przez cel. Wymagane normalne przyspieszenie rakiety ma stosunkowo dużą wartość. Dlatego rakietę powinna posiadać zwiększoną manewrowość by miała możliwość poruszania się po kinematycznym torze.

Przy podejściu rakiety do celu wymagane normalne przyspieszenie wzrasta, co prowadzi do zwiększenia błędów dynamicznych naprowadzenia. Ponieważ błędy dynamiczne uwzględnia się w przybliżeniu to zwiększenie ich wartości prowadzi do zmniejszenia dokładności naprowadzenia rakiety na cel.

Wymagane normalne przyspieszenie rakiety zależy od normalnych przyspieszeń celu. Dlatego jeżeli cel zacznie manewrować w momencie gdy rakietę znajdzie się w jego bezpośredniej bliskości to dokładność naprowadzenia znacznie się zmniejszy ponieważ składowe dynamicznych błędów, wywołanych normalnym przyspieszeniem celu, nie są kompensowane przez stację naprowadzenia.

Stosunkowo duża krzywizna toru wymaga dużego czasu lotu rakiety do punktu spotkania, w porównaniu z prostoliniowym lotem rakiety. Przy czym czas lotu będzie tym większy im mniejszy będzie stosunek $\frac{V_R}{V_C}$. Zwiększenie czasu lotu prowadzi do zmniejszenia strefy rażenia.

Z punktu widzenia techniki realizacji danej metody naprowadzenia ma ona pewną przewagę w porównaniu z innymi metodami naprowadzenia. Zasadniczą zaletą metody trzech punktów jest to, że nie wymaga ona pomiaru odległości do celu. Pozwala to naprowadzać raketę na cel będący źródłem zakłóceń czynnych jak i na cel będący pod osłoną biernych zakłóceń, ponieważ w każdym z tych przypadków istnieje możliwość określania katowych współrzędnych celu.

Prowadzenie ognia za pomocą przeciwlotniczych rakiet kierowanych

Prowadzenie ognia jest zagadnieniem stosunkowo skomplikowanym. Wymaga ono całego szeregu urządzeń pomocniczych niezbędnych do zabezpieczenia wykonania wszystkich czynności przygotowawczych związanych z przygotowaniem

rakiety do startu jak i z procesem naprowadzania. Do naprowadzania rakiety na cel służy system kierowania, który może realizować naprowadzanie za pomocą wiązki prowadzącej lub sygnałów kierujących w zależności od przeznaczenia i zasięgu rakiety. Zespołowi kierowania przeciwlotniczymi raketami stawia się następujące wymagania:

1. Zespół kierowania powinien być przystosowany do wykrywania i pomiaru położenia celów poruszających się z dużymi prędkościami oraz do wyodrębniania celu pojedynczego z grupy celów.
2. Dokładność zespołu kierowania powinna być duża ze względu na małe rozmiary celu.
3. Aparatura wykrywania powinna wykrywać cele na dużym obszarze, gdyż obszar prawdopodobnego pojawienia się celu jest duży.
4. Zasięg aparatury kierującej powinien być uzależniony od rodzaju środków napadu. Jeżeli środek napadu powietrznego ma większą prędkość, to zasięg musi być także większy.
5. Ze względu na dużą prędkość współczesnych środków napadu powietrznego czas potrzebny do przygotowania wyrzutni do wypuszczenia pocisku musi być sprowadzony do minimum przez zautomatyzowanie całego szeregu czynności.

Bezpośrednie czynności związane z prowadzeniem ognia za pomocą przeciwlotniczych rakiet^{x/} polegają w gruncie rzeczy na doprowadzeniu wyrzutni do położenia bojowego, ustawieniu na nich rakiet i spowodowaniu ich startu na odpowiedni sygnał. Wystrzelone pociski przyspieszone są na początkowym odcinku toru lotu za pomocą jednego lub kilku silników startowych, które potem odpadają i pocisk, dzięki dokładnemu kierowaniu, zdąża do celu.

W skład baterii rakiet przeciwlotniczych wchodzi w zasadzie sześć wyrzutni /mogą być podwójne/. Dwie, trzy lub cztery baterie tworzą dywizjon. Niżej podany całokształt prac wykonywanych przy zwalczaniu środków napadu powietrznego.

