



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. generała broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG wewn. 82/76

JAWNE
SLUZBOWEGO

ROZDZIAŁ

Egz. nr..... 1

Płk dypl. nawig. Stefan PAWŁOWSKI

**Zastosowanie bojowe raketowego
i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów
i śmigłowców**



BIBLIOTEKA NADZIOWA ASG WP
Katedra przedmiotów specjalnych
Nr ewid.....



42989



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. generała broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

ASG wewn. 82/76

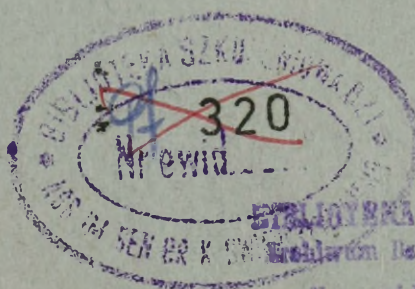
JAWNE
SLUZBOWEGO

~~PODLEGA~~

Egz. nr..... 1

Płk dypl. nawig. Stefan PAWŁOWSKI

Zastosowanie bojowe raketowego
i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów
i śmigłowców



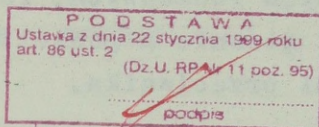
BIBLIOTEKA NAUCZONA ASG WP
Katedra przedmiotów specjalnych
Nr ewid.....



42989

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im.gen.broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH



ASG wewn. 82/76

JAWNE
SLUZBOWEGO

POUFNE
Egz. nr ...

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12657

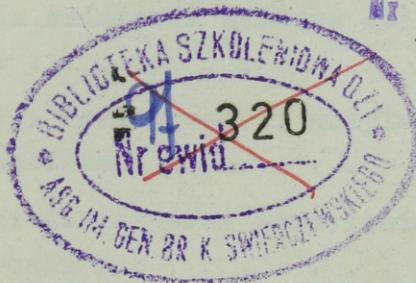
ZASTOSOWANIE BOJOWE
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO
UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

Opracował:

Płk dypl.nawig. Stefan PAWŁOWSKI

BIBLIOTEKA BALEONÓW WP
Archiwum Biuletynu Specjalnych

Nr ewid. _____



X42989

WARSZAWA 1976

W podręczniku podane są zagadnienia związane z zastosowaniem bojowym raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów wielomiejscowych /bombowych, rozpoznawczych i transportowych/ i śmigłowców, głównie w powietrznej walce obronnej z samolotami myśliwskimi przeciwnika.

Wiele parti materiału rozpatrywanego w podręczniku może być wykorzystanych dla rozważań uniknięcia walk powietrznych samolotów typu myśliwskiego /myśliwskich, myśliwsko-szturmowych, myśliwsko-bombowych i rozpoznawczych/ nie posiadających uzbrojenia obronnego przed samolotami myśliwskimi przeciwnika.

Materiał przeznaczony jest głównie dla ułatwienia samodzielnej pracy słuchaczy Akademii Sztabu Generalnego studiujących problematykę lotniczą oraz w ramach opanowania przedmiotu "Zastosowanie bojowe raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów".

Dla zmniejszenia objętości podręcznika, w jego treści zastosowano skróty wyrazowe w postaci przyjętych oznaczeń wielkości, a nie w formie tekstowej.

Podręcznik opracowany został na podstawie wydawnictwa pt: "Bojowe primienienije raketnowo i artilierijskowo woorużenija samolotow i wiertoliotow". Wydanie WWKA Monino - 1967.



SPIS TREŚCI

	str.
W s t ę p	7
1. Teoretyczne podstawy konstrukcji systemów celowniczych	11
1.1. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania	11
1.1.1. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania z broni artyleryjskiej w bez - względny układzie współrzędnych	12
1.1.2. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania z broni artyleryjskiej we względny układzie współrzędnych	21
1.1.3. Właściwości rozwiązania zadania celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi	28
1.1.4. Właściwości rozwiązania zadania celowania podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi	32
1.2. Budowa i zasada działania systemu celowniczego	33
2. Ocena skuteczności raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów	38
2.1. Charakterystyki dokładności strzelania i wrażliwości celu	38
2.2. Określanie prawdopodobieństwa rażenia celu podczas strzelania pociskami / pociskami raketowymi/ o bezpośrednim działaniu rażącym .	41

	str.
2.3. Określanie prawdopodobieństwa rażenia celu podczas strzelania pociskami o odległościowym działaniu rażącym	46
3. Możliwości wykonania przez samoloty myśliwskie ataków do celu powietrznego	50
3.1. Uzbrojenie samolotów myśliwskich przeciwnika dla działań na cele powietrzne	50
3.1.1. Warianty uzbrojenia samolotów myśliwskich	50
3.1.2. Samonaprowadzające się pociski raketowe klasy powietrze-powietrze	52
3.1.3. Broń artyleryjska	61
3.1.4. Niekierowane pociski raketowe klasy powietrze-powietrze	62
3.2. Tory lotu atakującego samolotu myśliwskiego	62
3.2.1. Krzywa pościgu	62
3.2.2. Zbliżanie równoległe	72
3.3. Strefa możliwego strzelania kierowanymi pociskami raketowymi	75
3.3.1. Określanie możliwych warunków strzelania według czasu lotu pocisku raketowego	77
3.3.2. Strefa dużych przeciążeń pocisku raketowego	88
3.3.3. Odległość działania koordynatora pocisku raketowego	90
3.3.4. Strefa możliwego strzelania przy wspólnym uwzględnieniu różnych charakterystyk pocisku raketowego	94
3.3.5. Ograniczenie strefy odpaleń pocisków raketowych spowodowane charakterystykami systemu celowniczego samolotu myśliwskiego	96

	str.
3.4. Strefa możliwego strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi	99
3.4.1. Strzelanie towarzyszące	99
3.4.2. Strzelanie zaporowe	100
4. Zastosowanie bojowe środków obronnych samolotów i śmigłowców w walce powietrznej z samolotami przeciwnika	102
4.1. Wykrycie celu	102
4.2. Manewr obronny	108
4.2.1. Zmniejszenie dokładności i skuteczności strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi	109
4.2.2. Zmniejszenie dokładności i skuteczności strzelania samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi	115
4.2.3. Utrudnienie i uniemożliwienie strzelania towarzyszącego z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi	118
4.2.4. Manewr dla udaremnienia ataku i strzelania podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu	121
4.2.5. Udaremnienie ataku i strzelania podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze zbliżenia równoległego	126
4.3. Zastosowanie zakłóceń	130
4.3.1. Pasywne zakłócenia radiolokacyjne	131
4.3.2. Aktywne zakłócenia radiolokacyjne	138
4.3.3. Zakłócenia cieplne i przeciwpodczerwone środki ochrony	139

	. str.
4.4. Zastosowanie środków ogniowych	144
5. Praca szefa strzelania powietrznego	151
5.1. Okres wyszkolenia szkolno-bojowego	151
5.2. Okres organizacji i prowadzenia działań bojowych	154
Z a k o ń c z e n i e	158
Z a łą c z n i k i	
Tabela 1. Balistyczne charakterystyki pocisków artyleryjskich	159
Tabela 2. Balistyczne charakterystyki niekierowa- nych pocisków rakietowych	159
Tabela 3. Wartości współczynnika wysokości Δ	160
Tabela 4. Wartości średniej prędkości lotu pocisku $v_{\text{sr}} / v'_{\text{sr}}$	160
Tabela 5. Wartości współczynnika k / k'	161

W S T Ę P

Działania bojowe samolotów lotnictwa bombowego i transportowego oraz śmigłowców związane są z pokonaniem przeciwdziałania różnych środków obrony powietrznej przeciwnika, a wśród nich i jego lotnictwa myśliwskiego.

Pokonanie przeciwdziałania lotnictwa myśliwskiego przeciwnika odbywa się przez wykonanie szeregu przedsięwzięć wykluczających spotkania z samolotami przeciwnika, a jeśli jest to niemożliwe - przez stosowanie przez samoloty oraz śmigłowce różnych środków obronnych i miar ochrony dla udaremnienia ataków ze zmniejszeniem skuteczności ognia samolotów myśliwskich.

SAMOLOTY BOMBOWE I TRANSPORTOWE dla pokonania przeciwdziałania różnych środków obrony powietrznej przeciwnika wykorzystują : uzbrojenie artyleryjskie, specjalne środki do tworzenia różnych zakłóceń, manewr obronny, opancerzenie, pokrycia przeciwradiolokacyjne, środki i miary dla zmniejszenia wypromieniowania cieplnego, środki wykrywania, rozpoznania i powiadomienia /ostrzeżenia/ oraz inne.

Uzbrojenie artyleryjskie jako środek obrony może być wykorzystywane do rażenia celu /samolot typu myśliwskiego, pocisk rakietowy/ i tworzenia ciepłych i pasywnych zakłóceń radiolokacyjnych. Zakłócenia tworzy się drogą strzelania pociskami wypełnionymi odbijaczami dipolowymi lub mieszankami pirotechnicznymi, wydzielającymi podczas palenia dużą ilość ciepła.

Obecnie na samolotach bombowych i transportowych montuje się od jednego do siedmiu działek kalibru 23 mm. Jednostka ognia do broni artyleryjskiej z przewidywaniem na jedną lufę waha się w granicach od 100 do 1000 naboí.

Do strzelania celowanego z broni artyleryjskiej stanowisk ruchomych samolotów bombowych i transportowych wykorzystuje się celowniki półautomatyczne i automatyczne. Dla broni zamontowanej na nieruchomych stanowiskach artyleryjskich stosuje się zwykle wizjery optyczne.

Do specjalnych środków tworzenia zakłóceń zalicza się nadajniki aktywnych radiozakłóceń, automaty i urządzenia do zrzutu odbijaczy dipolowych, holowane i zrzucane pułapki cieplne oraz inne.

Skutecznym środkiem obrony jest energiczny manewr wykonany prawidłowo i w odpowiednim czasie, za pomocą którego można uniemożliwić lub utrudnić wykonanie ataku przez samolot myśliwski przeciwnika i zmniejszyć jego skuteczność strzelania różnymi środkami rażenia.

Skuteczność różnych środków obrony samolotów bombowych i transportowych można zapewnić tylko w wypadku posiadania odpowiednich środków wykrywania. Zalicza się do nich : stacje celownicze broni artyleryjskiej, odbiorniki powiadamiania, radiolokacyjny celownik bombardierski oraz inne.

Współczesne radiolokacyjne stacje celownicze zapewniają wykrycie, rozpoznanie i automatyczne śledzenie celu, kierowanie stanowiskami ruchomymi z wprowadzeniem danych wyjściowych dla celowanego strzelania.

Odbiorniki powiadamiania /ostrzegania/ przeznaczone są do wykrywania samolotów myśliwskich przeciwnika w oparciu o wypromieniowanie tworzone przez ich celowniki radiolokacyjne lub dalmierze radiolokacyjne.

Bombardierskie celowniki radiolokacyjne montowane na samolotach bombowych mogą być wykorzystane do wykrycia celu w dolnej półsferze samolotu.

ŚMIGŁOWCE uzbrojone w pociski raketowe i broń strzelecką i artyleryjską przeznaczone są w głównej mierze do działań na cele naziemne.

W chwili obecnej montuje się na nich broń strzelecką i artyleryjską od 7,62 do 30 mm, umieszczoną przeważnie na ruchomych nosowych i bocznych stanowiskach, a niekiedy i na nieruchomych. Stanowiska te w pewnej mierze mogą być wykorzystane również i do odparcia ataków samolotów myśliwskich przeciwnika, a także do zwalczania śmigłowców w powietrzu i odpierania ataków śmigłowców uzbrojonych.

Niekierowane pociski raketowe kalibru 30 - 140 mm umieszcza się na nieruchomych i częściowo ruchomych stanowiskach przewidzianych do strzelania odpowiednio do przodu i w dół.

Szerokie zastosowanie na śmigłowcach znajdują kierowane pociski raketowe, szczególnie przeciwpancerne.

Należy oczekiwać opracowania specjalnych, bardziej skutecznych schematów uzbrojenia do zwalczania śmigłowców w powietrzu. Oprócz tego będą się rozwijać również środki obrony śmigłowców przed atakami samolotów myśliwskich przeciwnika.

kompleksowe i indywidualne, w tym celu należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

W celu określenia rodzaju i ilości zanieczyszczeń, należy wykonać badania i pomiary, które pozwolą na określenie rodzaju i ilości zanieczyszczeń, a także na wyznaczenie ich pochodzenia i czasu wystąpienia.

1. TEORETYCZNE PODSTAWY KONSTRUKCJI SYSTEMÓW CELOWNICZYCH

1.1. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PODCZAS STRZELANIA

Systemy celownicze /lub po prostu celowniki/ przeznaczone są do rozwiązania zadania celowania, to znaczy określenia kąтового położenia broni w momencie strzału, którego wynikiem będzie spotkanie pocisku z celem.

Dla kierowanych pocisków raketowych spotkanie pocisku z celem zapewnia również system sterowania /kierowania/. Dlatego też ich zadanie celowania, rozwiązywane za pomocą celownika, sprowadza się do zapewnienia wejścia pocisku raketowego na tor lotu kierowanego.

Położenie broni względem celu określa się sumaryczną poprawką kątową Δ_{Σ} , która jest sumą geometryczną składowych poprawek kątowych, uwzględniających ruch celu i pocisku oraz wzajemne położenie osi broni i celownika.

Zadanie celowania może być rozwiązywane w bezwzględnym lub względnym układzie współrzędnych. Przez pojęcie układ bezwzględny rozumie się układ związany z powietrzem / w próżni - z ziemią/, a przez pojęcie układ względny - układ związany z samolotem strzelającym.

Bezwzględny układ współrzędnych stosuje się przeważnie podczas posługiwania się zwykłymi celownikami, a także podczas strzelania ze stanowisk nieruchomych. Względny układ współrzędnych stosuje się podczas strzelania ze stanowisk ruchomych z wykorzystaniem celowników półautomatycznych i automatycznych. W jakim by układzie zadanie celowania było rozwiązywane, sumaryczna poprawka kątowa Δ_{Σ} będzie jedna

i ta sama. Różnica polega tylko na charakterze i wielkości poprawek składowych.

Podczas strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi zadanie celowania powinno być rozwiązane możliwie dokładnie, a dla kierowanych pocisków raketowych - z takim przybliżeniem, przy którym błąd wyjścia pocisku raketowego na tor lotu kierowanego byłby usunięty przez aparaturę sterowania do momentu spotkania pocisku z celem.

Pierwszym problemem powstającym w czasie rozwiązywania zadania celowania podczas strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi jest wybór zależności ruchu celu w czasie lotu pocisku. Najbardziej rozpowszechnioną jest hipoteza o równomiernym i prostoliniowym ruchu celu.

Aby uprościć konstrukcję celownika i metodę celowania, zadanie celowania rozwiązuje się z pewnymi ustalonymi przybliżeniami. Charakter i ilość przybliżeń zależy od typowych warunków strzelania i stopnia rozwoju techniki celowniczej. Największe przybliżenia przyjmuje się podczas strzelania z wykorzystaniem zwykłego celownika. Zasadnicze przybliżenia stosowane w różnych wypadkach rozwiązywania zadania celowania będą podane niżej /drogą objaśnienia lub symbolicznie za pomocą znaku przybliżenia/.

1.1.1. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania z broni artyleryjskiej w bezwzględnym układzie współrzędnych

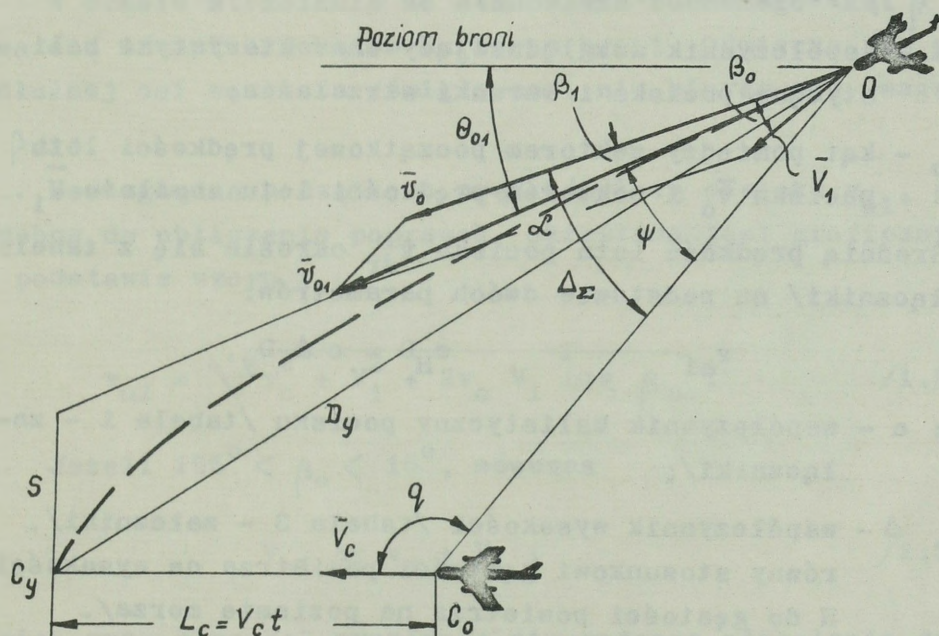
Na rys. 1.1 pokazany jest wariant schematu celowania podczas strzelania ze stanowiska nieruchomego do celu powietrznego.

W tym wypadku sumaryczna poprawka kątowa Δ_{Σ} składa się z:
- kąta wyprzedzenia ψ uwzględniającego przemieszczanie

celu L_c w czasie lotu pocisku $t / L_c = V_c t$, gdzie V_c - prędkość lotu celu;

- kąta celowania α uwzględniającego obniżenie pocisku S pod działaniem siły ciężkości względem wektora jego bezwzględnej prędkości początkowej \vec{v}_{01} ;

- kąta przeniesienia β_1 uwzględniającego przenoszenie pocisku kosztem niepokrycia się wektorów: \vec{v}_0 - początkowej prędkości lotu pocisku i \vec{V}_1 - prędkości lotu samolotu strzelającego.



Rys. 1.1. Schemat celowania podczas strzelania do celu powietrznego

Podane powyżej kąty w tysięcznych oblicza się na podstawie wzorów:

$$\psi^T \approx 10^3 \frac{V_c}{v_{sr}} \sin q, \quad /1.1/$$

$$\alpha^T \approx 10^{-2} k D_y \cos \theta_{01}, \quad /1.2/$$

$$\beta_1^T \approx 10^3 \frac{V_1}{v_{01}} \sin \beta_0 . \quad /1.3/$$

W tych wzorach oznaczono, przez :

- q - kursowy kąt celu /kąt między wektorem prędkości lotu celu V_c i wektorem początkowej odległości \bar{D}_0 /;
- v_{sr} - średnią prędkość lotu pocisku / $v_{sr} = D_y/t$ / ;
- D_y - odległość wyprzedzona /odległość lotu pocisku/;
- θ_{01} - bezwzględny kąt rzutu /kąt pomiędzy wektorem \bar{v}_{01} i poziomem broni/;
- k - współczynnik uwzględniający charakterystyki bali - styczne pocisku i warunki strzelania;
- β_0 - kąt pomiędzy wektorem początkowej prędkości lotu pocisku \bar{v}_0 i wektorem prędkości lotu samolotu \bar{V}_1 .

Średnią prędkość lotu pocisku v_{sr} określa się z tabeli 4 /załączniki/ na podstawie dwóch parametrów:

$$v_{01} \quad \text{ i } \quad c_H^D = c \Delta D_y,$$

gdzie: c - współczynnik balistyczny pocisku /tabela 1 - załączniki/;

Δ - współczynnik wysokości /tabela 3 - załączniki/,
równy stosunkowi gęstości powietrza na wysokości H do gęstości powietrza na poziomie morza/.

Średnią prędkość lotu pocisku można obliczyć ze wzoru przybliżonego:

$$v_{sr} \approx v_{01} - k_v c_H^D , \quad /1.4/$$

gdzie dla przybliżonych obliczeń można przyjmować $k_v = 0,13$ dla $v_{01} \geq 800$ m/s i $k_v = 0,08$ dla $v_{01} \leq 800$ m/s.