Dane o zbliżających się samolotach nieprzyjacielskich podaje do dywizjonu służba obserwacyjno-meldunkowa jakiegoś rejonu lub nawet całego kraju, wyposażona w stacje radiolokacyjne dalekiego wykrywania, zazwyczaj o zasięgu wykrywania do 400 km. Gdy brak jest takich stacji radiolokacyjnych na danym obszarze, czynności wykrycia nieprzyjaciela przejmuje dywizjonowa stacja radiolokacyjna \odot , zasięgu 100-200 km, zaopatrzona w urządzenia do rozpoznania przynależności samolotu. Dane

x/ Rozwiązania niniejsze oparto w zasadzie na baterii rakiet przeciwlotniczych typu Oerlikon.

otrzymane za pomocą tej ~~wytwornicy~~ stacji przekazywane są na stanowisko dowodzenia dywizjonu. Dowódca dywizjonu uwzględniając położenie baterii oraz kierunek lotu celów wybiera wówczas baterię, która ma zwalczać nadlatujące cele. Z dywizjonu na baterię zostają przekazane dane o celu, które docierają do radiolokatora baterijnego, który przeszukuje pewien zakres przestrzeni aż do uchwycenia celu.

Po uchwyceniu celu przez baterijny radiolokator śledzenie i naprowadzenia, zostaje włączony nadajnik wiązki prowadzącej, który samoczynnie wykonuje te same ruchy co i radiolokator. Ponieważ radiolokator jest ciągle skierowany na cel, więc również nadajnik wiązki jest skierowany zawsze w stronę celu. Wraz z nadajnikiem wiązki prowadzącej wykonują samoczynnie identyczne ruchy wszystkie wyrzutnie rakiet. Wymagany kąt podniesienia załadowanej wyrzutni jest nastawiany samoczynnie za pomocą napędu elektrycznego. Na odpowiedni sygnał następuje start rakiety. Od momentu, gdy rakieta znajduje się w stożku wiązki prowadzącej, urządzenie kierujące rakiety naprowadza ją w sposób ciągły na oś geometryczną stożka wiązki. Dzięki temu samolot, rakieta i nadajnik wiązki prowadzącej leżą stale na jednej prostej.

Dużą zaletą tego systemu kierowania jest możliwość jednoczesnego kierowania. W wiązce prowadzącej kilkoma rakietami wystrzelonymi do tego samego celu. Co 5 sek. może być wystrzelony pocisk, a więc cała bateria może wystrzelić w ciągu minuty 12 rakiet i zwalczać cele lecące w zakresie wysokości od 3 km do 20 km. Bateria pocisków Oerlikon może bronić obszaru o średnicy 40 km.

Strefa rażenia i strefa startu rakiet przeciwlotniczych

Aby realizować kierowanie ogniem pododdziałów i oddziałów rakiet przeciwlotniczych, należy mieć pełne dane odnośnie strefy rażenia danego kompletu rakiet przeciwlotniczych. Prawidłowe określenie granic strefy rażenia jest jednym z podstawowych czynników wpływających na prawidłowe określenie momentu startu rakiety czyli momentu otwarcia ognia przez pododdziały rakiet.

Strefa rażenia jest to część strefy obserwacji stacji naprowadzenia rakiet /SNR/. W każdym punkcie tej strefy zapewnione jest wymagane prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta.

Przy określonym prawie ruchu celu każdemu punktowi strefy rażenia odpowiada ściśle określone położenie celu w momencie startu rakiety. Zespół tych położzeń stanowi strefę startu.

Strefa startu jest to część przestrzeni, w granicach której winien znajdować się cel w momencie startu rakiety, dlatego aby spotkanie rakiety z celem mogło nastąpić w strefie rażenia. Możliwe wymiany strefy rażenia określane są przez:

1. Wymiary strefy ciągłego śledzenia celu i rakiety.
2. Dokładność naprowadzania rakiety na cel.
3. Czas wyprowadzenia rakiety na kinematyczny tor.
4. Możliwości manewrowe rakiety.
5. Właściwości głowicy bojowej i zapalnika rakiety.

Strefa ciągłego śledzenia rakiety i celu

Strefa ciągłego śledzenia celu jest to część strefy obserwacji SNR, w granicach której zapewnione jest ciągłe i pewne śledzenie celu.

Wymiary tej strefy zależą od: mocy impulsu stacji naprowadzenia wielkości skutecznej powierzchni odbicia celu i czułości urządzenia odbiorczego. Powierzchnia odbicia zależy od typu samolotu. Dlatego może wyniknąć taka sytuacja, że dalsza granica strefy rażenia, przy śledzeniu ciężkich bombowców będzie się znajdowała na większej odległości od SNR niż przy śledzeniu samolotów myśliwskich. Jeśli jeszcze uwzględnimy, że prędkość samolotów myśliwskich jest większa od prędkości samolotów bombowych to różnica wymiarów stref rażenia będą jeszcze bardziej oczywiste.

Wymiary strefy ciągłego śledzenia rakiety określają te same czynniki co i strefy ciągłego śledzenia celu, z tą różnicą, że zamiast powierzchni skutecznego odbicia celu występuje i dużą rolę odgrywa sygnał odzewowy rakiety i jego moc. Oczywiście odległość ciągłego śledzenia rakiety posiada wpływ na położenie dalszej granicy strefy rażenia. Dlatego odległość ciągłego śledzenia rakiety powinna być równa lub większa od odległości do dalszej granicy strefy rażenia.

Dokładność naprowadzenia rakiety na cel

Dokładność naprowadzenia rakiety na cel jest jednym z podstawowych czynników określających wymiary strefy rażenia, ponieważ błędy naprowadzenia posiadają bezpośredni wpływ na prawdopodobieństwo rażenia celu. Dokładność naprowadzenia określają systematyczne i przypadkowe składowe błędów dynamicznych, błędy poszczególnych zespołów wykonawczych i błędy fluktuacyjne. Wielkości tych błędów zależą od warunków strzelania i metody naprowadzania.

Czas wyprowadzenia rakiety na tor kinematyczny

Ciągłe kierowanie rakieta jest możliwe przy prędkości rakiety

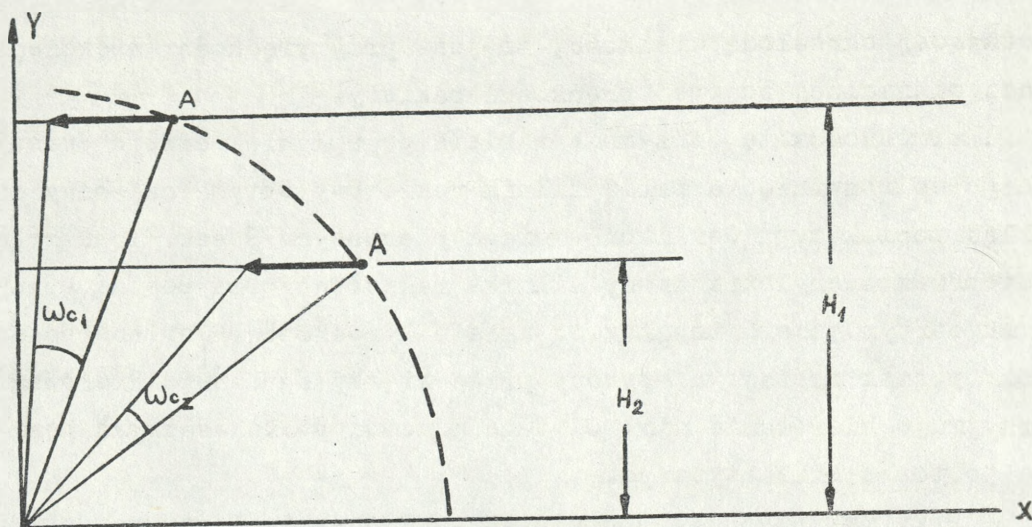
przekraczającej określoną wielkość, to jest przy prędkości większej od tak zwanej minimalnej bojowej prędkości rakiety.