Współczynnik k wchodzący w skład wzoru /1.2/ określa się z tabeli 5/ załączniki/ na podstawie parametrów v_{01} i c_H^D .

Jako pierwsze przybliżenie dla obliczenia poprawek przyjmuje się $D_y \approx D_0$.

W pierwszym przybliżeniu kąt Θ_{01} będzie równy kątowi położenia celu ξ /kąt między wektorem D_0 i poziomem broni/. Podczas strzelania do przodu w kierunku lotu samolotu /śmigłowca/ kąt ξ praktycznie równy jest kątowi nurkowania lub wznoszenia.

Kąt β_0 dla broni ustawionej równoległe do średnicy ciężki skrzydła równy jest kątowi natarcia samolotu α_n , a podczas strzelania ze ślizgiem - kątowi ślizgu samolotu /śmigłowca/ β_{sl} .

W czasie strzelania ze stanowiska ruchomego kąt β_0 nazywa się nachylonym kątem burtowym broni. Odmierza się go od podłużnej osi samolotu /śmigłowca/, nie biorąc pod uwagę α_n i β_{sl} .

Bezwzględna początkowa prędkość lotu pocisku v_{01} , potrzebna do obliczania poprawek, określana jest graficznie lub na podstawie wzoru :

$$v_{01} = \sqrt{v_0^2 + v_1^2 + 2v_0 v_1 \cos \beta_0} . \quad /1.5/$$

Jeżeli $165^\circ < \beta_0 < 15^\circ$, wówczas

$$v_{01} \approx v_0 \pm v_1 , \quad /1.5'/$$

gdzie: znak plus "+" przyjmuje się podczas strzelania do przodu;

znak minus "-" - podczas strzelania do tyłu.

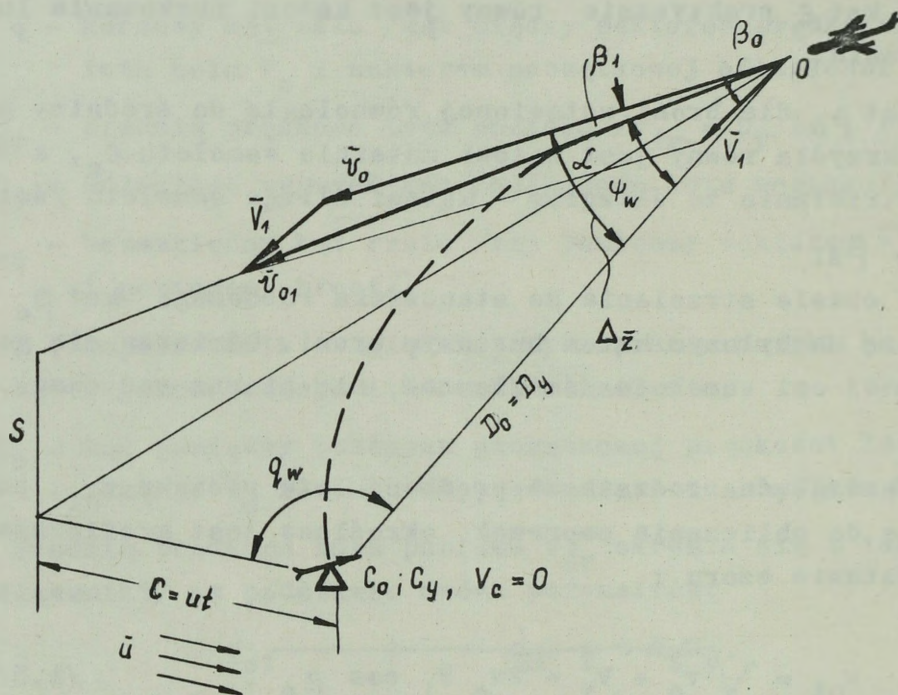
Wartości v_0 podane są w tabeli 1 /załączniki/.

W wypadku strzelania do celu naziemnego /rys.1.2/ dodatkowo uwzględnia się znoszenie pocisków przez wiatr $C = u t$ drogą zbudowania kąta wyprzedzenia na wiatr ψ_w /kąta zniesienia/ :

$$\psi_w^T \approx 10^3 \frac{u}{v_{sr}} \sin q_w , \quad /1.6/$$

gdzie: u - prędkość wiatru,

q_w - kursowy kąt wiatru /kąt między wektorami \vec{u} i \vec{D}_0 /.



Rys. 1.2. Schemat celowania podczas strzelania do celu naziemnego

Ponieważ broń kieruje się na cel za pomocą celownika, zatem jego oś powinna być uzgodniona z osią broni, to znaczy należy uwzględnić paralaksę broni Π - przesunięcie / w płaszczyźnie, poziomie / broni względem celownika. Jeżeli $\Pi \leq 1 - 1,5m$, to oś celownika przeważnie ustawia się równoległe do osi broni lub pod kątem paralaksy $\Delta\Pi$ /rys.1.3a/ dla średniej odległości strzelania D_{sr} :

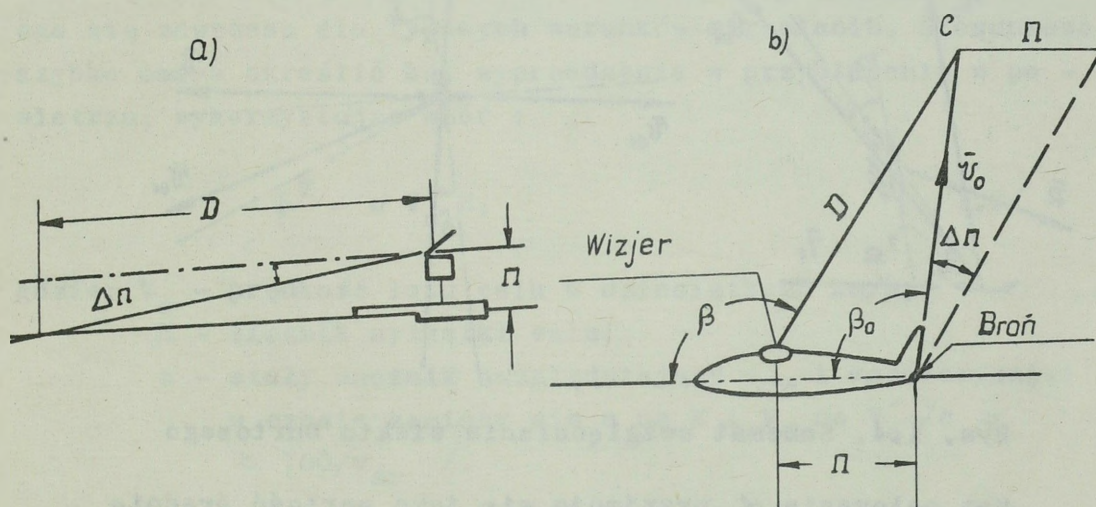
$$\Delta\Pi^T = 10^3 \frac{\Pi}{D_{sr}} \quad /1.7/$$

Na ruchomych stanowiskach samolotów bombowych z odległościowym kierowaniem bronią od wizjera, umieszczonego na

znacznej odległości od broni /rys.1.3b/, kąt paralaksy buduje się w zależności od odległości do celu i burtowego kąta broni β_0 na podstawie wzoru:

$$\Delta \Pi^T = 10^3 \frac{\Pi}{D_0} \sin \beta_0. \quad /1.8/$$

Podczas strzelania pod kątem burtowym $0 < \beta < 180^\circ$ z samolotów o dużych prędkościach lotu należy dodatkowo

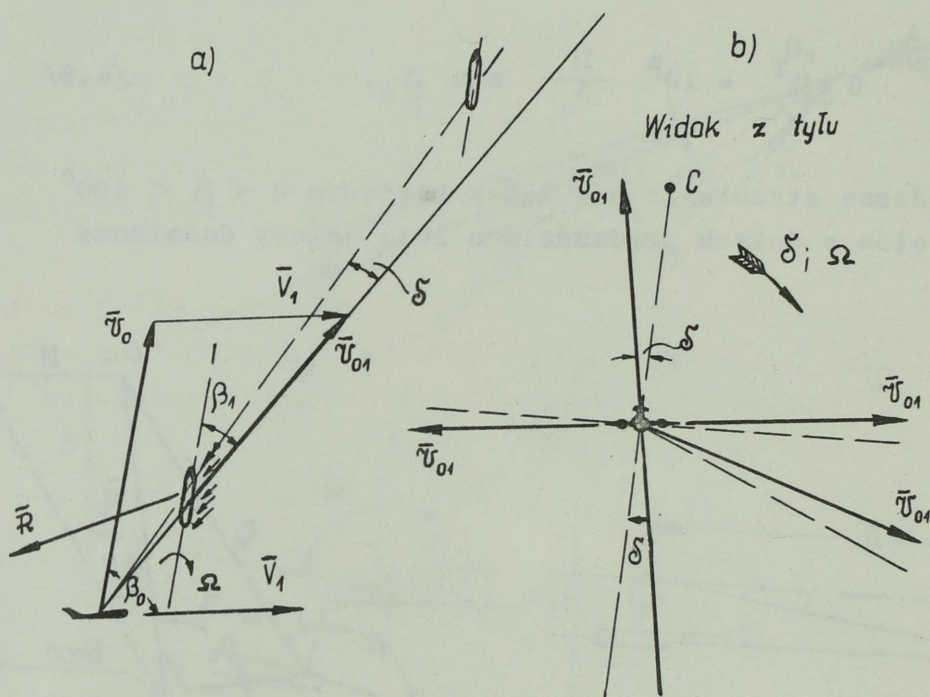


Rys. 1.3. Schemat uwzględniania paralaksy

uwzględniać wpływ zjawiska efektu burtowego, polegającego na zwiększeniu czasu lotu pocisku i odchyleniu jego toru w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny kąta przeniesienia β_1 /rys.1.4a/. Jeżeli spojrzymy na samolot z tyłu, to dla prawoskrętnego gwintu lufy pocisk odchylił się w stronę ruchu wskazówek zegara /rys. 1.4b/. Poprawka kątowa na efekt burtowy δ zależy od β_0 , V_1 i H .

W czasie strzelania z wykorzystaniem celownika zwykłego obliczanie i budowa Δ_Σ są stosunkowo złożone. Dlatego w praktyce przyjmuje się znaczne uproszczenia i przybliżenia w roz-

wiązywaniu zadania celowania, które sprowadzają się do niżej wymienionych.



Rys. 1.4. Schemat uwzględniania efektu burtowego

Kąt celowania α przyjmuje się jako wartość średnią $\alpha_{\text{śr}}$ podczas przystrzeliwania broni. Jeśli faktyczne warunki strzelania znacznie się różnią od średnich, wówczas zawczasu określa się poprawkę $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_{\text{śr}}$, którą uwzględnia się wzrokowo za pomocą wizjera.

Kąt przeniesienia β_1 podczas strzelania ze stanowiska nieruchomego z zasady nie jest brany pod uwagę ze względu na to, że nieznaczne są kąty natarcia i ślizgu samolotu /śmigłowca/ lub uwzględnia się go w przybliżeniu, znając typowe wartości kątów α_n i $\beta_{\text{śl}}$. Dla zmniejszenia poprawek zaleca się wykonywanie strzelania bez ślizgu. Dla małych kątów natarcia α_n kąty przeniesienia β_1 są bardzo małe / $\beta_1 \ll \alpha_n$, ponieważ $v_{01} \gg v_1$ / i można je nie brać pod uwagę.

Dla ruchomych stanowisk z dużymi kątami odchylenia broni β_0 należy dla typowych wartości β_0 i V_1 zawczasu obliczyć kąt przeniesienia β_1 i uwzględnić go wzrokowo.

Kąt paralaksy $\Delta \Pi$ w czasie strzelania z wykorzystaniem zwykłego celownika można uwzględnić tylko w czasie przystrzelania broni, a poprawkę kątową na efekt burtowy δ - drogą zamontowania stanowiska ruchomego z nachyleniem w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara /jeśli patrzymy na samo - lot z tyłu / o kąt δ'_{sr} .

W celu uwzględnienia ruchu celu kąt wyprzedzenia ψ oblicza się zawczasu dla typowych warunków strzelania. Stosunkowo szybko można określić kąt wyprzedzenia w przybliżeniu w powietrzu, wykorzystując wzór :

$$\psi^T = c V'_c K, \quad /1.9/$$

gdzie: V'_c - prędkość lotu celu w dziesiątkach km/h;

K - licznik sylwetki celu;

c - stały mnożnik uwzględniający v_{sr} i współczynniki w czasie zamiany $\sin q$ na K i V'_c na $V'_c / c \approx \approx 700/v_{sr}$ /.

Jeżeli dla typowych warunków strzelania $v_{sr} \approx 700$ m/s, to $c = 1$. Wówczas $\psi^T \approx V'_c K$.

Ponieważ strzelanie z wykorzystaniem celownika zwykłego wykonuje się metodą zaporową, to dla zapewnienia celności środkowego strzału w serii kąt ψ zaleca się brać nieco większy od obliczonego.

Poprawka na wiatr ψ_w może być obliczona analogicznie do poprawki na ruch celu ψ /wzory tych kątów również są analogiczne/.

W celownikach półautomatycznych i automatycznych wszystkie poprawki mogą być obliczane za pomocą specjalnych wyliczników i budowane z wykorzystaniem układu wypracowania poprawek.

PRZYKŁAD. Samolot bombowy atakuje samolot transportowy przeciwnika, wykorzystując działko nosowe.

Określić sumaryczną poprawkę kątową Δ_{Σ} podczas strzelania na wysokości $H = 4000$ m z tyłu z dołu pod kursowym kątem celu $q = 165^{\circ}$ na odległości $D_0 = 1000$ m, jeśli prędkość samolotu bombowego $V_1 = 200$ m/s, prędkość celu $V_c = 150$ m/s, kąt natarcia samolotu bombowego $\alpha_n = 3^{\circ}$. Cel wykonuje lot poziomo. Początkowa prędkość lotu i współczynnik balistyczny pociągu odpowiednio równe $v_0 = 715$ m/s. i $c = 1,8$.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy v_{01} i c_H^D . Z tabeli 3 /załączniki/ określamy $\Delta = 0,67$. Wówczas

$$v_{01} = v_0 + V_1 = 715 + 200 = 915 \text{ m/s};$$

$$c_H^D = c \cdot \Delta \cdot D = 1,8 \cdot 0,67 \cdot 1000 \approx 970.$$

2. Określamy $v_{\acute{s}r}$ i k , wykorzystując tabele 4 i 5 /załączniki/:

$$v_{\acute{s}r} = 789 \text{ m/s};$$

$$k = 0,73.$$

3. Określamy kąt przeniesienia β_1 , przyjmując $\beta_0 = \alpha_n = 3^{\circ} = \frac{3}{57,3} = 0,0523$ radiana oraz $\sin \alpha_n = \alpha_n$:

$$\beta_1^T = 10^3 \frac{V_1}{v_{01}} \sin \alpha_n = 10^3 \frac{200}{915} 0,0523 \approx 11 \text{ tysięcznych.}$$

4. Określamy kąt celowania α , uwzględniając, że $\theta_{01} = \varepsilon = 180^{\circ} - q = 180^{\circ} - 165^{\circ} = 15^{\circ}$, a $D_y \approx D_0 = 1000$ m:

$$\alpha^T = 10^{-2} k D_y \cos \theta_{01} = 10^{-2} \cdot 0,73 \cdot 1000 \cdot 0,967 \approx 7 \text{ tysięcznych.}$$

5. Określamy kąt wyprzedzenia:

$$\psi^T = 10^3 \frac{V_c}{v_{\acute{s}r}} \sin q = 10^3 \frac{150}{789} 0,259 \approx 49 \text{ tysięcznych.}$$

6. Znajdujemy sumaryczną poprawkę kątową Δ_{Σ} , uwzględniając, że podczas strzelania z tyłu z dołu kąty β_1 , α i ψ leżą w jednej płaszczyźnie i sumują się algebraicznie /zbudujcie schemat celowania samodzielnie/.

1.1.2. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania z broni artyleryjskiej we względnym układzie współrzędnych

Sumaryczna poprawka kątowa Δ_{Σ} podczas strzelania we względnym układzie współrzędnych składa się z następujących poprawek składowych :

- względnego kąta wyprzedzenia ψ_r , biorącego pod uwagę względne przemieszczenie celu w czasie lotu pocisku $L_r = V_r t$, gdzie V_r - względna prędkość lotu celu;
- kąta zwłoki γ , uwzględniającego zwłokę pocisku z od wektora \underline{v}_0 ;
- względnego kąta celowania α_r , biorącego pod uwagę obniżenie toru pocisku $S_r = S$ na odległości jego lotu D_r względem samolotu strzelającego;
- poprawki kątowej na efekt burtowy δ ;
- poprawki kątowej na paralaksę broni $\Delta \Pi$;
- względnego kąta zniesienia ψ_{wr} podczas strzelania do celu naziemnego.

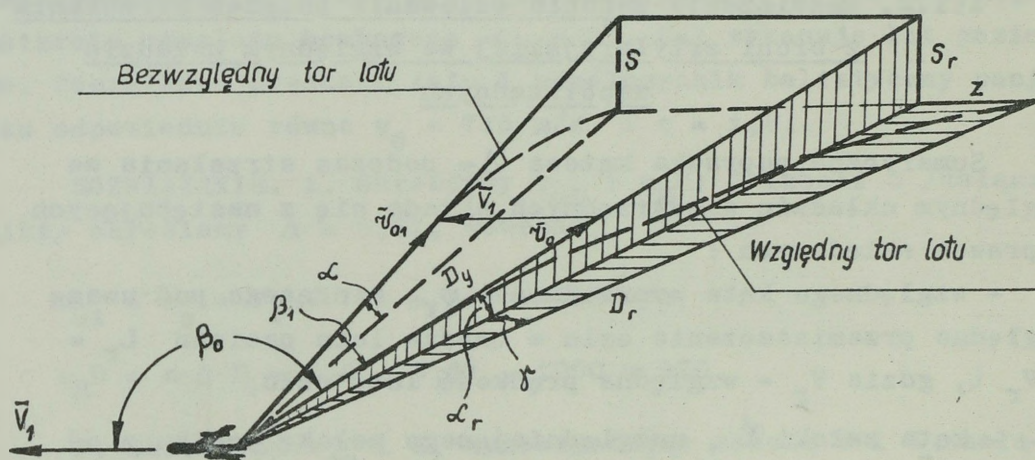
Poprawki kątowe na : efekt burtowy δ i paralaksę broni $\Delta \Pi$ określa się tak samo, jak i w bezwzględnym układzie współrzędnych.

Dla określenia kątów ψ_r , γ , α_r i ψ_{wr} rozpatrzmy ruch celu i pocisku we względnym układzie współrzędnych.

Na rys. 1.5 pokazany jest tor lotu pocisku w bezwzględnym i względnym układzie współrzędnych. Ze względu na małą wartość zwłoki liniowej z można napisać :

$$\frac{D_y}{D_r} = \frac{v_{o1}}{v_o} = \frac{v_{sr}}{v_{sr r}} = \frac{\alpha_r}{\alpha}, \quad /1.10/$$

gdzie $v_{sr r}$ - średnia prędkość lotu pocisku względem samolotu strzelającego.



Rys. 1.5. Tory lotu pocisku

Wówczas na podstawie równania /1.10/ otrzymamy :

$$\alpha_r = \frac{v_{o1}}{v_o} \alpha,$$

lub, uwzględniając wzór /1.2/ mamy :

$$\alpha_r^T = 10^{-2} \frac{v_{o1}}{v_o} k D_y \cos \theta_{o1}. \quad /1.11/$$

Na podstawie analogii z kątem α_r dla poprawki katowej na wiatr ψ_{wr} można napisać następujący wzór :

$$\psi_{wr}^T = 10^3 \frac{v_{o1}}{v_o} \frac{u}{v_{sr}} \sin q_w. \quad /1.12/$$

Liniowa zwłoka pocisku z równa jest różnicy drogi, przebytej przez samolot w czasie lotu pocisku w powietrzu t i w próżni t_p na tę samą odległość D_y / w próżni $z = 0$ / :

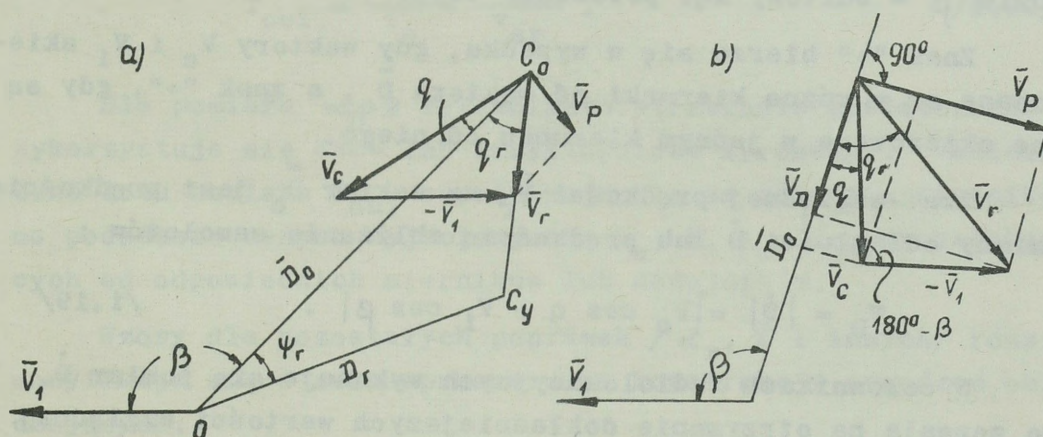
$$z = V_1 t - V_1 t_p = V_1 / \frac{D_y}{v_{sr}} - \frac{D_y}{v_{o1}} /. \quad /1.13/$$

Kąt zwłoki δ równy :

$$\delta = \frac{z}{D_r} \sin \beta_0 . \quad /1.14/$$

Uwzględniając wzory /1.10/, /1.13/ i /1.14/, ostatecznie otrzymamy :

$$\delta^T = 10^3 \frac{V_1}{v_o} / \frac{v_{o1}}{v_{sr}} - 1 / \sin \beta_0 . \quad /1.15/$$



Rys. 1.6. Schemat uwzględniania względnego ruchu celu

Z rys. 1.6a wynika, że względny kąt wyprzedzenia ψ_r , biorący pod uwagę przemieszczenie celu $C_0 C_y = L_r = V_r t$, równa się :

$$\psi_r \approx \sin \psi_r = \frac{V_r t}{D_r} \sin q_r = \frac{V_r}{v_{sr} r} \sin q_r, \quad /1.16/$$

gdzie q_r - względny kursowy kąt celu /kąt między wektorami \bar{V}_r i \bar{D}_0 /.

Wektor względnej prędkości lotu celu \bar{V}_r określa się jako sumę geometryczną wektorów \bar{V}_c i $-\bar{V}_1$.

Rzut względnej prędkości \bar{V}_R na prostopadłą do wektora \bar{D}_0 jest względną poprzeczną prędkością lotu celu $V_p = V_R \sin q_R$. Wówczas po uwzględnieniu równania /1.10/ otrzymamy :

$$\psi_R^T = 10^3 \frac{v_{o1}}{v_o} \frac{V_p}{v_{sr}} . \quad /1.17/$$

Jeżeli wektory \bar{V}_c i \bar{V}_1 leżą w jednej płaszczyźnie /rys. 1.6a/, to V_p może być obliczone według wzoru :

$$V_p = |V_1 \sin \beta \pm V_c \sin q| , \quad /1.18/$$

gdzie β - burtowy kąt położenia celu.

Znak "+" bierze się w wypadku, gdy wektory V_c i V_1 skierowane są w różne kierunki od wektora \bar{D}_0 , a znak "-", gdy są one skierowane w jednym kierunku od niego.

Rzut względnej prędkości \bar{V}_R na wektor \bar{D}_0 jest prędkością zmiany odległości \dot{D} lub prędkością zbliżania samolotów :

$$V_D = |\dot{D}| = |V_c \cos q + V_1 \cos \beta| . \quad /1.19/$$

W celownikach radiolokacyjnych wykonuje się pomiar \dot{D} , co zezwala na otrzymanie dokładniejszych wartości względnej odległości lotu pocisku :

$$D_R \approx D_0 - \int_0^t V_D dt.$$

Oczywiście, obliczanie i wzrokowe uwzględnianie poprawek strzelania powietrznego we względnym układzie współrzędnych przedstawia poważne trudności w związku ze złożonością wzorów dla obliczania poprawek.

Szczególnie duże trudności powstają podczas obliczania kąta wyprzedzenia ψ_R , ponieważ nie ma praktycznie możliwych do zastosowania sposobów określania w powietrzu V_R i q_R lub V_p według V_1 , β , V_c i q .

Dla automatyzacji obliczania i budowania kąta wyprzedze-

nia ψ_r modyfikuje się wzór /1.17/, pozbywając się V_p . W tym celu prawą jego stronę mnoży się przez D_0/D_0 i sprowadza do następującej postaci :

$$\psi_r = \omega_D T_{obl} , \quad /1.20/$$

gdzie kątową prędkość linii odległości ω_D i obliczony czas lotu pocisku T_{obl} określa się według wzorów :

$$\omega_D = \frac{V_p}{D_0} , \quad /1.21/$$

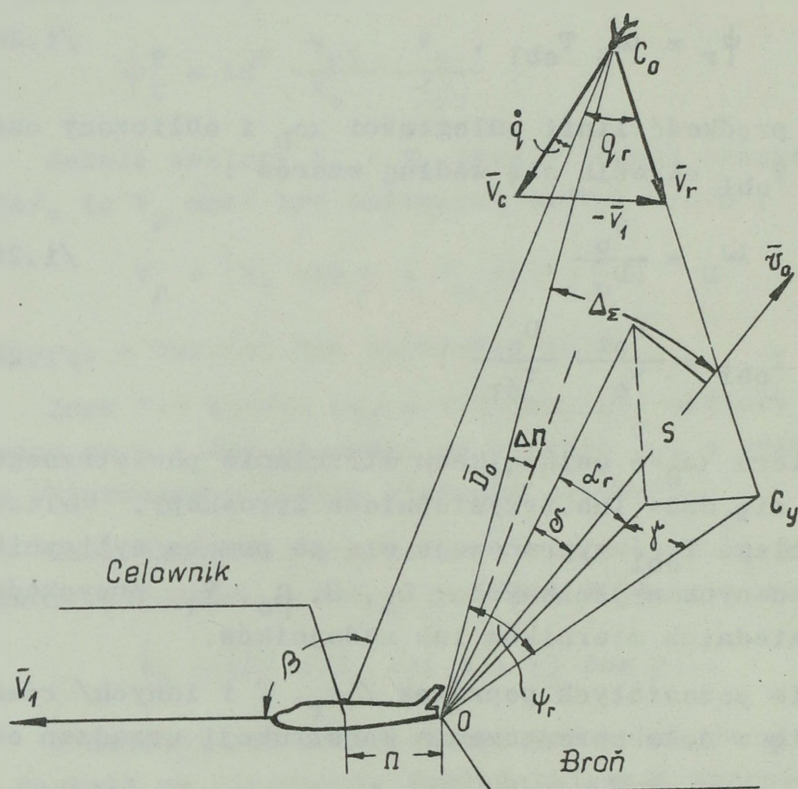
$$T_{obl} = \frac{v_{o1}}{v_o} \frac{D_0}{v_{sr}} . \quad /1.22/$$

Dla pomiaru ω_D w celownikach strzelania powietrznego wykorzystuje się dwu- lub trzystopniowe żyroskopy. Obliczony czas lotu pocisku T_{obl} wypracowuje się za pomocą wylicznika na podstawie danych wyjściowych : D_0 , H , β_0 , V_1 , przychodzących od odpowiednich mierników lub nadajników.

Wzory dla pozostałych poprawek / α_r , γ i innych/ również modyfikuje się w celu uproszczenia konstrukcji urządzeń obliczających.

Na rys. 1.7 pokazany jest schemat celowania podczas strzelania do celu powietrznego we względnym układzie współrzędnych. W ogólnym wypadku sumaryczna poprawka kątowa Δ_Σ równa jest sumie geometrycznej poprawek α_r , γ , ψ_r , δ i $\Delta\Pi$ /w czasie strzelania do celu naziemnego dodaje się jeszcze poprawkę na wiatr ψ_{wr} /.

Jeżeli niektóre poprawki znajdując się w jednej płaszczyźnie, sumują się one algebraicznie /taki wypadek ma miejsce dla kątów α_r , γ i ψ_r podczas strzelania do samolotu myśliwskiego przeciwnika, atakującego samolot lecący poziomo w płaszczyźnie jego symetrii/.



Rys. 1.7. Schemat celowania we względnym układzie współrzędnych

PRZYKŁAD. Określić sumaryczną poprawkę kątową $\Delta \Sigma$ podczas strzelania z działka AM-23 zamontowanym na stanowisku ogonowym samolotu bombowego bez uwzględnienia paralaksy i efektu burtowego broni.

Strzelanie wykonuje się do samolotu myśliwskiego przeciwnika, atakującego poziomo lecący samolot z tyłu z góry pod kątem burtowym $\beta_0 = 150^\circ$. Odległość strzelania $D_0 = 1000$ m,

kursowy kąt samolotu myśliwskiego przeciwnika $q = 0^\circ$, prędkość lotu samolotu myśliwskiego $V_c = 400$ m/s, prędkość lotu samolotu bombowego $V_1 = 250$ m/s, wysokość lotu $H = 11000$ m.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy wartości v_{o1} i c_{HD} ; w tym celu z tabeli 1 i 3 /załączniki/ przyjmujemy :

$$v_o = 690 \text{ m/s};$$

$$c = 1,8;$$

$$\Delta = 0,29.$$

Przyjmując $\beta_o = \beta = 150^\circ$ otrzymamy :

$$v_{o1} = \sqrt{v_o^2 + V_1^2 + 2 v_o V_1 \cos \beta_o} = \\ = \sqrt{690^2 + 250^2 + 2 \cdot 690 \cdot 250 \cdot /-0,867/} \approx 490 \text{ m/s}.$$

$$\text{Obliczamy } c_{HD} = c \cdot \Delta \cdot D_o = 1,8 \cdot 0,29 \cdot 1000 = 552.$$

2. Określamy v_{sr} i k , wykorzystując tabele 4 i 5 /załączniki/ :

$$v_{sr} = 450 \text{ m/s}; \quad k = 2,31.$$

3. Określamy kąt α_r , przyjmując :

$$\Theta_{o1} = \varepsilon = 180^\circ - q = 180^\circ - 150^\circ = 30^\circ$$

1

$$D_y = D_o = 1000 \text{ m} :$$

$$\alpha_r^T = 10^{-2} \frac{v_{o1}}{v_o} k D_y \cos \Theta_{o1} = 10^{-2} \frac{490}{690} \cdot 2,31 \cdot$$

$$\cdot 1000 \cdot 0,867 \approx 14 \text{ tysięcznych.}$$

4. Określamy kąt zwłoki γ :

$$\gamma^T = 10^3 \frac{V_1}{v_o} / \frac{v_{o1}}{v_{sr}} - 1 / \sin \beta_o = 10^3 \frac{250}{690} \cdot$$

$$\cdot / \frac{490}{450} - 1 / 0,5 \approx 16 \text{ tysięcznych.}$$

5. Określamy poprzeczną prędkość lotu celu V_p i kąt wyprzedzenia ψ_r :

$$V_p = |V_1 \sin \beta \pm V_c \sin q| = |250 \cdot 0,5 \pm 400 \cdot 0| = 125 \text{ m/s,}$$

$$\psi_r^T = 10^3 \frac{v_{o1}}{v_o} \frac{V_p}{v_{sr}} = 10^3 \frac{490}{690} \cdot \frac{125}{450} \approx 197 \text{ tysięcznych.}$$

6. Budujemy schemat celowania /wykonać samodzielnie/ i na jego podstawie określamy sumaryczną poprawkę kątową Δ_Σ :

$$\Delta_\Sigma = \psi_r - \delta - \alpha_r = 197 - 16 - 14 = 167 \text{ tysięcznych.}$$

1.1.3. Właściwości rozwiązania zadania celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi

Zadanie celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi rozwiązuje się analogicznie do strzelania z broni artyleryjskiej. Jednak w czasie obliczania poprawek należy uwzględniać właściwości ruchu pocisku raketowego i jego właściwości balistyczne.

Niekierowany pocisk raketowy kosztem pracy silnika od momentu strzału rozpędza się do pewnej maksymalnej prędkości v_{\max} /aktywny odcinek toru lotu/, a następnie po zakończeniu pracy silnika / $t_{s11} \approx 1 \text{ s.}$ / leci siłą bezwładności, podobnie jak pocisk artyleryjski /pasywny odcinek toru lotu/. Początkowa prędkość lotu pocisku raketowego v_o /prędkość wylotowa/ i bezwzględna początkowa prędkość lotu pocisku raketowego v_{o1} dziesiątki i setki razy jest mniejsza od odpowiedniej prędkości lotu pocisku artyleryjskiego.

Zadanie celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi rozwiązywane jest tylko dla pasywnego odcinka jego lotu. Ponieważ na tym odcinku pocisk raketowy porusza się analogicznie do pocisku artyleryjskiego, to obliczanie elementów jego toru lotu można wykonać według tej samej metody, co i dla pocisku artyleryjskiego, uwzględniając przy tym obecność u pocisku raketowego odcinka aktywnego za pomocą poprawek.

Dla obliczania elementów toru lotu pocisku raketowego wprowadza się pojęcie obliczeniowego /fikcyjnego/ pocisku artyleryjskiego, posiadającego ten sam współczynnik balistyczny c , co i pocisk raketowy na odcinku pasywnym, i taką obliczeniową prędkość początkową v'_0 , która zapewni mu dokładny ruch na pasywnym odcinku toru lotu pocisku.

Ze wszystkich elementów toru lotu pocisku raketowego dla rozwiązania zadania celowania należy znać średnią prędkość lotu pocisku i kąt celowania.

Średnią prędkość lotu pocisku raketowego względem powietrza określa się na podstawie ogólnie znanego wzoru:

$$v_{\text{śr}} = \frac{D}{t_R} \quad /1.23/$$

Wchodzący w skład tego wzoru czas lotu pocisku raketowego jest równy :

$$t_R = t' + \delta t, \quad /1.24/$$

gdzie: t' - czas lotu pocisku obliczeniowego;

δt - poprawka do czasu lotu pocisku obliczeniowego.

Czas lotu pocisku obliczeniowego określa się na podstawie wzoru :

$$t' = \frac{D}{v'_{\text{śr}}}, \quad /1.25/$$

gdzie $v'_{\text{śr}}$ - średnia prędkość lotu pocisku obliczeniowego.

Średnią prędkość lotu pocisku obliczeniowego bierze się z tabeli 4 /załączniki/ według parametrów wyjściowych v'_{01} i c_H^D lub określa ze wzoru /1.4/ z zamianą w nim v_{01} na v'_{01} i k_v na k'_v . Bezwzględna prędkość lotu pocisku obliczeniowego v'_{01} oblicza się na podstawie wzorów /1.5/ i /1.5'/ zamieniając w nich v_0 na v'_0 .

Kąt celowania podczas strzelania niekierowanym pociskiem

rakietowym w bezwzględny układzie współrzędnych określa się na podstawie wzoru :

$$\alpha_R^T = /10^{-2} k' D_y + \zeta \alpha^T / \cos \theta_{01}, \quad /1.26/$$

gdzie: k' - bierze się z tabeli 5 /załączniki/ według parametrów wyjściowych v'_{01} i c_H^D ;

$\zeta \alpha^T$ - poprawka do kąta celowania dla pocisku rakietowego.

Charakterystyki balistyczne niekierowanych pocisków rakietowych $/v_0, v'_0, c, \zeta \alpha^T$ i $\zeta t/$ podane są w tabeli 2 /załączniki/.

Podczas strzelania niekierowanymi pociskami rakietowymi istotne znaczenie odgrywa kąt β_0 między wektorami \bar{v}_0 i \bar{V}_1 . Ponieważ pocisk rakietowy ma małą prędkość początkową v_0 , to jak wynika ze wzoru /1.3/ /dla $v_{01} \approx V_1/$, kąt przeniesienia β_1 jest zbliżony do kąta β_0 / $\beta_1 \approx \beta_0/$ i nieuwzględnienie jego może doprowadzić do znacznego zmniejszenia skuteczności strzelania.

PRZYKŁAD. Określić średnią prędkość lotu pocisku rakietowego typu S-5K, kąt celowania α_r i kąt przeniesienia β_1 podczas strzelania do przodu ze stanowiska nieruchomego śmigłowca na odległość 1000 m na wysokości 100 m. Broń rakietowa ustawiona jest wzdłuż osi śmigłowca. Strzelanie wykonuje się pod małym kątem nurkowania na prędkości lotu $V_1 = 50$ m/s, kąt natarcia śmigłowca $\alpha_{\text{śm}} = 3^\circ$.

ROZWIĄZANIE. 1. Z tabeli 2 i 3 /załączniki/ znajdujemy: $v_0 = 78$ m/s, $v'_0 = 605$ m/s, $c = 1,54$, $\zeta t = 0,32$, $\zeta \alpha^T = 16$ tysięcznych, $\Delta = 1$.

2. Określamy c_H^D i v'_{01} :

$$c_H^D = c \cdot \Delta \cdot D = 1,54 \cdot 1 \cdot 1000 = 1540;$$

$$v'_{01} \approx v'_0 + V_1 = 605 + 50 = 655 \text{ m/s.}$$

3. Określamy średnią prędkość lotu pocisku obliczeniowego wykorzystując wzór /1.4/ i uwzględniając, że $k'_v = k_v = 0,08$ /dla $v'_{01} < 800 \text{ m/s.}/$:

$$v'_{sr} \approx v'_{01} - k'_v c_H^D = 655 - 0,08 \cdot 1540 = 532 \text{ m/s.}$$

4. Określamy czas lotu pocisku obliczeniowego :

$$t' = \frac{D}{v'_{sr}} = \frac{1000}{532} = 1,88 \text{ s.}$$

5. Określamy czas lotu pocisku raketowego:

$$t = t' + \delta t = 1,88 + 0,32 = 2,20 \text{ s.}$$

6. Określamy średnią prędkość lotu pocisku raketowego:

$$v_{sr} = \frac{D}{t} = \frac{1000}{2,20} = 454 \text{ m/s.}$$

7. Określamy współczynnik k' z tabeli 5 /załączniki/ na podstawie wartości $v'_{01} = 655 \text{ m/s}$ i $c_H^D = 1540$:

$$k' = 1,72 .$$

8. Określamy kąt celowania, przyjmując $\theta_{01} = 0$:

$$\begin{aligned} \alpha_R^T &= /10^{-2} k' D + \delta \alpha^T / \cos \theta_{01} = \\ &= /10^{-2} \cdot 1,72 \cdot 1000 + 16 / \cdot 1 = 33 \text{ tysięcznych.} \end{aligned}$$

9. Określamy kąt przeniesienia, przyjmując $v_{01} = v_0 + V_1 = 78 + 50 = 128 \text{ m/s}$:

$$\beta_1^T = 10^3 \frac{V_1}{v_{01}} \sin \beta_0 = 10^3 \frac{50}{128} 0,0523 = 20 \text{ tysięcznych.}$$

1.1.4. Właściwości rozwiązania zadania celowania
podczas strzelania kierowanymi pociskami
rakietowymi

Zdolność kierowanych pocisków rakietowych zmieniania swojego toru odpowiednio do zasady ruchu celu w znacznej mierze upraszcza rozwiązanie zadania celowania.

Treść zadania celowania i metoda jego rozwiązania zależą od sposobu sterowania pociskiem rakietowym, warunków strzelania i charakterystyk pocisku rakietowego, szczególnie charakterystyk manewrowych. Rozpatrzmy typowe wypadki.

Podczas strzelania z samolotu myśliwskiego samonaprowadzającymi się pociskami rakietowymi w wąskim sektorze tylnej półsfery odpalenie pocisków rakietowych może być wykonywane drogą naprowadzenia bezpośredniego, to znaczy $\Delta_{\Sigma} = 0$ / Sidewinder-A, R-3S i inne/. Pocisk rakietowy w tym wypadku jeszcze przed spotkaniem z celem zdąży wyjść na tor zbliżania równoległego. Aby skierować pocisk rakietowy na cel, samolot myśliwski przed odpaleniem może wykorzystać zwykły wizjer.