Prędkość tę utrzymuje rakietą po upływie pewnego czasu niezbędnego do rozwinięcia przez silnik raketowy optymalnej siły ciągu. Na przykład pocisk typu Oerlikon w ciągu pierwszych 6 sek. lotu sterowany jest przez odchylenie dyszy silnika raketowego za pomocą specjalnego mechanizmu otrzymującego impulsy od układu żyroskopów. Dopiero po upływie 6 sek. pocisk zostaje uchwycony przez wiązkę zgrubnego kierowania, które przyjmuje kierowanie nim. Od tego momentu pocisk zaczyna poruszać się po torze kinematycznym.

Przy raketach dwustopniowych, kierowanie lotem rakiety praktycznie zaczyna się dopiero po odłączeniu się jej pierwszego stopnia. Tak, że czas pracy silnika pierwszego stopnia w zasadzie określa czas bezwładnego lotu rakiety. Następnie rakietą zostaje uchwycona przez wiązkę prowadzącą SNR. Jednak jeszcze w tym momencie rakietą nie porusza się po kinematycznym torze i aby wprowadzić ją na kinematyczny tor potrzebny jest jeszcze dość znaczny odcinek czasu.

Możliwości manewrowe rakiety

Pod pojęciem możliwości manewrowych rakiety rozumie się zdolność rakiety do zmiany wielkości i kierunku wektora prędkości. Możliwości manewrowe rakiety charakteryzują rozporządzalne przeciążenie lub rozporządzalne przyspieszenie. Aby naprowadzić raketę na cel w zależności od metody naprowadzenia, prawa ruchu celu i warunków strzelania, rakietą winna poruszać się po ściśle określonym torze, który posiada określoną krzywiznę. Dlatego rakiecie trzeba nadać początkowe przyspieszenie. Jeżeli rozporządzalne normalne przyspieszenie okaże się mniejsze od wymaganego to rakietą zejdzie z toru i spotkanie jej z celem nie nastąpi. Dlatego w granicach strefy rażenia rozporządzalne normalne przyspieszenie rakiety powinno być większe od wymaganego. Z analizy metod naprowadzenia wiadomo, że wymagane normalne przyspieszenie wzrasta ze wzrostem kątowych prędkości celu. Jeśli odległość lotu rakiety jest ograniczona, to przy stałej liniowej prędkości celu jego prędkość kątowa będzie zwiększała się ze wzrostem wysokości /rys.17/. Dlatego przy wzroście wysokości lotu celu może nastąpić taki moment gdy rozporządzalne normalne przyspieszenia staną się mniejsze od wymaganych. Z tego wynika, że górna granica strefy rażenia będzie zależała od metody naprowadzenia.



Rys.17. Zależność prędkości kątowej celu od wysokości lotu.

Charakterystyki głowicy bojowej i zapalnika rakiety

W raketach przeciwlotniczych naprowadzanych na cel metodą pozwalającą na dokładne naprowadzenie rakiety na cel stosuje się zapalniki zbliżeniowe pracujące na zasadzie wykorzystania zjawiska Dopplera. Aby zapewnić możliwość rażenia celu z określonym prawdopodobieństwem nie wystarczy naprowadzić raketę na cel z określoną dokładnością. Trzeba jeszcze w taki sposób rozzerwać głowicę bojową rakiety aby zapewnić możliwość spotkania się powstałych odłamków z celem. Aby to zapewnić należy zgrać obszar działania zapalnika zbliżeniowego z obszarem rozlotu odłamków głowicy bojowej. Maksymalne prawdopodobieństwo rażenia uzyskuje się przy całkowitym zgraniu tych obszarów. Im mniejsza jest zgodność tych obszarów tym mniejsze jest prawdopodobieństwo rażenia, a przy całkowitej rozbieżności obszarów prawdopodobieństwo rażenia będzie zbliżone do zera, niezależnie od dokładności naprowadzenia rakiety na cel. Jak z tego wynika zgranie obszaru działania zapalnika zbliżeniowego z obszarem rozlotu odłamków głowicy bojowej posiada istotny wpływ na możliwości strefy rażenia. W dowolnym punkcie strefy powinno występować całkowite lub częściowe zgranie tych obszarów. Przy czym pod częściowym zgraniem obszarów rozumie się takie zgranie, przy którym prawdopodobieństwo rażenia jest dość znacznie wysokie.