W razie stosowania przez samolot myśliwski wszechsylwetkowych pocisków rakietowych strzelanie pod dużymi sylwetkami celu powinno być wykonane z wyprzedzeniem, to znaczy $\Delta_{\Sigma} = \psi$. Przy tym przed odpaleniem należy zapewnić przechwycenie celu przez koordynator pocisku rakietowego.

Kąt wyprzedzenia oblicza się ze wzoru /1.1/ i wypracowuje przez celownik półautomatyczny na podstawie wzoru /1.20/.

W czasie stosowania przez śmigłowce przeciwpancernych pocisków rakietowych z systemem dowódczym zadanie celowania sprowadza się do wprowadzenia pocisku rakietowego w pole widzenia wizjera operatora i utrzymywanie jego za pomocą komend radiowych na osi tego wizjera. W tym celu osie wizjerów pilota i operatora, osi anteny stacji kierowania radiowego, osi urządzenia odpalającego pocisku rakietowego uzgadnia się między sobą i z osią podłużną śmigłowca. Uwzględnia się przy

tym kąt natarcia śmigłowca i przypadanie pocisku raketowego w czasie jego wprowadzenia w pole widzenia wizjera operatora.

1.2. BUDOWA I ZASADA DZIAŁANIA SYSTEMU CELOWNICZEGO RUCHOMEGO STANOWISKA ARTYLERYJSKIEGO

Obecnie jako system celowniczy na ruchomych stanowiskach samolotów bombowych i transportowych stosuje się blok celowniczo-obliczający.

W czasie celowania i prowadzenia strzelania blok celowniczo-obliczający automatycznie wypracowuje poprawki strzelania powietrznego i przekazuje je do urządzenia systemu śledzącego napędu sterowania stanowiskiem artyleryjskim. W wyniku wspólnej pracy odległościowego napędu stanowiska i bloku celowniczo-obliczającego broń ustawiana jest w położenie potrzebne dla trafienia pocisków w cel, to znaczy pod kątem Δ_{Σ} do celu.

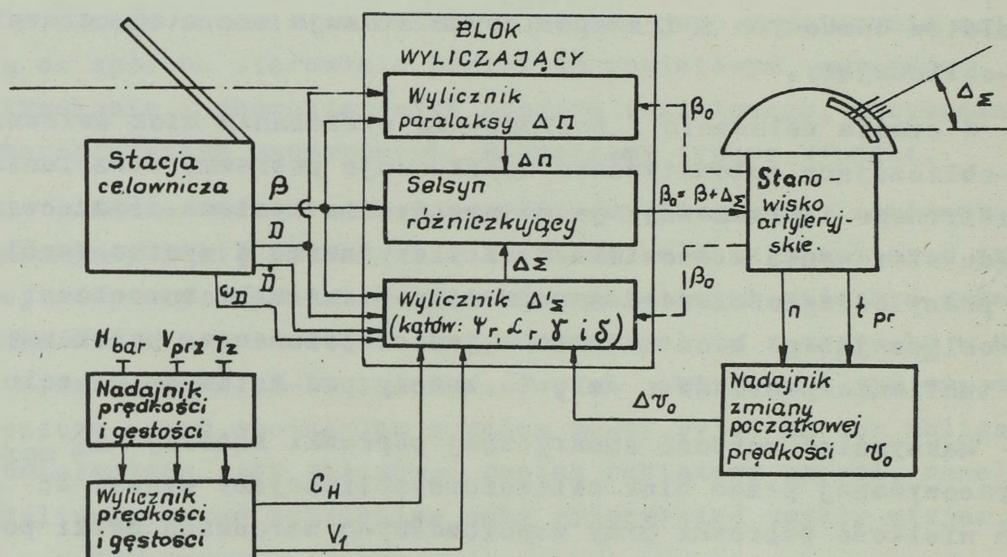
Maksymalna wartość sumarycznej poprawki kątowej $\Delta_{\Sigma \max}$, wypracowywanej przez blok celowniczo-obliczający wynosi 23° . Taka wielkość poprawki przy współczesnych warunkach walki powietrznej jest w pełni wystarczającą dla zapewnienia samolotowi bombowemu lub transportowemu strzelania wycelowanego do samolotu myśliwskiego przeciwnika, atakującego z dowolnego kierunku.

Blok celowniczo-rozwiązujący może uwzględniać balistykę pocisku dowolnej broni artyleryjskiej w całym zakresie wysokości oraz prędkości lotu samolotu i odległości strzelania.

Dla wykonania operacji celowania, wypracowania i wprowadzenia poprawek do śledzącego systemu napędu odległościowego blok celowniczo-obliczający posiada szereg agregatów, z których zasadniczymi są /rys. 1.8/ :

- stacja celownicza;
- nadajnik prędkości lotu samolotu i gęstości powietrza;
- wylicznik prędkości lotu samolotu i gęstości powietrza;

- nadajnik zmiany początkowej prędkości lotu pocisku;
- wylicznik paralaksy;
- wylicznik sumarycznej poprawki kątowej $\overline{\Delta}'_{\Sigma} = \overline{\psi}_r + \overline{\alpha}_r + \overline{\gamma} + \overline{\delta}$;
- selsyny różniczkujące.



Rys. 1.8. Schemat bloku celowniczo-obliczającego

Ostatnie trzy agregaty łączy się w blok obliczający. Wylicznik paralaksy montuje się w wypadku znacznego oddalenia stanowiska artyleryjskiego od posterunku celowniczego /stacji celowniczej/.

Stacja celownicza może być optyczna, radiolokacyjna lub inna.

W razie automatyzacji pracy napędu odległościowego /bez włączonych wyliczników/ kierowania bronią od stacji celowni - czej realizuje się przez selsyny różniczkujące, omijając wyliczniki poprawek. W tym wypadku sygnały o położeniu stacji

celowniczej względem samolotu są podawane przez selsyny różniczkujące na stanowisko artyleryjskie bez zniekształceń i broń ustawia się pod tymi kątami, co i w stacji celowniczej, to znaczy broń powtarza ruch stacji zachowując położenie równoległe do jej osi.

W razie wspólnej pracy napędu odległościowego i bloku celowniczo-obliczającego jego urządzenia licząco-rozwiązujące na podstawie danych wyjściowych wypracowują poprawki strzelania powietrznego i wprowadzają je do systemu śledzącego przez selsyny różniczkujące. W tym wypadku w systemie ślądzącym pojawiają się dodatkowe sygnały, odpowiadające wprowadzonym poprawkom. Napęd odległościowy wypracowuje dodatkowe sygnały i ustawia broń w położenie, dla którego oś broni tworzy z osią wizjera stacji celowniczej kąt równy sumarycznej poprawce kątowej strzelania powietrznego Δ_{Σ} .

Kierowanie bronią, wprowadzanie danych wyjściowych i wypracowanie poprawek w bloku celowniczo-obliczającym realizuje się w dwóch kanałach: poziomym i pionowym. Zasada działania bloku celowniczo-obliczającego w obu kanałach jest jednakowa.

Rozpatrzmy nieco dokładniej przeznaczenie oddzielnych agregatów i schemat pracy bloku celowniczo-obliczającego.

STACJA CELOWNICZA służy do obserwacji celu, kierowania stanowiskiem artyleryjskim i ogniem, a także do określania i przekazania szeregu danych, na których podstawie wypracowuje się poprawki strzelania powietrznego. W stacji celowniczej zamontowane są selsyny-nadajniki, za pomocą których do bloku obliczającego przekazywane jest położenie kątowe stacji celowniczej /lub celu/ względem samolotu, określane kątem burtowym β .

Urządzenie dalmierzowe stacji celowniczej mierzy odległość do celu D i wprowadza ją do wylicznika poprawek /dalmierz radiolokacyjny wprowadza również pochodną od odległości \dot{D} /.

Zamontowane w stacji celowniczej dwa nadajniki żyroskopowe służą do pomiaru kątowej prędkości obrotu stacji celowni -

czej /lub kątowej prędkości linii odległości ω_D / i przekazania jej do wylicznika sumarycznej poprawki kątowej Δ'_Σ .

NADAJNIK PRĘDKOŚCI LOTU SAMOLOTU I GĘSTOŚCI POWIETRZA przeznaczony jest do ustalenia i przekazania do wylicznika prędkości lotu samolotu i gęstości powietrza takich danych jak: przyrządowa prędkość lotu samolotu V_{prz} , wysokość barometryczna H_{bar} i temperatura powietrza zewnętrznego T_z . Te dane wyjściowe ustawia się na nadajniku ręcznie przez strzelca na podstawie wartości wziętych z przyrządów samolotu.

WYLICZNIK PRĘDKOŚCI LOTU SAMOLOTU I GĘSTOŚCI POWIETRZA służy do wypracowania prędkości powietrznej samolotu V_1 i połączonego współczynnika balistycznego pocisku $c_H = c \cdot \Delta$ i przekazania tych danych do wylicznika sumarycznej poprawki kątowej Δ'_Σ .

NADAJNIK ZMIANY POCZĄTKOWEJ PRĘDKOŚCI LOTU POCISKU wprowadza do wylicznika sumarycznej poprawki kątowej Δ'_Σ zmiany początkowej prędkości lotu pocisku v_0 w zależności od liczby strzałów, oddanych z danej lufy broni i temperatury ładunku prochowego naboju.

WYLICZNIK PARALAKSY wypracowuje poprawkę kątową na paralaksę $\Delta\Pi$ i wprowadza ją do selsyna różniczkującego.

WYLICZNIK SUMARYCZNEJ POPRAWKI KĄTOWEJ Δ'_Σ wypracowuje kąt wyprzedzenia ψ_r , kąt zwłoki γ , kąt celowania α_r i poprawkę na efekt burtowy δ , dokonuje sumowania tych kątów i wprowadza ich sumę Δ'_Σ do selsyna różniczkującego.

Wprowadzenie poprawek $\Delta\Pi$ i Δ'_Σ od wyliczników do selsyna różniczkującego dokonuje się drogą mechanicznego przekręcenia wirnika selsyna o kąt proporcjonalny do wartości $\Delta\Pi$ i Δ'_Σ . W wyniku tego w jego uzwojeniu odpowiednio zmienia się przepływ prądu.

SELSYN RÓZNICZKUJĄCY jest agregatem, który łączy blok celowniczo-obliczający z systemem śledzącym napędu odległościowego. Selsyn różniczkujący dokonuje sumowania kątów przekręce-

nia stacji celowniczej β z poprawkami kątowymi $\Delta\Pi$ i Δ'_Σ , przychodzącymi od wylicznika paralaksy i wylicznika sumarycznej poprawki kątowej, i przekazuje do części odbiorczej napędu siłowego stanowiska artyleryjskiego sygnały o kątowym położeniu broni, które określa się kątem burtowym $\beta_0 = \beta + \Delta'_\Sigma + \Delta\Pi = \beta + \Delta_\Sigma$.

Kątowe położenie broni wypracowuje się przez blok celowniczo-obliczający metodą kolejnych przybliżeń, co osiąga się kosztem sprzężenia zwrotnego od stanowiska artyleryjskiego do wyliczników sumarycznej poprawki kątowej Δ'_Σ i kąta paralaksy $\Delta\Pi$.

Długość wypracowania maksymalnej wartości sumarycznej poprawki kątowej $\Delta'_\Sigma \max$ nie przekracza 5 sekund.

2. OCENA SKUTECZNOŚCI RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW

2.1. CHARAKTERYSTYKI DOKŁADNOŚCI STRZELANIA I WRAŻLIWOŚCI CELU

Skuteczność raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów /śmigłowców/ ocenia się prawdopodobieństwem rażenia celu, które zależy od dokładności strzelania, działania niszczącego /rażącego/ środków rażenia na cel, ilości stosowanych środków rażenia /pocisków artyleryjskich lub raketowych/, warunków strzelania i szeregu innych czynników.

Dokładność strzelania charakteryzuje odchylenie prawdopodobne pocisków artyleryjskich /pocisków raketowych/, błąd systematyczny i zależność strzałów.

Podczas strzelania z ruchomego stanowiska artyleryjskiego samolotu bombowego lub transportowego wielkość odchylenia prawdopodobnego rozrzutu kołowego pocisków E w metrach określa się według następujących wzorów:

- dla celownika optycznego

$$E = /0,006 + 0,05 \omega_D / D, \quad /2.1/$$

- dla celownika radiolokacyjnego

$$E \approx 0,01 D, \quad /2.2/$$

gdzie: D - odległość strzelania w metrach;

ω_D - kątowa prędkość linii odległości w 1/s.

Podczas strzelania z nieruchomego stanowiska śmigłowca wielkość E w metrach określa się na podstawie wzorów:

- dla niekierowanych pocisków raketowych kalibru 57 mm

$$E = 0,013 D, \quad /2.3a/$$

- z broni artyleryjskiej

$$E = 0,01 D \quad /2.3b/$$

gdzie: D - odległość strzelania w m.

W czasie strzelania z samolotu myśliwskiego z broni artyleryjskiej lub niekierowanymi pociskami raketowymi:

- z optycznym celownikiem półautomatycznym

$$E = k D / 1 + 0,025 V_c \sin q /, \quad /2.4/$$

gdzie: k = 0,004 - 0,005 dla broni artyleryjskiej;

k = 0,006 - 0,007 dla niekierowanych pocisków raketowych kalibru 57 mm;

D - odległość strzelania w m;

V_c - prędkość lotu celu w m/s;

q - kursowy kąt celu;

- dla celowników radiolokacyjnych samolotów myśliwskich odchylenie prawdopodobne E jest 1,5 - 2 razy większe niż dla optycznych.

Podczas strzelania z samolotu myśliwskiego samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi:

- z głowicą cieplną /na podczerwień/

$$E \approx 2 + 3 m,$$

- z głowicą radiolokacyjną

$$E \approx 4 + 6 m.$$

Gdy w czasie jednego celowania wykonuje się kilka strzałów /serii, salw/, to w ich rozrzucie ma miejsce zależność, którą charakteryzuje współczynnik zależności strzałów. Jego wartości podane są w tabeli 2.1.

Tabela 2.1

Wartości współczynnika zależności strzałów μ

Środki rażenia	Broń artyleryjska. Długość serii w s.				Salwa /seria/ pocisków rakietowych	
	0,5	1,0	1,5	2,0	Niekie- rowa - nych	Samona- prowa - dzają - cych
μ	0,80	0,75	0,60	0,50	0,80	0

Działanie niszczące środków rażenia charakteryzuje:

- dla pocisków artyleryjskich i rakietowych, rażących cel tylko przy bezpośrednim trafieniu w niego - średnia konieczna liczba trafień dla rażenia celu ω /patrz tabela 2.2/;

Tabela 2.2

Średnia konieczna liczba trafień ω dla rażenia celu

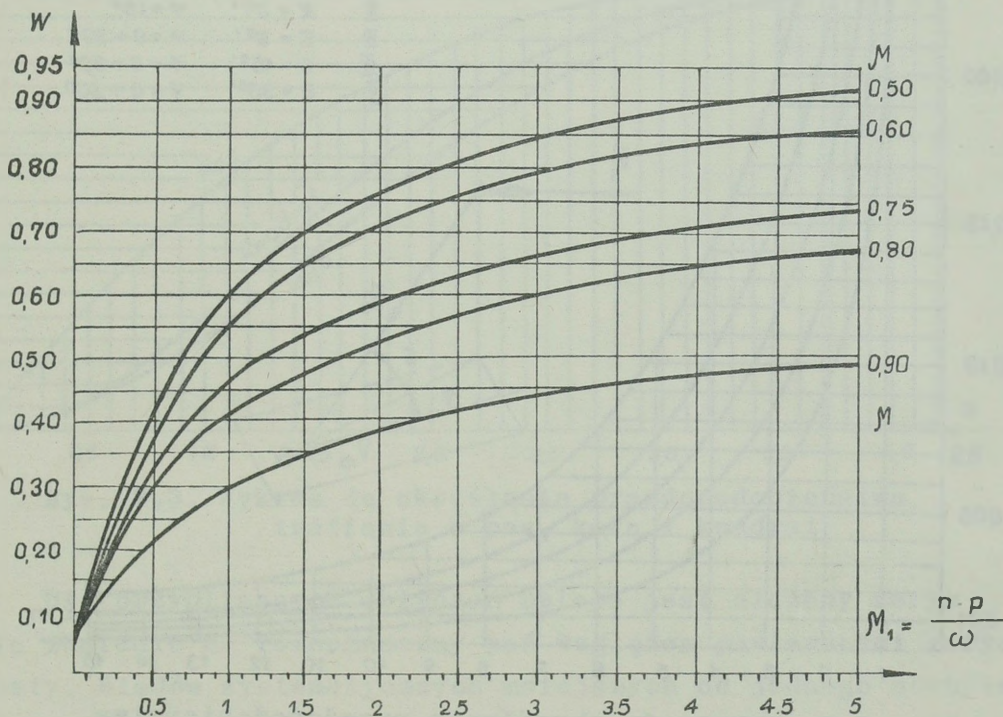
Kaliber pocisku, mm	Typ po - cisku lub ciężar, g	Cel powietrzny. Ciężar celu w locie w tonach.			
		5 - 6	20	70	150
20	100	3,5	12	15	-
23	175	2,5	8	12	-
30	276 /Aden/	2,0	3,5	9	14
30	410 /NR-30/	1,3	2,5	5	9
57	S-5M	1,2	1,3	2,5	3,5

- dla pocisków artyleryjskich i rakietowych, rażących cel tak przy bezpośrednim trafieniu, jak i przy wybuchu w pewnej odległości - warunkowy rozkład $0 \leq G/x,y,z/ \leq 1$ lub

promień bezwarunkowego rażenia celu R_R , to znaczy odległość od środka /lub zarysu/ celu, na której cel zostaje rażony z prawdopodobieństwem zbliżonym do jedności. Dla pocisków rakietowych z odłamkowo-burzącą częścią bojową o ciężarze 10 - 15 kg promień bezwarunkowego rażenia celu R_R w stosunku do samolotów /śmigłowców/ w powietrzu wynosi w przybliżeniu 4 - 5 m od zarysu celu.

2.2. OKREŚLANIE PRAWDOPODOBIENSTWA RAŻENIA CELU PODCZAS STRZELANIA POCISKAMI /POCISKAMI RAKIETOWYMI/ O BEZPOŚREDNIM DZIAŁANIU RAŻĄCYM

PODCZAS STRZELANIA TOWARZYSZĄCEGO prawdopodobieństwo rażenia celu serią /salwą/ pocisków artyleryjskich /rakietowych/ rażących cel w razie bezpośredniego trafienia można określać z wykresu $W = f / M_1, M /$, podanego na rys. 2.1.