Zgranie obszaru działania zapalnika zbliżeniowego z obszarem rozlotu odłamków głowicy bojowej zależy od charakteru rozlotu odłamków,

wykresu kierunkowości zapalnika zblizeniowego, a także od stosunku prędkości rakiety i celu oraz ^{od} ich wzajemnego położenia w momencie spotkania, to jest od kąta spotkania rakiety z celem. W różnych warunkach strzelania wartość kąta spotkania zmienia się w szerokich granicach. Dlatego też praktycznie nie można zapewnić zgrania obszarów dla dowolnych warunków strzelania. W związku z tym strefa rażenia powinna stanowić taką część strefy obserwacji SNR, w granicach której zgranie obszarów zapewnione jest w wystarczającym stopniu. Przeważnie duża rozbieżność występuje przy dużych kątach położenia i przy dużych kątach kursowych.

Skuteczność strzelania

Zadaniem strzelania jest niszczenie różnych celów powietrznych /samolotów, samolotów-pocisków/. Wykonanie zadań strzelania uwarunkowane jest przede wszystkim wysoką skutecznością strzelania.

Pod pojęciem skuteczności strzelania rozumie się stopień przystosowania danego strzelania do wykonania postawionego przed nim zadania. Do oceny skuteczności strzelania niezbędna jest znajomość liczbowych wartości tak zwanych wskaźników skuteczności strzelania. Wskaźniki skuteczności strzelania są to wielkości, które od strony ilościowej charakteryzują skuteczność strzelania. Wskaźniki dobiera się w zależności od zadań stojących przed danym strzelaniem. Przy strzelaniu do pojedynczego celu zadaniem jest zniszczenie celu, dlatego wskaźnikiem skuteczności strzelania do celów pojedynczych jest prawdopodobieństwo rażenia celu. Ono wskazuje jak często należy oczekiwać rażenia danego celu przy wykonaniu dużej ilości strzelań w jednakowych warunkach. Jeśli prawdopodobieństwo rażenia celu $P = 0,8$, to znaczy, że przy dużej ilości strzelań do takiego celu w danych warunkach należy oczekiwać rażenia celu w 80 przypadkach na 100.

Podstawowym wskaźnikiem skuteczności strzelania do celów grupowych jest nadzieja matematyczna ilości rażonych samolotów, ponieważ w tym przypadku najczęściej zadaniem jest rażenie jak największej ilości celów. Nadzieja matematyczna ilości rażonych celów wskazuje ile średnio będzie rażonych celów w grupie przy wykonaniu dużej ilości strzelań w analogicznych warunkach.

Jeśli przy strzelaniu do celu grupowego stawia się zadanie rażenia wszystkich celów lub określonego ich procentu to w tych przypadkach wskaźnikami będą: albo prawdopodobieństwo rażenia celu, albo prawdopodobieństwo rażenia wymaganego procentu celów.

Przy obliczaniu wskaźników skuteczności strzelania trzeba w pełni uwzględnić podstawowe czynniki wpływające na skuteczność strzelania. Do podstawowych czynników zalicza się:

1. Eksploatacyjną pewność zespołu rakiet.
2. Przeciwdziałanie nieprzyjaciela powietrznego.

3. Przy obliczeniach podstawową wielkością jest prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta R_0 , określone w założeniu, że zespół pracuje całkowicie pewnie, a nieprzyjaciel nie stosuje przeciwdziałania.

Prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta

Rażenie celu jedną rakieta jest zdarzeniem złożonym, polegającym na jednoczesnym wystąpieniu dwóch zdarzeń prostych.

Pierwszym prostym zdarzeniem jest zdarzenie polegające na pojawieniu się rakiety w odpowiedniej odległości od celu, odległość tę nazywamy odległością chybień S

Drugim prostym zdarzeniem nazywamy zdarzenie polegające na tym, że przy odstępie chybień S cel będzie rażony.