Rys. 2.1. Wykres do określania prawdopodobieństwa rażenia celu podczas strzelania serią /salwą/ pocisków

Wielkościami wyjściowymi do określania prawdopodobieństwa rażenia celu W z wykresu 2.1 są: współczynnik zależności strzałów /patrz tabela 2.1/ i wielkość M_1 , obliczana na podstawie wzoru:

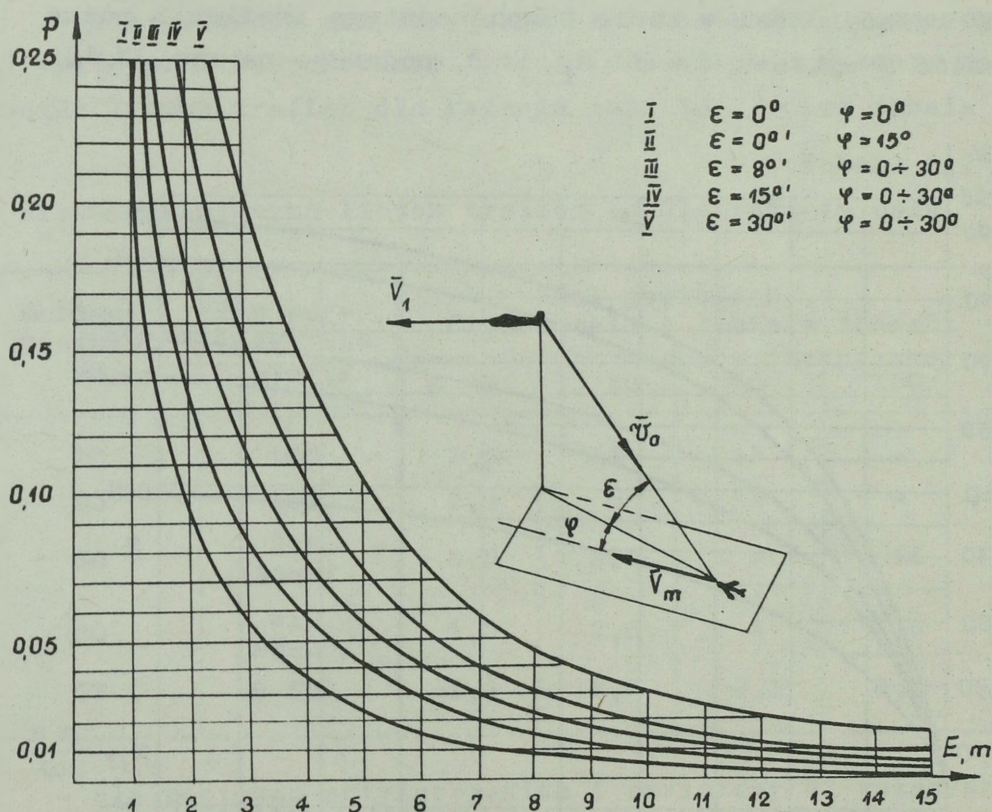
$$M_1 = \frac{n p}{\omega}, \quad /2.5/$$

gdzie: n - liczba strzałów w serii /salwie/;

ω - średnia konieczna liczba trafień dla rażenia celu;

p - prawdopodobieństwo trafienia w cel jednym pociskiem.

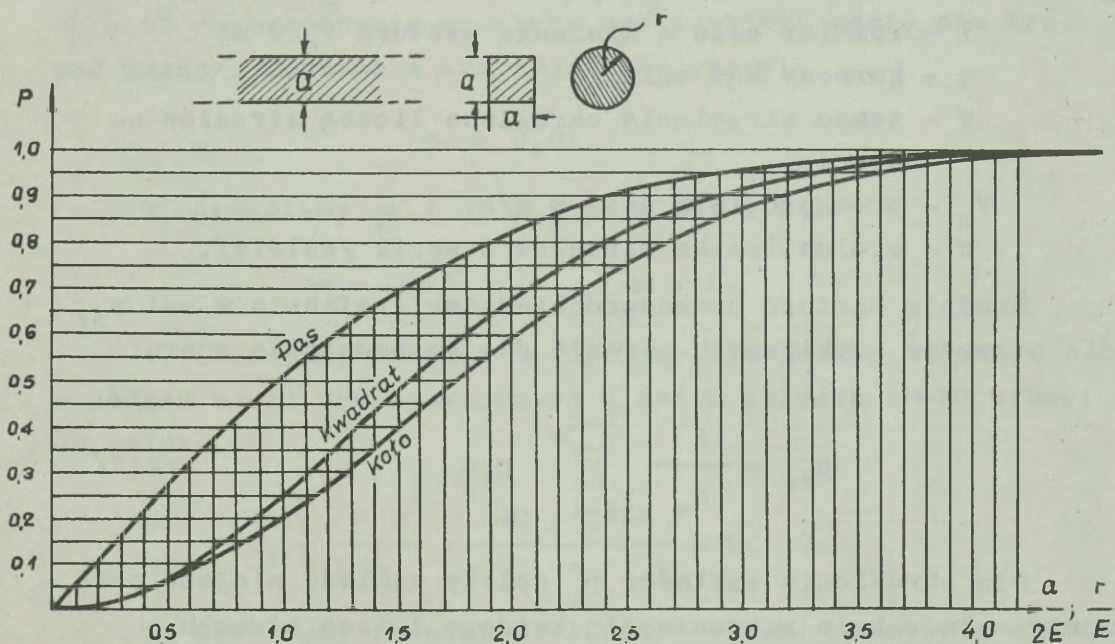
Prawdopodobieństwo trafienia w cel jednym pociskiem p określa się różnymi metodami w zależności od postaci powierzchni rzutu celu na płaszczyznę rozrzutu. Dla złożonego zarysu



Rys. 2.2. Wykres do określania prawdopodobieństwa trafienia w samolot myśliwski F-105

rzutu celu prawdopodobieństwo trafienia p określa się za pomocą siatki rozrzutu lub według uprzednio obliczonych z jej pomocą wykresów. Na rys. 2.2 pokazany jest wykres do określania prawdopodobieństwa trafienia w samolot myśliwski F-105 /bez uwzględnienia błędów systematycznych/ według wartości odchylenia prawdopodobnego E i kątów ψ i ϵ , pod którymi ostrzeliwany /widziany/ jest cel /od tych kątów zależy powierzchnia rzutu celu na płaszczyznę rozrzutu/.

Prawdopodobieństwo trafienia w cel, którego rzut na płaszczyznę rozrzutu posiada prosty zarys, może być obliczone za pomocą wykresu podanego na rys. 2.3 według wartości stosunku połowy szerokości celu do odchylenia prawdopodobnego E / $a/2E$ i r/E /.



Rys. 2.3. Wykres do określania prawdopodobieństwa trafienia w pas, koło i kwadrat

Dla przybliżonych obliczeń celowo jest złożony zarys celu zamienić na równoznaczny pod względem powierzchni zarys prosty. Błędów systematycznych mniejszych od jednego odchylenia prawdopodobnego E można nie uwzględniać.

PODCZAS STRZELANIA ZAPOROWEGO obliczanie prawdopodobieństwa rażenia celu W wykonuje się za pomocą wykresu $W=f/M_1, \mathcal{M}$ /patrz rys.2.1/ i wzoru /2.5/, lecz ze zmianą w nim ogólnej liczby strzałów n w serii /salwie/ na liczbę efektywnych strzałów n_e i prawdopodobieństwa trafienia p na średnie prawdopodobieństwo trafienia $p_{\text{śr}}$ dla efektywnych strzałów.

Liczba efektywnych strzałów zależy od czasu ruchu celu w kole rozrzutu i określa się ją według wzoru:

$$n_e = \frac{8E + l \sin q}{V_c \sin q} \frac{T}{60} \leq n, \quad /2.6/$$

gdzie: E - odchylenie prawdopodobne rozrzutu kołowego w m;

l - rozmiar celu w kierunku wektora V_c w m;

q - kursowy kąt celu;

T - tempo strzelania określane liczbą strzałów na minutę;

V_c - prędkość lotu celu w m/s;

n - ogólna liczba strzałów w serii /salwie/.

Średnią wartość prawdopodobieństwa trafienia w cel $p_{\text{śr}}$ dla strzałów efektywnych określa się na podstawie wzoru:

$$p_{\text{śr}} = \frac{1}{n_e} \sum_{i=1}^{i=n_e} p_i. \quad /2.7/$$

Dla określenia wartości p_i należy znaleźć miejsce położenia celu w kole rozrzutu dla każdego i -tego strzału.

Odchylenie prawdopodobne podczas strzelania zaporowego należy określać bez uwzględnienia kątowej prędkości linii odległości i brać 1,5 - 2 razy większe niż w strzelaniu towarzyszącym. Tłumaczy się to pojawieniem błędów grupowych w określaniu momentu otwarcia ognia.

PRZYKŁAD. Określić prawdopodobieństwo rażenia atakującego samolotu myśliwskiego F-105 podczas strzelania z samolotu bombowego z dwóch działek AM-23 jednosekundową serią na odległości $D = 800$ m pod kątem burtowym $\beta = 160^\circ$. Do celowania wykorzystuje się celownik radiolokacyjny.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy odchylenie prawdopodobne rozrzutu pocisków według wzoru /2.2/:

$$E = 0,01 D = 0,01 \cdot 800 = 8 \text{ m.}$$

2. Określamy prawdopodobieństwo trafienia p w samolot F-105 z wykresu /2.2/. Ponieważ atakujący samolot myśliwski widziany jest praktycznie dokładnie z przodu, to $\xi = 0^\circ$ i $\psi = 0^\circ$ /wyprzedzenie samolotu myśliwskiego można nie brać pod uwagę/. Wówczas z krzywej I otrzymamy:

$$p \approx 0,01.$$

3. Określamy μ i ω z tabeli 2.1 i 2.2 :

$$\mu = 0,75; \quad \omega = 3.$$

4. Określamy wartość M_1 wiedząc, że liczba strzałów w jednej serii jednosekundowej z dwóch działek AM-23 wynosi 40 sztuk:

$$M_1 = \frac{n p}{\omega} = \frac{40 \cdot 0,01}{3} = 0,133.$$

5. Określamy prawdopodobieństwo rażenia samolotu myśliwskiego według M_1 i μ , wykorzystując wykres /rys.2.1/:

$$W \approx 0,1.$$

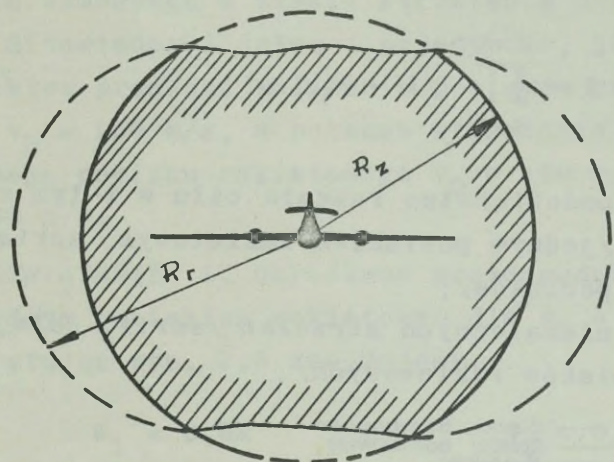
2.3. OKREŚLANIE PRAWDOPODOBIENSTWA RAŻENIA CELU PODCZAS STRZELANIA POCISKAMI O ODLEGŁOŚCIOWYM DZIAŁANIU RAŻĄCYM

Podczas strzelania pociskami artyleryjskimi /pociskami raketowymi/ o odległościowym działaniu rażącym początkowo określa się prawdopodobieństwo rażenia celu w wyniku strzelania jednym pociskiem, a następnie kilkoma w zależności od metody strzelania /pojedynczo, salwą/ z uwzględnieniem zależności strzałów w grupie.

Prawdopodobieństwo rażenia celu jednym pociskiem jest równe prawdopodobieństwu trafienia w cel obliczeniowy $W_1 = P_{obl}$. Przez pojęcie celu obliczeniowego rozumie się zarys /objętość, płaszczyznę/ obejmujący cel, w którym podczas trafienia osiąga się rażenie celu z prawdopodobieństwem bliskim do jedności, to znaczy $G/x,y,z/ = 1$.

Granice zarysu celu obliczeniowego określa się bądź promieniem rażenia R_r , bądź wspólnie promieniem rażenia R_r i promieniem zadziałania zapalnika zbliżeniowego R_z . Typowym przykładem pierwszego wypadku jest strzelanie pociskami z zapalnikiem uderzeniowym, a w drugim wypadku - strzelanie kierowanym pociskiem raketowym z zapalnikiem zbliżeniowym do celu powietrznego. Na rys. 2.4 liniami zakreskowanymi pokazana jest zasada wydzielenia zarysu celu obliczeniowego na podstawie znanych wartości R_r i R_z podczas strzelania kierowanym pociskiem raketowym do celu powietrznego z tyłu pod sylwetką 0/4.

Zarys ograniczony promieniem rażenia R_r wykreśla się w stosunku do tej części celu, która poddana jest oddziaływaniu rażących czynników części bojowej pocisku raketowego. Zarys ograniczony promieniem zadziałania zapalnika R_z wykreśla się w stosunku do środka źródła energii celu, od którego zadziałuje zapalnik /dla zapalnika cieplnego będzie to silnik samolotu, a dla radiolokacyjnego - ta część celu, która pierwsza spotka się z pociskiem raketowym/.



Rys. 2.4. Schemat celu obliczeniowego

Jako przykład rozpatrzmy skuteczność strzelania pociskiem raketowym Sidewinder-A, u którego promień zadziałania zapalnika R_z zależy od v_D - prędkości zbliżania pocisku do celu /wzór /3.1//. Na rys. 2.5 pokazana jest zależność prawdopodobieństwa rażenia celu pociskiem raketowym Sidewinder-A od v_D pod warunkiem, że wrażliwość celu w dowolnym przekroju jest jednakowa $/R_r = \text{const}/$. Maksymalną wartość prawdopodobieństwa rażenia celu tym pociskiem raketowym osiąga się dzięki zapalnikowi zbliżeniowemu; dla $v_D \geq 300 - 400$ m/s, gdy $R_z = R_z^{\text{max}} = 9 - 11$ m, a minimalną - zapalnikowi uderzeniowemu przy bezpośrednim trafieniu w cel $/W_{\text{min}} = p/$.

W granicach od p do W_{max} prawdopodobieństwo rażenia celu pociskiem raketowym Sidewinder-A zależy od v_D , a druga granica wartości od takich warunków strzelania, jak prędkość lotu i sylwetka celu, odległość i wysokość strzelania.

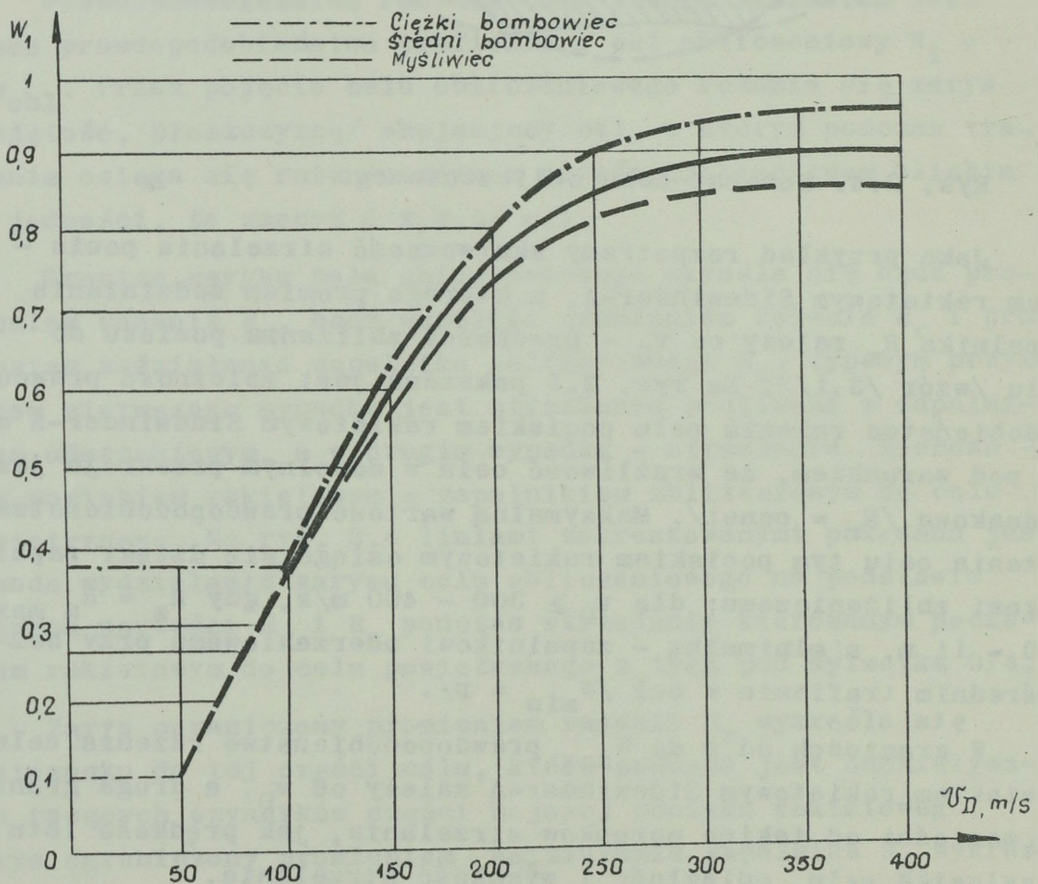
Podczas strzelania kilkoma pojedynczymi pociskami raketowymi, a także kilkoma seriami, salwami pocisków artyleryjskich i pocisków raketowych prawdopodobieństwo rażenia celu

oblicza się na podstawie wzoru dla niezależnych strzelań:

$$W/k/ = 1 - \prod_{i=1}^{i=k} /1 - W_1/ , \quad /2.8/$$

gdzie : W_1 - prawdopodobieństwo rażenia celu w i -tym strzeleniu /jednym pociskiem raketowym, serią, salwą pocisków/;

k - liczba niezależnych strzelań /serii, salw, odpaleń pocisków raketowych/.



Rys. 2.5. Wykres do określania prawdopodobieństwa rażenia celu podczas strzelania pociskiem raketowym Sidewinder-A

PRZYKŁAD. Określić prawdopodobieństwo rażenia średniego samolotu bombowego w czasie strzelania dwoma pociskami raketowymi Sidewinder-A salwą i pojedynczo, jeśli w czasie strzelania salwą prędkość zbliżania pocisków raketowych do celu wynosi $v_D = 150$ m/s, a podczas strzelania pojedynczo - dla pierwszego pocisku raketowego $v_D = 150$ m/s i dla drugiego $v_D = 250$ m/s.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy prawdopodobieństwo rażenia celu jednym pociskiem raketowym dla $v_D = 150$ i 250 m/s. Wykorzystując rys. 2.5 znajdujemy:

$$W_1 = 0,62 \quad \text{i} \quad W_2 = 0,86.$$

2. Określamy prawdopodobieństwo rażenia celu dwoma pociskami raketowymi :

- podczas strzelania pojedynczymi pociskami raketowymi

$$\begin{aligned} W/k/ &= W/2/ = 1 - \prod_{i=1}^{i=k} /1 - W_i/ = 1 - /1 - W_1/ /1 - W_2/ = \\ &= 1 - /1 - 0,62/ /1 - 0,86/ \approx 0,95; \end{aligned}$$

- podczas strzelania salwą

$$W/k/ = W/2/ = 1 - /1 - W_1/^{2} = 1 - /1 - 0,62/^{2} \approx 0,86.$$

3. MOŻLIWOŚCI WYKONANIA PRZEZ SAMOLOTY MYŚLIWSKIE

ATAKÓW DO CELU POWIETRZNEGO

3.1. UZBROJENIE SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH PRZECIWNIKA
DLA DZIAŁAŃ NA CELE POWIETRZNE

3.1.1. Warianty uzbrojenia samolotów myśliwskich

Tabela 3.1

Typ samolotu	Państwo /rodzaj wojsk/	Broń artyleryjska, ilość kaliber w mm nazwa	Warianty broni rakietowej, ilość, kaliber lub typ pocisków rakietowych
1	2	3	4
F-100 C i D	USA /LSP/	4 x 20 M-39	1/ Do 70 NPR Mighty Mouse 2/ 4 KPR Sidewinder
F-101 A i C	USA /LSP/	4 x 20 M-39	3 KPR Falcon
F-102 A	USA /LSP/	-	6 KPR Falcon i do 20 NPR Mighty Mouse
F-104 C	USA /LSP/	6x20 Vulcan	2 KPR Sidewinder
F-105 B, D i F	USA /LSP/	6x20 Vulcan	1/ Do 190 NPR Mighty Mouse 2/ 4 KPR Sidewinder
F-4 C	USA /LSP/	-	Do 8 KPR Sparrow
F-8A, C, D i E	USA /LMW/	4 x 20 M-24	1/ 70 NPR Mighty Mouse 2/ 4 KPR Sidewinder 3/ 2 KPR Sparrow
F-4 B	USA /LMW/	-	1/ 6 KPR Sparrow 2/ 4 KPR Sparrow. 1 4 KPR Sidewinder
F-111	USA /LSP/	1x20 Vulcan	8 KPR Sparrow

1	2	3	4
Hunter	W. Brytania /LSP/	4 x 30 Aden	1/ 2 KPR Firestreak lub Red Top/ 2/ 148 NPR - 50,8 mm 3/ 24 NPR - 76 mm
Lightning	W. Brytania /LSP/	2 x 30 Aden	1/ 2 KPR Firestreak lub Red Top 2/ 48 NPR - 50,8 mm
Buccaneer	W. Brytania	-	1/ 2-4 KPR Sidewinder 2/ 24 NPR - 75 mm

Uwaga: Przyjęte skróty:

LSP - lotnictwo sił powietrznych;

LMW - lotnictwo marynarki wojennej;

KPR - kierowane pociski raketowe;

NPR - niekierowane pociski raketowe.

Z danych ujętych w tabeli 3.1 wynika, że wszystkie samoloty myśliwskie przeciwnika uzbraja się w samonaprowadzające pociski raketowe, 60% z nich posiada uzbrojenie artyleryjskie i 80% niekierowane pociski raketowe.

Przeważająca większość samolotów myśliwskich przeciwnika jednocześnie zabiera na pokład dwa środki rażenia /działka i kierowane pociski raketowe lub działka i niekierowane pociski raketowe, lub kierowane i niekierowane pociski raketowe/.

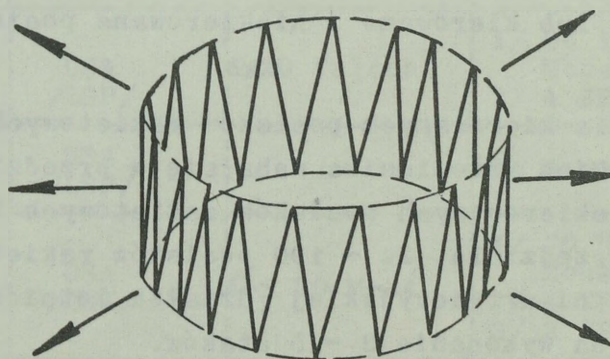
Jednostka ognia kierowanych pocisków raketowych na samolotach myśliwskich przeciwnika waha się w przedziale od 2 do 8 sztuk, a niekierowanych pocisków raketowych kalibru 50,8 - 76 mm - w przedziale 24 - 190 pocisków raketowych. Jednostka ognia broni artyleryjskiej /działek lotniczych/ przewidziana jest na wykonanie 3 - 5 ataków.

3.1.2. Samonaprowadzające się pociski rakietowe

Klasy powietrze-powietrze

Jak wynika z tabeli 3.2 /str. 53-55/, w rozwoju kierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-powietrzne przewidzianych do uzbrajania samolotów myśliwskich przeciwnika obserwuje się wzrost ciężaru startowego pocisku, umożliwiające zwiększenie odległości i wysokości strzelania, rozszerzenie zakresu sylwetek celu i stosowanie silniejszych części bojowych.

W niektórych typach samonaprowadzających się pocisków rakietowych na przykład Falcon-26B, Sidewinder - B, C i D, Sparrow i Red Top w miejsce części bojowej o działaniu burzącym i odłamkowym lub odłamkowo-burzącym wchodzi trzonowa część bojowa. Elementem rażącym jest w niej metalowy zamknięty trzon, który tworzy cylinder wokół ładunku rozrywającego. Podczas wybuchu ładunku rozrywającego zwiększa się średnica trzonu-cylindra i zmniejsza wysokość w stosunku do jego poprzedniej średnicy /rys.3.1/.



Rys.3.1. Schemat trzonowej części bojowej

Tabela 3.2

Nazwa pocisku raketowego	Ciężar startowy, kg	Typ bojowej części	Odległość strzelania, km max min	Wysokość zastowania, km max min	Sylwetka celu z przodu z tyłu	Typ głowicy samonaprowadzania	Przebiegowa wartość bieżąca rażenia średniego samolotu bombowego
1	2	3	4	5	6	7	8
Falcon-4A	57	Burząca 4	11 1,5	18 0,3	do 4/4	RGS półaktywna	0,60
Falcon-4B	55	Burząca 4	11 1,1	18 0	do 3/4	CGS	0,56
Falcon-4D	61	Burząca 4	11/18/ 1,1	21 0	do 4/4	CGS	0,56
Falcon-4E	68	Burząca 4	11 1,1	21 0,3	do 4/4	RGS półaktywna	0,65
Falcon-4F	66	Burząca 4	11 1,1	21 0	do 4/4	CGS	0,65

C.d. tabeli 3.2

1	2	3	4	5	6	7	8
Falcon-26A	122	Jądrowa /20/	10 2	20 0,3	do 4/4 do 4/4	RGS pół- aktywna	0,95
Falcon-26B	119	Trzonowa 25	10 1,2	20 0	do 4/4 do 4/4	RGS pół- aktywna	0,80
Sidewinder-A	72	Odlamkowo- burząca 11	6 0,9	18 0	- do 3/4	CGS	.
Sidewinder-B	73	Odlamkowo- burząca 11	11 .	21 0	- do 3/4	CGS	.
Sidewinder-C	91	Trzonowa 13	17 .	24,5 0,3	do 4/4 do 4/4	RGS pół- aktywna	.
Sidewinder-D	82	Trzonowa 13	17 .	24,5 0	- do 4/4	CGS	.
Sparrow-C	177	Odlamkowa /trzonowa/ 29	12 1	18 0	do 4/4 do 4/4	RGS pół- aktywna z ciężkim wypromienio- waniem	0,73 /trzonowa część bojowa/

C.d. tabeli 3.2

1	2	3	4	5	6	7	8
Sparrow-D	182	Trzonowa 30	16 .	27 0	do 4/4 do 4/4	RGS półaktywna z ciągiem wy- promieniowa- niem	0,75
Sparrow-E	204	Trzonowa 30	26 .	27 0	do 4/4 do 4/4	RGS półaktywna z ciągiem wy- promieniowa- niem	0,75
Firestreak	138	Odłankowo- burząca /trzonowa/ 18	7 .	17 0	- do 3/4	CGS	0,80
Red Top	170	Trzonowa 29	15 1,2	20 0	2/4-4/4 do 4/4	CGS	0,85

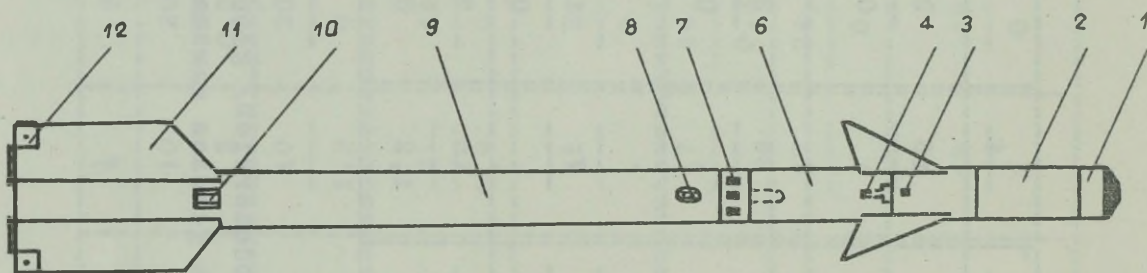
Uwaga: Przyjęte skróty:

CGS - ciepłna /na podczerwień/ głowica samonaprowadzania;

RGS - radiolokacyjna głowica samonaprowadzania.

W obecnym czasie w USA istnieją pociski raketowe Falcon-47A i Fenix-54A z kombinowaną głowicą samonaprowadzania składającą się z koordynatora cieplnego /na podczerwień/ i radiolokacyjnego. Pocisk raketowy Falcon-47A posiada ciężar startowy 360 kg i przystosowany jest dla części bojowej z ładunkiem jądrowym lub zwykłym. Przewiduje się umieszczać ten typ pocisku na samolocie myśliwskim F-12A w ilości 4 sztuk do strzelania z odległości do 145 km. Pocisk raketowy Fenix-54A posiada ciężar startowy 227 kg, część bojową ze zwykłym ładunkiem i odległość odpalania do 40 km. Umieszcza się go na samolocie myśliwskim F-111A w ilości do 6 sztuk.

Rozpatrzmy jako przykład właściwości konstrukcji, zasadę działania i charakterystyki bojowe samonaprowadzającego się pocisku raketowego Sidewinder-A.



Rys.3.2. Pocisk raketowy Sidewinder-A

Pocisk raketowy Sidewinder-A /rys.3.2/ wyposażony jest w koordynator 1 i odłamkowo-burzącą część bojową 6 z dwoma zapalnikami: zbliżeniowym cieplnym 7 /optycznym/ i kontaktowym /uderzeniowym/ elektromechanicznym 5.

Aparatura sterowania pociskiem raketowym umieszczona jest w części głowicowej i składa się z: koordynatora śledzącego 1, elektronowego bloku sterowania 2 i napędu sterowego 3 ze sterami.

Na skrzydłach pocisku raketowego 11 zamontowane są żyrolotki 12, służące do likwidacji zbyt dużego ruchu obrotowego pocisku raketowego wokół osi podłużnej.

Napęd sterowy pocisku raketowego pracuje na gorącym gazie prochowym i w tym celu w jego części środkowej zamontowana jest kostka pirotechniczna powolnego spalania - generator gazowy. Generator gazowy wykorzystywany jest również do rozkręcenia prądnicy turbinowej zasilającej w prąd obwody elektryczne aparatury sterowania i zapalnika kontaktowego. Prądnica turbinowa wprowadzana jest w ruch przez złącze elektryczne 4 po naciśnięciu przycisku bojowego znajdującego się na drążku sterowym samolotu.

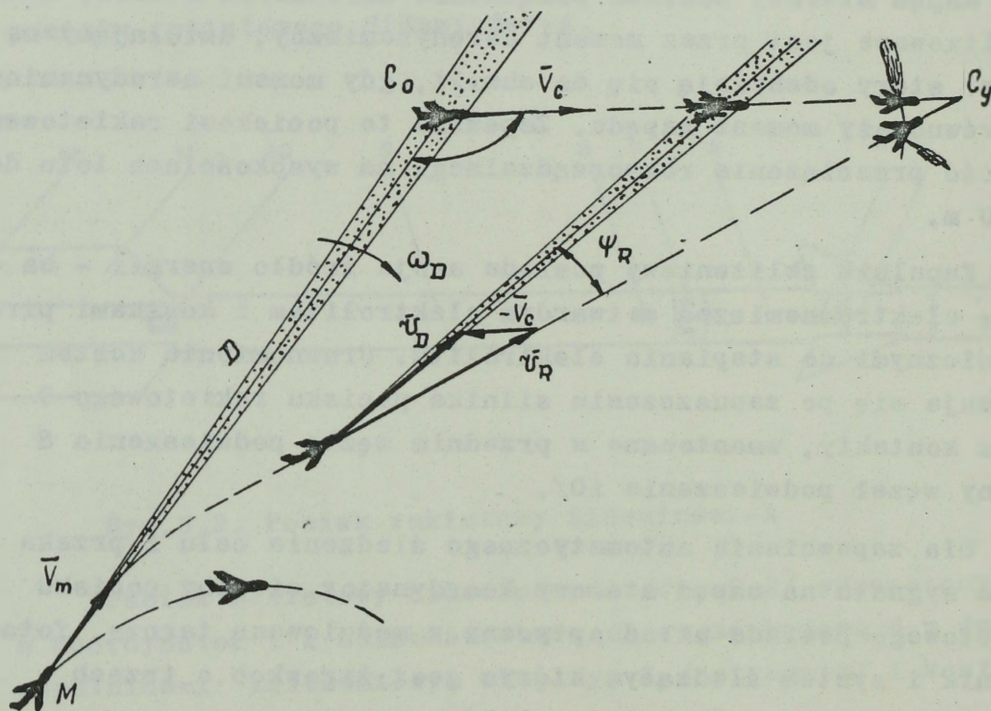
Napęd sterowy posiada połączenie zwrotne od sterów, które zrealizowane jest przez moment aerodynamiczny, działający na stery: stery odchylają się do chwili, gdy moment aerodynamiczny zrównoważy moment napędu. Zapewnia to pociskowi raketowemu stałość przeciążenia rozporządzalnego na wysokościach lotu do 11000 m.

Zapalnik zbliżeniowy posiada swoje źródło energii - baterię elektrochemiczną z twardym elektrolitem i kostkami pirotechnicznymi do stapiania elektrolitu. Uruchomienie kostek wykonuje się po zapuszczeniu silnika pocisku raketowego 9 przez kontakty, wmontowane w przednim węźle podwieszenia 8 /tylny węzeł podwieszenia 10/.

Dla zapewnienia automatycznego śledzenia celu i przekazania sygnału na napęd sterowy koordynator cieplny pocisku raketowego posiada układ optyczny z modulowaną tarczą, fotoopornik i system śledzący, którym jest żyroskop o trzech stopniach swobody z korekcją elektromagnetyczną.

Pocisk raketowy Sidewinder-A może być stosowany tylko w zwykłych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy, w razie braku cieplnych zakłóceń naturalnych i sztucznych, wpływających na pracę koordynatora i zapalnika zbliżeniowego.

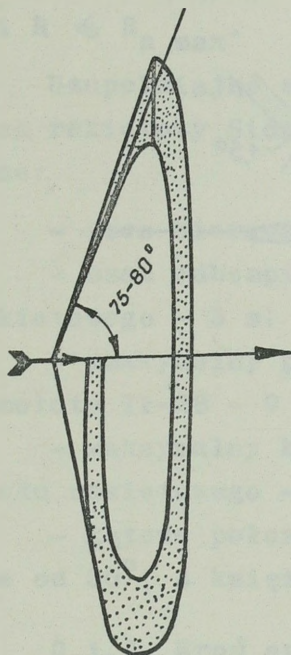
Odpalenie pocisku raketowego wykonuje się po bezpośrednim jego naprowadzeniu na cel /rys.3.3/. Przed odpaleniem koordynator jest unieruchomiony w kierunku osi podłużnej pocisku raketowego. Jeżeli cel znajduje się w polu widzenia koordynatora, to podczas wyjścia samolotu myśliwskiego na odległość działania koordynatora od jego fotoopornika do hełmofonu pilota przekazywany jest sygnał dźwiękowy. Przy naciśnięciu przycisku bojowego koordynator zostaje uruchomiony i przechwytuje cel "na automatyczne śledzenie". Po tym zapuszcza się silnik pocisku raketowego i pocisk schodzi z samolotu z zerowanymi na 0,5 s sterami / pocisk raketowy odchodzi od samolotu myśliwskiego po prostej na bezpieczną odległość/.



Rys.3.3. Schemat odpalania i lotu pocisku raketowego

Po upływie 0,5 s, napęd sterowy automatycznie podłącza się do koordynatora i rozpoczyna samonaprowadzanie pocisku raketowego, w którym pocisk energicznie przechodzi na zbliża-

nie równoległe /pocisk raketowy leci do natychmiastowego punktu spotkania z celem C_y /.



Rys. 3.4. Schemat rozlotu odłamków

W czasie podejścia do celu dzięki jego wypromieniowaniu cieplnemu zadziałuje zapalnik zbliżeniowy pocisku raketowego, powodując rozerwanie się części bojowej. W razie bezpośredniego trafienia pocisku raketowego w cel zadziałuje zapalnik kontaktowy / jego kontakty elektryczne umieszczone są w przedniej krawędzi sterów/.

Część bojowa pocisku raketowego posiada wąsko-skierowany rozlot odłamków /rys.3.4/, co zapewnia dużą ich gęstość.

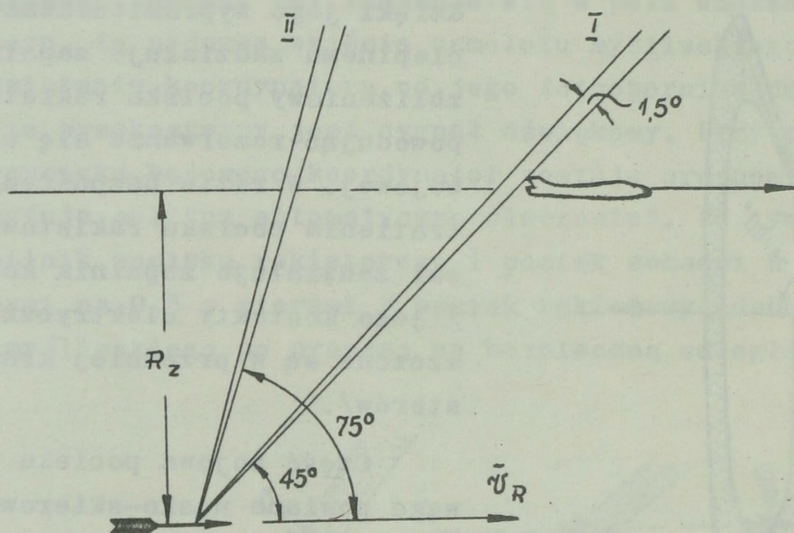
Zapalnik zbliżeniowy ma dwie grupy odbiorników cieplnego wypromieniowania celu, rozmieszczone na obwodzie korpusu. Oś optyczna odbiorników jednej grupy /odbiorniki I kanału/ nachylone są do przodu pod kątem 45° do osi pocisku raketowego, a odbiorników drugiej grupy /odbiorniki II kanału/ - pod kątem 75° /rys.3.5/.

Odbiorniki I kanału, przyjmując jako pierwsze wypromieniowanie cieplne celu, włączają odbiorniki II kanału do obwodu wykonawczego zapalnika na czas $\Delta\tau = 0,02$ s.

Zapalnik zadziałuje tylko w wypadku, jeśli wypromieniowanie cieplne celu dotrze do odbiorników II kanału nie później niż po upływie czasu $t = \Delta\tau$.

Stała czasowa $\Delta\tau = 0,02$ s wprowadzona jest po to, aby ochronić zapalnik od silnych punktowych źródeł ciepła, znajdu-

jących się na dużej odległości /słońce, księżyc i inne/.
W stosunku do tych źródeł $t \gg \Delta\tau$.



Rys.3.5. Schemat działania zapalnika zbliżeniowego przy celu

Jednak z wprowadzeniem stałej czasowej $\Delta\tau$ promień za -
działania zapalnika do realnego celu staje się zmienny i
określany jest wyrażeniem:

$$0 \leq R_z = 0,0273 v_D \leq R_z \max, \quad /3.1/$$

gdzie: $R_z \max$ - maksymalny promień zadziałania, określany
czułością zapalnika w stosunku do wypromie -
niowania cieplnego konkretnego celu /zakłó -
cenia/;

v_D - prędkość zbliżania pocisku raketowego do
celu w m/s.

Ze wzoru /3.1/ dla R_z wynika, że dla v_D zbliżonej do ze -
ra, rażenie celu możliwe jest tylko w razie bezpośredniego
trafienia pocisku w cel, ponieważ $R_z \approx 0$.

Zapalnik nie jest zabezpieczony przed punktowymi zakłóceniami cieplnymi i zakłóceniami cieplnymi o dużej rozległości /chmury oświetlone przez słońce/, znajdujących się na odległości $R \leq R_z \text{ max}$.

Uzupełniając charakterystyki, podane w tabeli 3.2, pocisk raketowy Sidewinder-A posiada następujące zasadnicze dane:

- czas kierowanego lotu - 21 s;
- czas odbezpieczenia zapalnika po odpaleniu pocisku raketowego - 3 s;
- maksymalny promień zadziałania zapalnika cieplnego do samolotu Il-28 - 9 - 11 m;
- maksymalny kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku raketowego - 28° ;
- katowe położenie słońca podczas strzelania - nie mniejsze od 30° , a księżycy - nie mniejsze od 10° .

3.1.3. Broń artyleryjska

Tabela 3.3.

Nazwa broni	Kaliber, mm	Ciężar, kg	Szybkostrzelność, strz./min	Początkowa prędkość po cisku, m/s	Ciężar pocisku, g	Właściwości konstrukcji broni
M-24	20	45	800	830	130	Jednolufowa jednokomorowa
M-39	20	77	1500	1040	110	Jednolufowa pięciokomorowa
Vulcan	20	136	6000	1000	110	Sześciolufowa
Aden	30	90	1100	615	276	Jednolufowa pięciokomorowa

3.1.4. Niekierowane pociski raketowe klasy
powietrze-powietrze

Tabela 3.4

Nazwa pocisków rakiety - wych	Kaliber, mm	Ciężar, kg	Ładunek bojowy	Maksymalna prędkość lotu, m/s
			Ciężar, kg /równoważnik trotylowy, t /	
Mk2, Mk4	70	8,2	Zwykły 0,64 - 0,68	700
MB-1	.	360	Jądrowy 1500 - 2000	950

Niekierowane pociski raketowe ze względu na duży rozrzut tracą stopniowo swoje znaczenie w czasie działań na cele powietrzne i udoskonalany jest tylko ich kierunek rozwoju zapewniający rażenie celów naziemnych.