Jeżeli zdarzenie złożone - rażenie celu jedną rakieta - oznaczymy literą C a pierwsze i drugie zdarzenie proste literami A i B , to prawdopodobieństwo zdarzenia złożonego, składającego się z dwóch zdarzeń prostych, będzie się równało iloczynowi prawdopodobieństw wystąpienia zdarzenia pierwszego i warunkowego prawdopodobieństwa wystąpienia zdarzenia drugiego.

$$P(C) = P(A) \cdot P(B|A) \quad 8.$$

Prawdopodobieństwo otrzymania odstępu chybień charakteryzuje rozkład kołowy o gęstości prawdopodobieństwa $\varphi(S)$, a prawdopodobieństwo rażenia celu przy danym odstępie chybień, charakteryzuje praworządk $G(S)$. Skąd prawdopodobieństwo rażenia przy uzyskaniu odstępu chybień: S :

$$\varphi(r) = \varphi(S) \cdot G(S) \quad 9.$$

Nas interesuje rażenie celu w każdym przypadku, niezależnie od wielkości odstępu chybień, to jest bezwarunkowe lub całkowite prawdopodobieństwo. Dlatego prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta w ogólnym przypadku określa się z następującego wzoru

$$R_0 = \int_0^{\infty} \varphi(S) G(S) \quad 10.$$

Prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta uzyskuje się drogą doświadczalno-teoretyczną, bez uwzględniania eksploatacyjnej pewności zespołu i w warunkach gdy nieprzyjaciel nie stosuje przeciwdziałania.

Prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta zależy od wysokości lotu celu i jego parametru kursowego. Przy zwiększeniu wysokości lotu i parametru kursowego zwiększają się dynamiczne błędy naprowadzenia. To prowadzi do zwiększenia odstepu chybienia co bezpośrednio prowadzi do zmniejszenia prawdopodobieństwa rażenia jedną rakieta

W realnych warunkach zespoły raketowe nie pracują całkowicie pewnie. W czasie pracy bojowej mogą wystąpić niesprawności stacji naprowadzenia lub samej rakiety. Pod pojęciem pewności działania zespołu rozumie się bezwaryjną pracę zespołu w wymaganym reżimie przy określonych warunkach w przeciągu określonego czasu.

Pod określonymi warunkami rozumie się: temperaturę, przeciążenie, wstrząsy i szereg innych czynników. Pod "określonym czasem" rozumie się odcinek czasu do momentu spotkania się rakiety z celem licząc od momentu zakończenia sprawdzeń.

Eksploatacyjną pewność zespołu charakteryzuje współczynnik ~~npa~~ eksploatacyjnej pewności K , wyrażany iloczynem współczynników pewności działania poszczególnych agregatów zespołu raketowego.

$$K = K_0 \cdot K_{RK} \cdot K_R$$

11

gdzie: K_0 - współczynnik eksploatacyjnej pewności działania naziemnych urządzeń wspólnych dla całego zespołu;

K_{RK} - współczynnik eksploatacyjnej pewności działania naziemnych urządzeń danego kanału raketowego;

K_R - współczynnik eksploatacyjnej pewności działania rakiety.

Wówczas prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem eksploatacyjnej pewności będzie równe

$$R_1 = K \cdot R_0$$

12

Uwzględnianie przeciwdziałania nieprzyjaciela

W realnych warunkach strzelania raketami przeciwlotniczymi będzie się odbywało w warunkach stosowania przeciwdziałania ze strony nieprzyjaciela, dlatego wskaźniki skuteczności strzelania powinny uwzględniać elementy przeciwdziałania nieprzyjaciela.

Elementy przeciwdziałania mogą być następujące:

- zakłócenia radiolokacyjne;

- ogień prowadzony z broni pokładowej;
- manewr przeciwrakietowy.

Uwzględnianie wpływu zakłóceń

Zakłócenia jakie mogą być stosowane przez nieprzyjaciela możemy podzielić na:

- zakłócenia utrudniające śledzenie celu;
- zakłócenia utrudniające śledzenie rakiety;
- zakłócenia wpływające na pracę zapalnika zbliżeniowego.