3.2. TORY LOTU ATAKUJĄCEGO SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

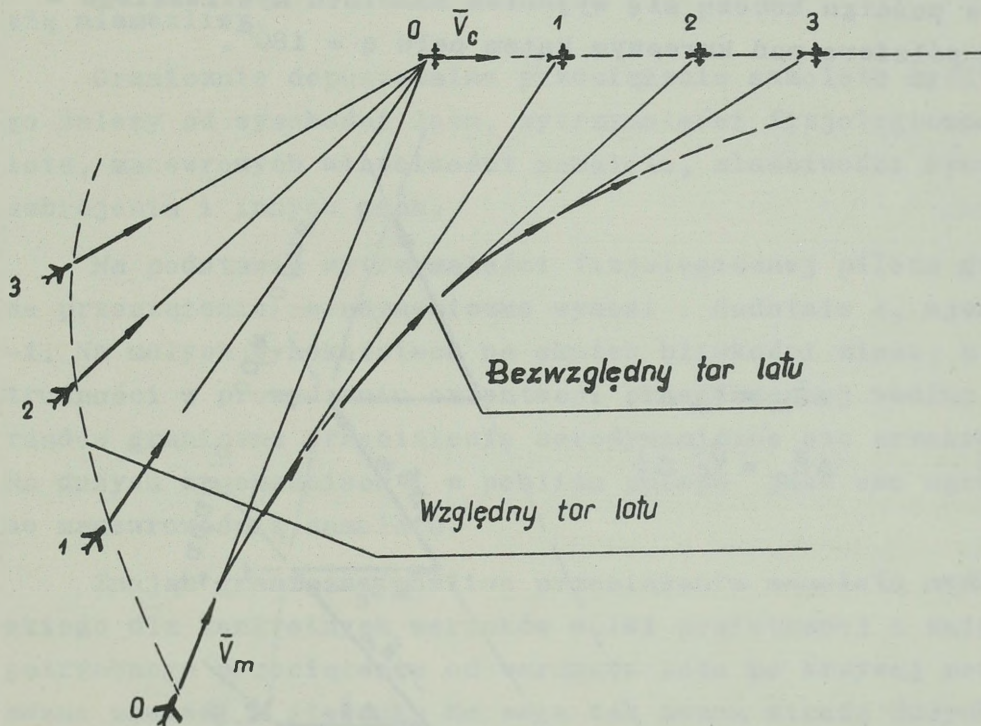
Typowymi torami lotu atakującego samolotu myśliwskiego są: krzywa pościgu i tor zbliżania równoległego.

3.2.1. Krzywa pościgu

Krzywą pościgu nazywa się tor, po którym podczas lotu wektor prędkości lotu samolotu myśliwskiego \bar{V}_m cały czas skierowany jest na cel /rys.3.6/. Praktycznie orientować wektor \bar{V}_m na cel jest trudno i jeśli jest on odchyłony od celu na nieduży kąt /kąt natarcia lub ślizgu samolotu, sumaryczną poprawkę kątową Δ_Σ itp./, to nie bierze się pod uwagę i tor lotu samolotu myśliwskiego rozpatruje się jako krzywą pościgu.

Lot po krzywej pościgu /i zbliżonej do niej krzywej/ ma duże zastosowanie w praktyce: podczas strzelania samonaprowadzającymi się pociskami kierowanymi z unieruchomionym przed odpaleniem koordynatorem /Sidewinder-A i inne/ oraz w czasie

strzelania towarzyszącego z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi, podczas zbliżania do celu itp.



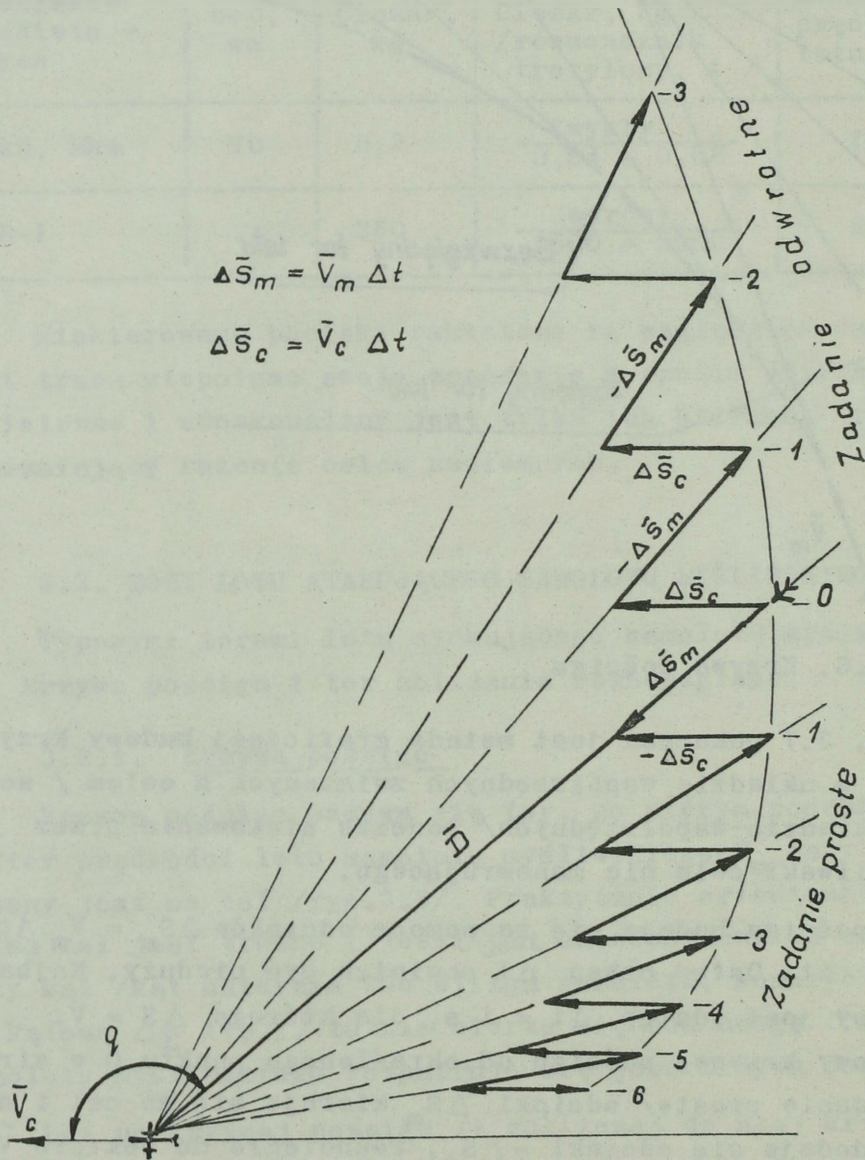
Rys. 3.6. Krzywa pościgu

Na rys. 3.7 pokazana jest metoda graficznej budowy krzywej pościgu w układzie współrzędnych związanych z celem / we względnym układzie współrzędnych/ podczas atakowania przez samolot myśliwski celu nie manewrującego.

Krzywą pościgu buduje się za pomocą odcinków $\Delta S_m = V_m \Delta t$ i $\Delta S_c = V_c \cdot \Delta t$. Ostęp czasu Δt powinien być nieduży. Najbardziej wygodny jest odstęp $\Delta t = 1$ s, dla którego $\Delta S = V$. Podczas budowy krzywej pościgu od określonego punktu 0 w stronę celu /zadanie proste/ odcinki ΔS_m kieruje się na cel i do ich końców dodaje się odcinki $-\Delta S_c$, równoległe do wektora \bar{V}_c , lecz skierowane przeciwnie do niego. W czasie budowy krzywej pościgu od celu /zadanie odwrotne/ kolejność składania i kierunku odcinków ΔS_m i ΔS_c zmienia się na odwrotną w porówna-

niu z budową toru lotu w stronę celu.

Z wyjątkiem ataku dokładnie z przodu / $q = 0^\circ$ / wszystkie krzywe pościgu kończą się wyjściem samolotu myśliwskiego w tylną półsferę pod kursowym kątem celu $q = 180^\circ$.



Rys.3.7. Schemat budowy krzywej pościgu

Podczas lotu po krzywej pościgu przeciążenie samolotu myśliwskiego ciągle się zmienia i jeżeli przekroczy wartość granicznie możliwą, to lot po takiej krzywej pościgu staje się niemożliwy.

Granicznie dopuszczalne przeciążenie samolotu myśliwskiego zależy od wysokości lotu, wytrzymałości fizjologicznej pilota, manewrowych właściwości samolotu, właściwości systemu uzbrojenia i innych cech.

Na podstawie wytrzymałości fizjologicznej pilota graniczne przeciążenie aerodynamiczne wynosi : dodatnie 4, ujemne -1. Na małych wysokościach na skutek bliskości ziemi, a także trudności w prowadzeniu orientacji przestrzennej według przyrządów graniczne przeciążenie aerodynamiczne nie przekracza 2. Na dużych wysokościach i w pobliżu pułapu jest ono ograniczone manewrowością samolotu.

Znając graniczne możliwe przeciążenie samolotu myśliwskiego dla konkretnych warunków walki powietrznej i zależność potrzebnego przeciążenia od warunków lotu po krzywej pościgu, można znaleźć w stosunku do celu tak zwaną strefę dużych przeciążeń. Przez pojęcie strefy dużych przeciążeń rozumie się strefę wewnątrz której potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego podczas lotu po krzywej pościgu będzie większe od granicznie możliwego. Strefa dużych przeciążeń może być określona na podstawie nadmiaru przeciążenia samolotu lub przeciążenia aerodynamicznego.

Nadmiar przeciążenia samolotu, jak wiadomo, równy jest stosunkowi przyspieszenia normalnego j , powodującego wykrzywienie toru lotu do przyspieszenia siły ciężkości g . Normalne przyspieszenie równe jest iloczynowi liniowej prędkości samolotu V i kątowej prędkości jego manewru ω . Wobec tego nadmiar przeciążenia samolotu myśliwskiego równy jest:

$$n_{jm} = \frac{V_m \omega_m}{g} . \quad /3.2/$$

Podczas lotu po krzywej pościgu $\omega_m = \omega_D$. Zgodnie z równaniami /1.18/ i /1.21/ otrzymamy :

$$\omega_m = \omega_D = \frac{V_c}{D} \sin q, \quad /3.3/$$

gdzie: kąt kursowy atakującego celu.

Wobec tego potrzebny w czasie lotu po krzywej pościgu nadmiar przeciążenia samolotu myśliwskiego wynosi:

$$n_{jm} = \frac{V_m V_c}{g D} \sin q. \quad /3.4/$$

Rozwiązując to równanie względem D i przyjmując n_{jm} równe granicznie dopuszczalnej wartości n_{jm}^* , otrzymamy wzór granicy strefy dużych przeciążeń:

$$D = \frac{V_m V_c}{g n_{jm}^*} \sin q. \quad /3.5/$$

Ten wzór jest równaniem okręgu drogi celu stycznej w punkcie jego położenia. Promień tego okręgu jest równy:

$$r = \frac{V_m V_c}{2 g n_{jm}^*}. \quad /3.6/$$

W praktyce często posługujemy się przeciążeniem aerodynamicznym n_y , równym stosunkowi siły nośnej samolotu Y do jego

ciężaru G $/n_y = \frac{Y}{G}/$. Między n_j i n_y istnieje następujący

związek:

- podczas ataku w płaszczyźnie poziomej

$$n_j = \sqrt{n_y^2 - 1}, \quad /3.7/$$

- podczas ataku w płaszczyźnie pionowej do poziomo lecącego celu i w normalnym /nie odwróconym/ położeniu samolotu myśliwskiego

$$n_j = |n_y| \pm |\cos q|, \quad /3.8/$$

gdzie znak "+" /plus/ bierze się podczas ataku z tyłu z dołu i z przodu z góry / n_y jest mniejsze od jedności i może być ujemne/, a znak "-" /minus/ - podczas ataku z tyłu z góry i z przodu z dołu / $n_y > 1$ /.

Zamieniając we wzorach /3.5/ i /3.6/ n_{jm}^* na n_{ym}^* , otrzymamy następujące wzory dla obliczania strefy dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego:

- podczas ataku w płaszczyźnie poziomej

$$r = \frac{V_m V_c}{2 g \sqrt{n_{ym}^{*2} - 1}}, \quad /3.9/$$

- podczas ataku w płaszczyźnie pionowej do celu lecącego poziomo

$$D = \frac{V_m V_c \sin q}{g / |n_{ym}^*| \pm |\cos q|}. \quad /3.10/$$

Zasada znaków we wzorze /3.10/ taka sama, jak we wzorze /3.8/.

Należy mieć na uwadze, że wzory /3.8/ i /3.10/ odpowiadają normalnemu położeniu samolotu myśliwskiego. W istocie dla otrzymania przeciążenia dodatniego podczas wykonywania ataku z tyłu z dołu i z przodu z góry lot po krzywej pościgu może być wykonywany i w odwróconym położeniu samolotu myśliwskiego. Jednak strzelanie wycelowane dowolnymi środkami rażenia w tym wypadku jest wykluczone, ponieważ broń i celownik

uzgodnione są dla rozwiązania zadania celowania i strzelania w normalnym położeniu samolotu.

PRZYKŁAD. Obliczyć i zdudować strefę dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego przeciwnika podczas wykonywania ataku w płaszczyźnie poziomej i pionowej, jeśli $V_m = 300$ m/s, $V_c = 250$ m/s, graniczne przeciążenie aerodynamiczne samolotu myśliwskiego : dodatnie $n_{ym}^* = 2$ i ujemne $n_{ym}^* = -1$.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy promień strefy dużych przeciążeń podczas wykonywania ataku w płaszczyźnie poziomej według wzoru /3.9/:

$$r = \frac{V_m V_c}{2 g \sqrt{n_{ym}^{*2} - 1}} = \frac{300 \cdot 250}{2 \cdot 9,8 \sqrt{2^2 - 1}} = 2200 \text{ m.}$$

2. Obliczamy odległość od celu do granicy strefy dużych przeciążeń w płaszczyźnie pionowej, wykorzystując wzór /3.10/:

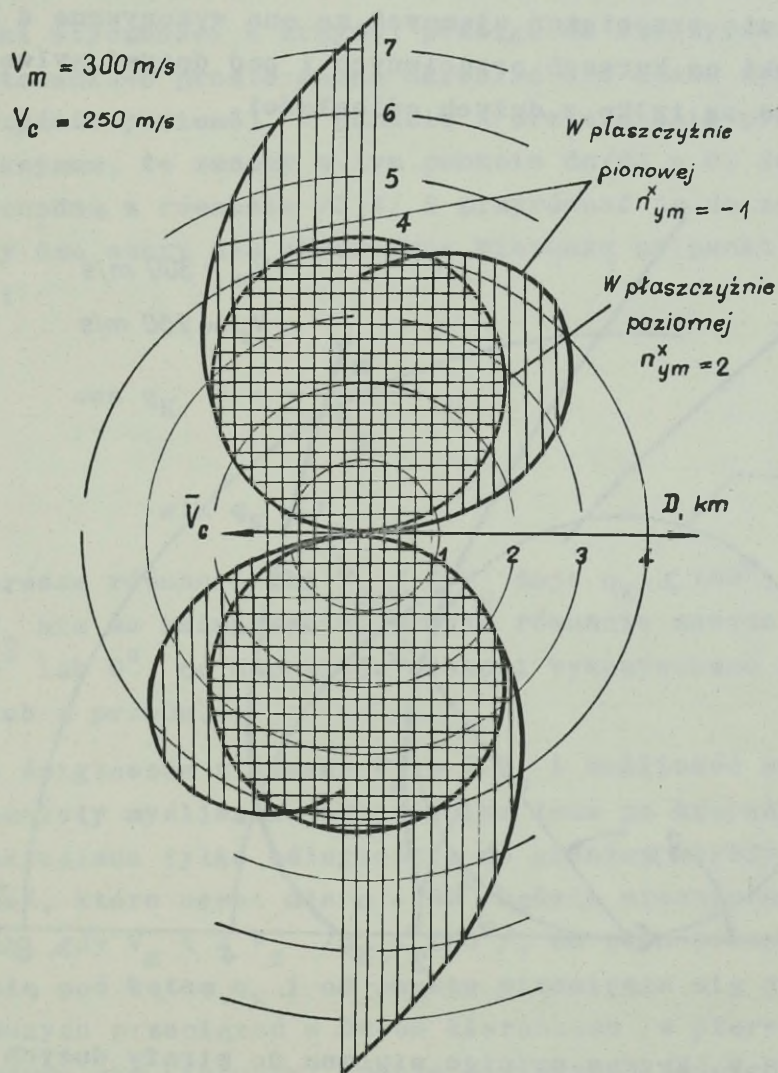
$$D = \frac{V_m V_c \sin q}{g / |n_{ym}^*| \pm |\cos q|} = \frac{300 \cdot 250 \cdot \sin q}{9,8 / |n_{ym}^*| \pm |\cos q|} =$$

$$= \frac{7760 \cdot \sin q}{|n_{ym}^*| \pm |\cos q|}.$$

Przyjmując dla ataków wykonywanych z tyłu z góry i z przodu z dołu $|n_{ym}^*| = 2$, a dla ataków - z tyłu z dołu i z przodu z góry $|n_{ym}^*| = 1$, otrzymamy :

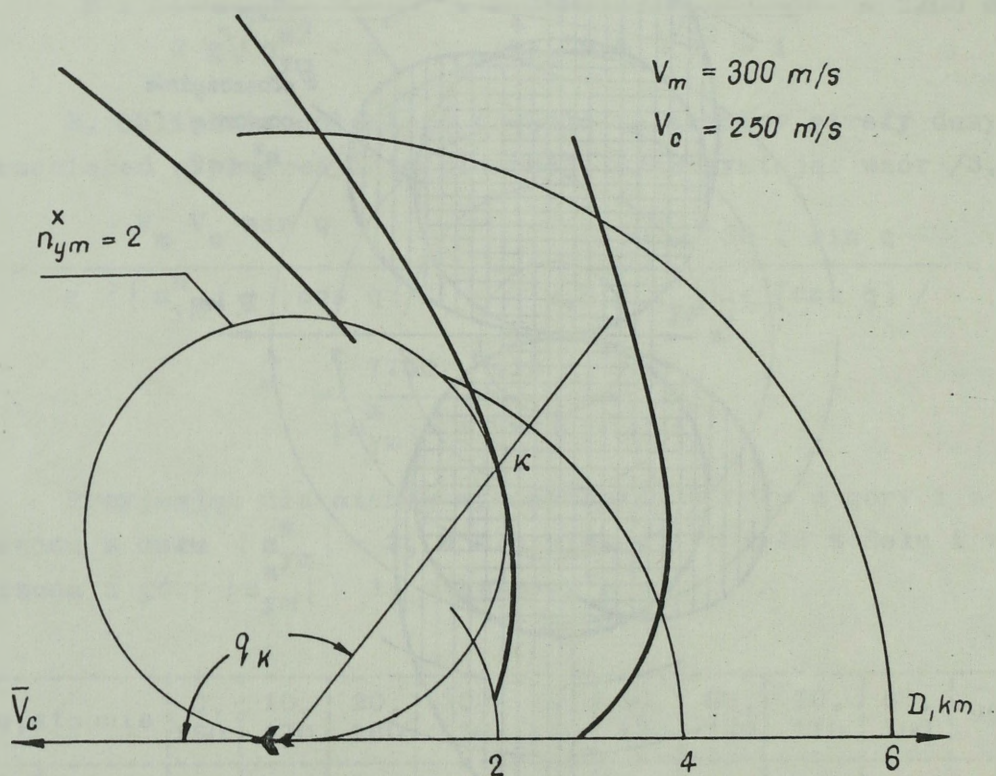
q, stopnie	0,	10,	20,	30,	40,	50,	60,	70,	80,	90
D, m	180	170	160	150	140	130	120	110	100	90
$n_{ym}^* = 2$	0	1300	2470	3380	4000	4330	4430	4370	4130	3830
$n_{ym}^* = -1$	0	670	1350	2050	2790	3570	4425	5420	6430	7660

3. Na podstawie obliczeń wartości r i D budujemy granice strefy dużych przeciążeń /rys.3.8/. Zakreskowane odcinki są strefami dużych przeciążeń, w których $|n_{ym}| > |n_{ym}^*|$. Wewnątrz tych stref lot samolotu myśliwskiego przeciwnika po krzywej pościgu jest wykluczony.