Pierwsze dwa rodzaje zakłóceń zwiększają błędy naprowadzenia lub uniemożliwiają naprowadzenie rakiety. Trzeci rodzaj zakłóceń powoduje przedwczesny wybuch głowicy bojowej. Prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem zakłóceń radiolokacyjnych R_{1z} - oblicza się ze wzoru

$$R_{1z} = \int M_z \cdot K \cdot R'_0 \quad 13$$

przy czym $\int M_z$ można w przybliżeniu przyjąć równy 0,6. Dokładnie ¹³ oblicza się go jako iloczyn kilku współczynników uwzględniających poszczególne grupy zakłóceń. W praktyce jednak nieprzyjaciel w zasadzie nie będzie stosował wszystkich rodzajów zakłóceń jednocześnie, dlatego współczynnik $\int M_z$ będzie zazwyczaj równy, jednemu ze współczynników uwzględniającemu jeden z rodzajów zakłóceń.

Uwzględnianie ognia broni pokładowej

Ogień prowadzony z broni "pokładowej" do rakiety może wydatnie obniżyć skuteczność strzelania w wyniku znacznego prawdopodobieństwa rażenia rakiety ogniem broni pokładowej. Z obliczeń wynika, że prawdopodobieństwo rażenia rakiety typu Nike ogniem broni pokładowej może w niektórych przypadkach osiągnąć 40-50%. Jeśli założymy, że nieprzyjaciel nie stosuje innych elementów przeciwdziałania oprócz ognia z broni pokładowej, to prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta będzie równe

$$R_{1p} = \int M_0 \cdot K \cdot R_0 \quad 14$$

Współczynnik $\int M_0$ uwzględnia ogień z broni pokładowej i jest to prawdopodobieństwo ¹⁴ rażenia rakiety z broni pokładowej, obliczane jako prawdopodobieństwo zdarzenia przeciwnego $\int M_0 = 1 - R_R$ gdzie R_R - prawdopodobieństwo rażenia rakiety ogniem broni pokładowej.

Aktualnie $\int M_0$ przyjmuje się równe 0,85.

Uwzględnienie manewru przeciwrakietowego

Manewr stosowany przez cel dla obniżenia skuteczności strzelania nazywa się manewrem przeciwrakietowym. Manewr polega na jednoczesnej zmianie kursu prędkości i wysokości lotu celu. Niekiedy manewr będzie polegać tylko na zmianie jednego lub dwóch elementów lotu. Największy wpływ na skuteczność strzelania posiada manewr w płaszczyźnie poziomej. Prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem manewru przeciwrakietowego oblicza się ze wzoru

$$R_{1M} = \int M \cdot K \cdot R_0 \quad 15$$

gdzie: $\int M$ - współczynnik uwzględniający manewr

Prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem wszystkich przeciwdziazań i pewności eksploatacyjnej oblicza się z następującego wzoru

$$R_I = \int M_z \cdot \int M_o \cdot \int M \cdot K \cdot R_0 \quad 16$$

Jednak nieprzyjaciel z reguły nie będzie stosować wszystkich rodzajów przeciwdziazań jednocześnie. Na przykład manewr przeciwrakietowy obniża skuteczność strzelania z broni pokładowej i utrudnia wykonanie dokładnego bombardowania.

Prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem pewności eksploatacyjnej i przeciwdziazań R_I może charakteryzować pewność strzelania jedną rakieta. Strzelanie uważa się za pewne jeżeli prawdopodobieństwo rażenia celu przy strzelaniu jest zbliżone do jedności. Biorąc pod uwagę istniejące zespoły rakietowe stwierdzamy, że większość z nich nie zapewnia pewności rażenia celu jedną rakieta nawet w idealnych warunkach pracy wszystkich urządzeń i bez zakłóceń. Przy uwzględnieniu przeciwdziazań prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta jeszcze bardziej nie będzie spełniało warunków pewności strzelania. Dla uzyskania niezbędnej pewności strzelania zazwyczaj zwiększa się ilość wystrzelonych rakiet do jednego celu. W ten sposób otrzymujemy wymaganą pewność strzelania.

Prawdopodobieństwo rażenia celu serią N rakiet

Prawdopodobieństwo rażenia celu serią składającą się z N rakiet z wymaganą dla praktyki dokładnością można obliczyć przy pomocy następującego wzoru

$$R_N = 1 - (1 - R_1)^n \quad 17$$

gdzie: R_1 - prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta z uwzględnieniem pewności eksploatacyjnej.

W tym przypadku przyjmuje się, że wartość R_1 jest stała.

Dla przeprowadzenia bardziej dokładnych obliczeń wykorzystujemy inny wzór

$$R_N = [1 - (1 - K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0)^N] K_0 \quad 18$$

- gdzie: $K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0$ - prawdopodobieństwo rażenia celu jedną rakieta obliczone z uwzględnieniem eksploatacyjnej pewności kanału raketowego i eksploatacyjnej pewności rakiety;
- $1 - K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0$ - prawdopodobieństwo nierażenia celu jedną rakieta w wyżej wymienionych warunkach;
- $(1 - K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0)^N$ - prawdopodobieństwo nierażenia celu N raketami;
- $1 - (1 - K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0)^N$ - prawdopodobieństwo rażenia chociażby jedną rakieta;
- $[1 - (1 - K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0)^N] K_0$ - prawdopodobieństwo tego, że nie będzie awarii w pracy zespołu i przy tym cel będzie rażony.

Wartości obliczone na podstawie wzoru 18 w porównaniu z danymi uzyskanymi ze wzoru 17 są o 2-3% dokładniejszą

Do określania prawdopodobieństwa rażenia celu serią składającą się z N raket, z uwzględnieniem przeciwdziałania stosuje się następujący wzór

$$R_{N,p} = [1 - \prod_{i=1}^{i=N} (1 - \int M_{Mi} \cdot \int M_{oi} \cdot \int M_{zb} \cdot K_{ZR} \cdot K_R \cdot R_0)] \int M_{sc} \cdot K_0 \quad 19$$

Oczywiście nieprzyjaciel nie będzie stosował jednocześnie wszystkich rodzajów przeciwdziałania a tylko niektóre z nich. W związku z tym wzór 19 będzie zawierał tylko te współczynniki, które w danych warunkach ~~współczynniki~~ ~~współczynniki~~ należałoby uwzględnić biorąc pod uwagę jaki rodzaj przeciwdziałania stosuje cel.

Przy strzelaniu do celów grupowych podstawowym wskaźnikiem skuteczności strzelania jest nadzieja matematyczna ilości rażonych celów. Przy strzelaniu do celu grupowego jedną rakieta, nadzieję matematyczną ilości rażonych celów oblicza się ze wzoru:

$$A_1 = \sum_{i=1}^{i=M} R_i \quad 20$$

gdzie: R_i - prawdopodobieństwo rażenia i - tego samolotu grupy;
 M - ilość samolotów w grupie.

Przy strzelaniu jedną rakieta do celu grupowego, zapalnik zbliżeniowy zadziała w wyniku odbicia się fal od jednego celu i odłamki powstałe przy rozerwaniu się głowicy bojowej będą w zasadzie raziły jeden cel. W związku z tym możemy przyjąć, że $A_1 = R_1$. Przy strzelaniu serią N rakiet nadzieją matematyczną ilości rażonych celów obliczymy ze wzoru

$$A_N = \sum_{i=1}^{i=M} R_N^i$$

21

gdzie R_N^i - prawdopodobieństwo rażenia serią N rakiet.

Analizując wskaźniki skuteczności strzelania zespołu rakiet przeciwlotniczych, możemy stwierdzić, że pewność strzelania zależy przede wszystkim od warunków lotu celu i pewności pracy agregatów zabezpieczających dokładne naprowadzenie rakiety na cel. W zależności od tych czynników będzie też wyznaczany rodzaj ognia czyli ilość rakiet przeznaczonych do zwalczania danego celu.

Odbito 60 egz.

Egz. nr 1-60 bibl. tajna

Wyk. mjr BOJKO

Druk. K.L.

Nr. ks. 1707/WW

LITERATURA

- Burakowski T. Sala A - Rakiety i pociski kierowane cz.I.
Peresada S.A. - Zekhitnyje upravljajemyje rakiety.
Paszkowski S. - Zasady kierowania pociskami raketowymi.
Fieodosjew W i Simariow G. - Zarys współczesnej techniki raketowej.
Krysienko G.D - Uprawlenie reaktiwnymi snariadami