Rys. 3.8. Strefa dużych przeciążeń

Jak wynika z rys. 3.8, możliwości wykonania ataków przez samolot myśliwski przeciwnika po krzywej pościgu z przodu z góry i z tyłu z dołu są bardzo ograniczone. Na kursach przeciwnych one również są utrudnione ze względu na szybkie wykonanie i wejście samolotu myśliwskiego w strefę dużych przeciążeń. Dlatego w praktyce ataki po krzywej pościgu wykonuje się w tylnej półsfery, przy czym w dolnej półsfery dla uniknięcia pojawienia się przeciążeń ujemnych są one wykonywane z boku z dołu. Ataki na kursach przeciwnych i pod dużymi sylwetkami celu możliwe są tylko z dużych odległości.



Rys. 3.9. Krzywa pościgu styczna do strefy dużych przeciążeń

O wiele dokładniej możliwość wykonania lotu po krzywej pościgu dla ustalonych warunków początkowych określa się za

pomocą krzywej pościgu, która styka się ze strefą dużych przeciążeń /rys. 3.9/. Zgodnie z rys. 3.9 atak po krzywej pościgu możliwy jest do wykonania od początku do końca pod warunkiem, że rozpoczyna się go z prawej strony i powyżej krzywej pościgu, stycznej do strefy dużych przeciążeń. W przeciwnym wypadku samolot myśliwski przeciwnika wejdzie w strefę dużych przeciążeń.

Punkt styczności K krzywej pościgu do strefy dużych przeciążeń stosunkowo prosto można określić dla ataku wykonywanego w płaszczyźnie poziomej. W punkcie K przeciążenie przechodzi przez maksimum, to znaczy w tym punkcie $dn/dt = 0$. Jeżeli wziąć pochodną z równania /3.4/ i przyrównać ją do zera, to otrzymamy dwa wzory dla określania kierunku na punkt styczności K :

$$\cos q_K = - \frac{V_m}{2 V_c} , \quad /3.11/$$

$$\sin q_K = 0. \quad /3.11'/$$

Pierwsze równanie dla $V_m \leq 2 V_c$ daje $q_K \leq 180^\circ$, dla $V_m > 2 V_c$ nie ma rozwiązania. Drugie równanie zawsze daje $q_K = 180^\circ$ lub 0° , co odpowiada atakowi wykonywanemu dokładnie z tyłu lub z przodu.

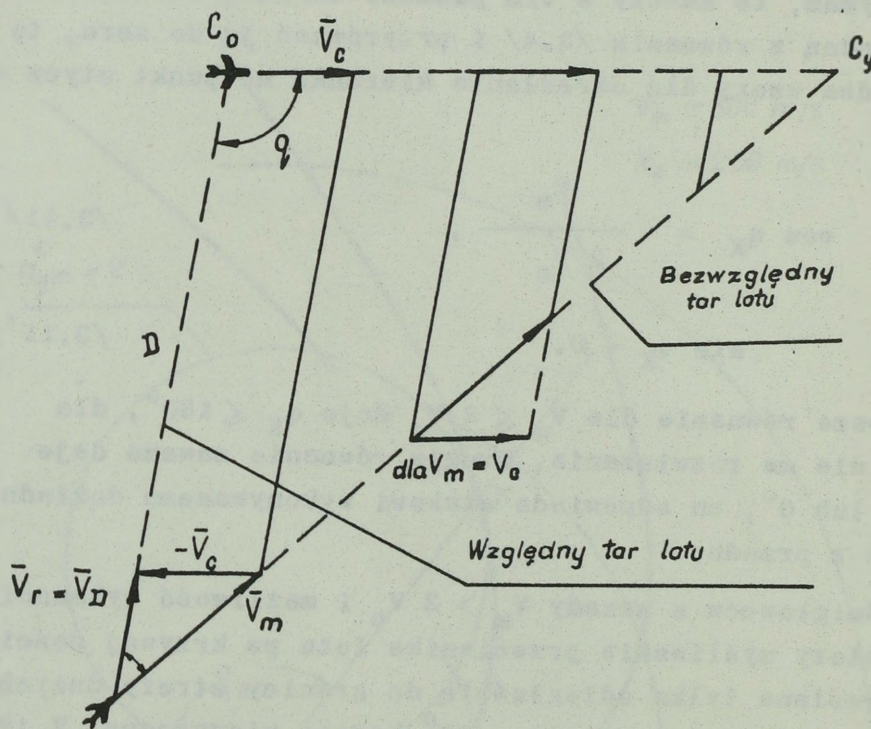
Dla śmigłowców z zasady $V_m > 2 V_c$ i możliwość wykonania przez samoloty myśliwskie przeciwnika lotu po krzywej pościgu będzie określana tylko odległością do granicy strefy dużych przeciążeń, która nawet dla $q = 90^\circ$ będzie nieznaczną. W tych wypadkach, gdy $V_m < 2 V_c$ / $q_K < 180^\circ$ /, od celu przeprowadza się prostą pod kątem q_K i od punktu przecięcia się jej ze strefą dużych przeciążeń w dwóch kierunkach /w pierwszym rzędzie w odwrotnym kierunku/ buduje się krzywą pościgu /rys.3.7/.

Podczas ataku wykonywanego w płaszczyźnie pionowej krzywa pościgu, styżna do strefy dużych przeciążeń, określana jest

w wyniku budowy kilku krzywych pościgu w pobliżu przewidywanego punktu styczności K.

3.2.2. Zbliżanie równoległe

Równoległym nazywa się takie zbliżanie, dla którego kątowa prędkość linii odległości jest równa zero, to znaczy $\omega_D = 0$. Podczas zbliżania równoległego cała względna prędkość lotu samolotu myśliwskiego V_r przechodzi w prędkość zmiany odległości V_D , to znaczy skierowana jest na cel /rys.3.10/.



Rys. 3.10. Schemat zbliżania równoległego

Poprzeczna prędkość lotu samolotu V_p nie występuje w tym zbliżaniu. Względem powietrza linia odległości przemieszcza się równoległe w stosunku do siebie, samolot myśliwski wyko-

nuje lot w natychmiastowy punkt spotkania z celem C_y z kątem wyprzedzenia, określanym ze wzoru:

$$\sin \psi_m = \frac{V_c}{V_m} \sin q . \quad /3.12/$$

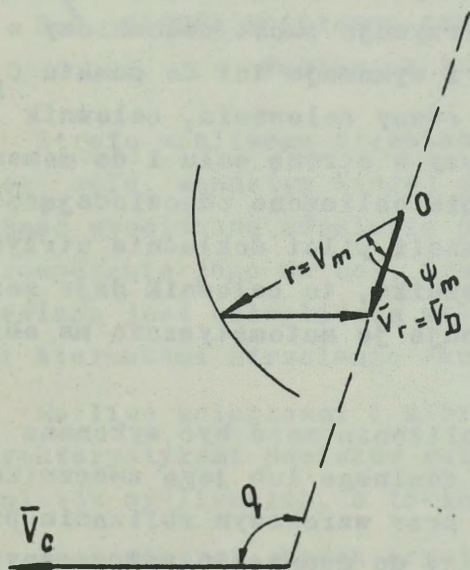
Ponieważ podczas zbliżania równoległego $\omega_D = 0$, to kątowna prędkość lotu samolotu myśliwskiego jest równa

$$\omega_m = \frac{d \psi_m}{dt} = \dot{\psi}_m .$$

Kursowy kąt celu q może się zmieniać tylko podczas manewru celu, przy czym $|\dot{q}| = \omega_c$.

W wypadku, gdy V_c , V_m i q są stałe, to $\psi_m = \text{const}$, a $\omega_D = 0$, to znaczy bezwzględny tor lotu samolotu myśliwskiego jest prostolinijny i wtedy zbliżanie jest możliwe z dowolnego kierunku.

Względny tor lotu samolotu myśliwskiego w razie braku manewru celu $[\omega_c = 0]$, niezależnie od tego czy zmienia się lub nie V_m i V_c jest prostą przechodzącą od celu przez ustalony punkt O /rys. 3.11/.



Rys.3.11. Schemat określania kąta wyprzedzenia i prędkości zbliżenia

Potrzebny kąt wyprzedzenia ψ_m może być znaleziony graficznie, co pokazane jest na rys. 3.11. Tor lotu samolotu myśliwskiego wzglę-

dem powietrza jest zbliżony do prostej, ponieważ $\omega_m = \frac{d\psi_m}{dt}$

jest mała. Dlatego też podczas zbliżania równoległego nie ma strefy dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego i jest ono szeroko wykorzystywane w czasie ataków pod dużymi sylwetkami celu, kiedy lot po krzywej pościgu nie jest możliwy. W szczególności zbliżanie równoległe samoloty myśliwskie przeciwnika wykorzystują przed strzelaniem wszechsylwetkowymi samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi, których odpalenie wykonywane jest z obliczonym kątem wyprzedzenia, a także przed strzelaniem zaporowym z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi.

Zadanie zbliżania równoległego w tym wypadku rozwiązuje się za pomocą celowników radiolokacyjnych, pracujących w reżimie automatycznego śledzenia. Celownik, śledząc cel anteną, oblicza wyprzedzenia ψ_m i przekazuje na ekran wskaźnika punkt celowniczy odpowiadający punktowi spotkania samolotów C_y /rys. 3.10/. Pilot manewrem samolotu utrzymuje punkt celowniczy w środku wskaźnika /zerowskaźnika/ i wykonuje lot do punktu C_y . Gdy do strzelania pozostaje czas równy celowaniu, celownik stopniowo przesuwając punkt celowniczy w stronę celu i do momentu strzelania wypracowuje wyprzedzenie obliczone odpowiadające stosowanej broni /wzór /1.1//. Jeżeli pilot dokładnie utrzymuje punkt celowniczy w środku wskaźnika, to celownik daje zezwolenie na strzelanie lub sam wykonuje je automatycznie na obliczonej odległości.

Zbliżanie równoległe w przybliżeniu może być wykonane dzięki obserwacji wzrokowej celu realnego lub jego znacznika na ekranie wskaźnika. W tym celu przy wzrokowym zbliżaniu pilot, znając w przybliżeniu ψ_m , dąży do usunięcia poprzecznych przemieszczeń celu, a według ekranu wskaźnika - stałości azymutu i kąta położenia celu podczas prostoliniowego lotu samolotu myśliwskiego. Jednak w tych wypadkach nie ma gwarancji, że do momentu strzelania pilot wyprowadzi samolot z obliczonym kątem wyprzedzenia na obliczoną odległość strzelania, ponieważ

podczas przejścia z toru zbliżania równoległego na tor odpowiadający strzelaniu wycelowanemu pojawi się ω_D i samolot może się przesunąć w tylną półsferę. W wyniku tego przesunięcia pilotowi trudno będzie wykonać celowanie i określić moment otwarcia ognia w ograniczonym czasie. Automatyka zaś systemów celowniczych rozwiązuje to zadanie dokładnie.

Ze wzoru /3.12/ wynika, że dla małej przewagi w prędkości samolotu myśliwskiego przeciwnika na celem kąty wyprzedzenia dla zbliżania równoległego zbliżone są do $q / \psi_m \leq 90^\circ$. Wymaga to zastosowania celowników o dużych kątach odchylenia anteny ψ_a^x w celu zapewnienia zbliżania równoległego pod dużymi sylwetkami /potrzeba, aby $\psi_a > \psi_m$ /. Dla $V_c \approx V_m$ zbliżanie równoległe pod kątami $q \approx 90^\circ$ staje się niemożliwe, ponieważ samolot myśliwski przemieszcza się na kursie równoległo-zgodnym z $V_D = 0$.

3.3. STREFA MOŻLIWEGO STRZELANIE KIEROWANYMI POCISKAMI RAKIETOWYMI

Strefą możliwego strzelania nazywamy część przestrzeni wokół celu, wewnątrz której pilot samolotu myśliwskiego może wykonać wycelowane odpalenie pocisku raketowego, zapewniające naprowadzenie jego na cel. Granica strefy możliwego strzelania określana jest odległością maksymalną i minimalną oraz granicznymi kierunkami strzelania /kursowymi kątami celu/.

Możliwe odległości i kierunki strzelania uwarunkowane są charakterystykami pocisków raketowych i systemów celowniczych samolotów myśliwskich, a także warunkami walki powietrznej.

Zasadniczymi charakterystykami samonaprowadzających się pocisków raketowych, od których zależy strefa możliwego strzelania, są:

- prędkość i odległość lotu;
- czas kierowanego lotu t_k , określany zapasem źródła energii zasilania pokładowej aparatury pocisku raketowego;

- czas odbezpieczenia zapalnika t_{odb} ;
- prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu v_D^x , na której zadziałuje radiozapalnik lub zapewnia się dostateczną skuteczność pocisku raketowego z zapalnikiem cieplnym/ rys. 2.5 - Sidewinder/;

- odległość działania koordynatora D_k ;
- graniczny kąt odchylenia osi koordynatora śledzącego od osi pocisku raketowego ψ_k^x ;
- rozporządzalne przeciążenie pocisku raketowego n_r^x .

Charakterystyki systemów celowniczych, od których zależy strefa możliwego strzelania, są :

- odległość wykrycia i przechwycenia celu;
- czas celowania;
- maksymalna poprawka wypracowywana przez celownik;
- prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu, dla której zapewnia się prowadzenie celu według odległości;
- kąt odchylenia anteny od osi samolotu myśliwskiego oraz szereg innych.

Dla obliczenia parametrów strefy możliwego strzelania należy ustalić zależność odległości i kierunków strzelania od charakterystyk pocisków raketowych, systemów celowniczych i warunków strzelania. Zestawienie możliwych warunków strzelania na podstawie wszystkich charakterystyk zezwala na wydzielenie strefy możliwego strzelania.

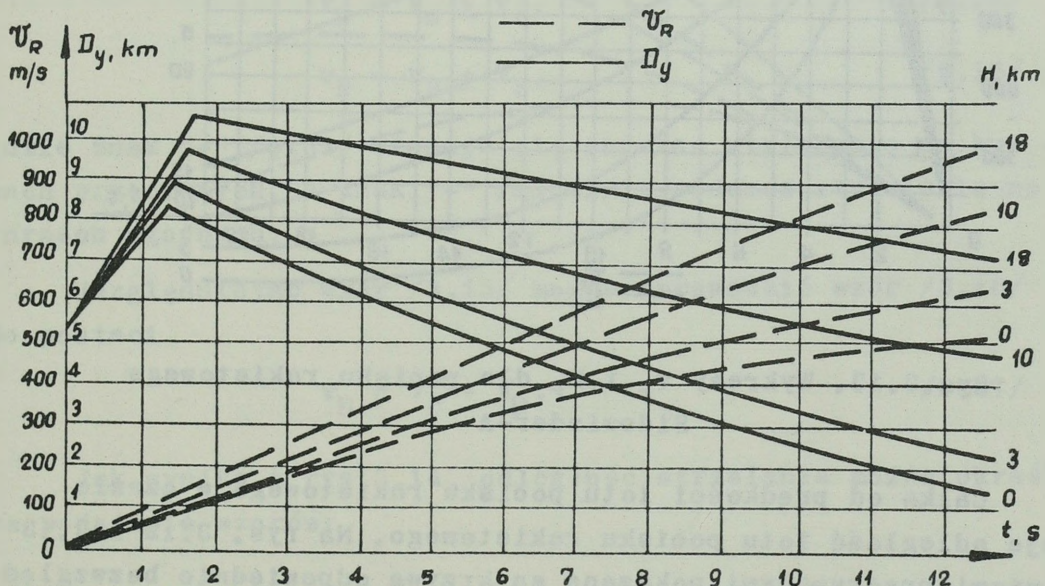
Szereg charakterystyk pocisków raketowych i systemów celowniczych wyraża się bezpośrednio czasem /czas kierowanego lotu, czas odbezpieczenia zapalnika, czas celowania i inne/.

Niektóre charakterystyki pocisków raketowych wyraźnie lub niewyraźnie związane są z czasem lotu pocisku raketowego /prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu, prędkość pocisku raketowego przy celu, kąt odchylenia koordynatora i inne/ i mogą być zamienione w obliczeniach odpowiednimi wartościami czasu lotu pocisku raketowego.

Dla charakterystyk, które nie zależą od czasu lotu po - cisku raketowego /odległość działania koordynatora/ lub niewielkim stopniu, obliczanie możliwych warunków strzelania przeprowadza się według metod częściowych /składowych/.

3.3.1. Określanie możliwych warunków strzelania według czasu lotu pocisku raketowego

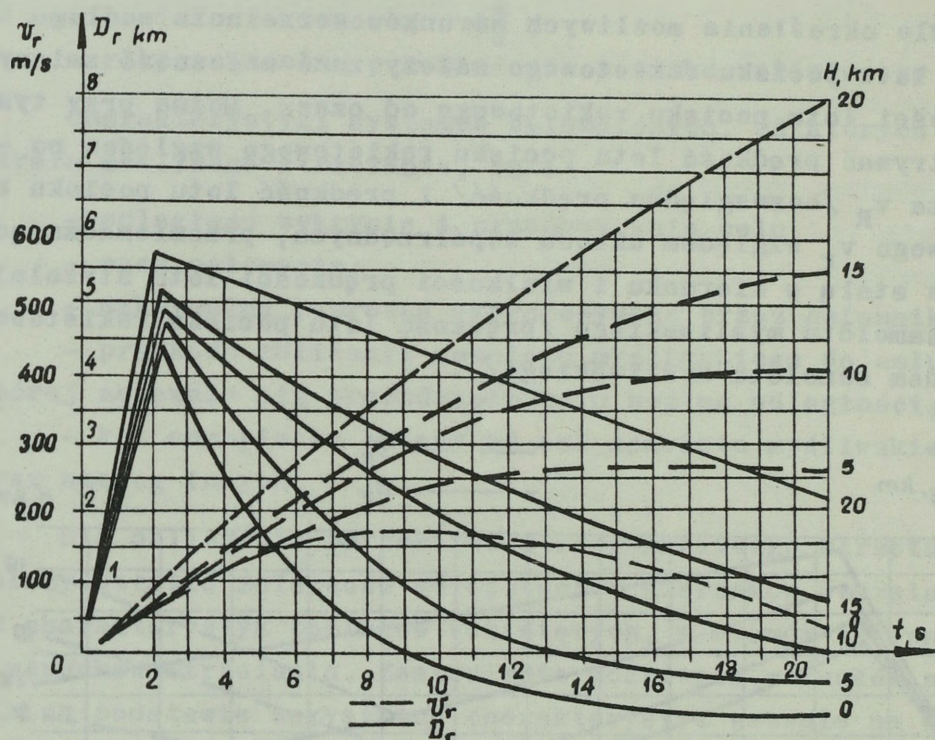
Dla określenia możliwych warunków strzelania według czasu lotu pocisku raketowego należy znać zależność zmiany prędkości lotu pocisku raketowego od czasu. Można przy tym rozpatrywać prędkość lotu pocisku raketowego względem powietrza v_R /bezwzględna prędkość/ i prędkość lotu pocisku raketowego v_r względem układu współrzędnych, przemieszczających się ze stałą w kierunku i wielkości prędkości lotu strzelającego samolotu myśliwskiego /prędkość lotu pocisku raketowego względem samolotu myśliwskiego/.



Rys. 3.12. Wykresy v_R i D_y dla pocisku raketowego Falcon-4

Na rys. 3.12 i 3.13 liniami ciągłymi pokazane są krzywe zmiany odpowiednio bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego Falcon-4 i względnej prędkości lotu pocisku raketowego Sidewinder-A. Bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego zależy od prędkości lotu samolotu myśliwskiego V i wynosi :

$$v_R = v_r + V_m \quad /3.13/$$



Rys.3.13. Wykresy v_r i D_r dla pocisku raketowego Sidewinder-A

Całka od prędkości lotu pocisku raketowego w czasie daje odległość lotu pocisku raketowego. Na rys. 3.12 i 3.13 liniami przerywanymi pokazane są krzywe odpowiednio bezwzględnej /lub wyprzedzonej/ odległości lotu D_y pocisku raketowego Falcon-4 i względnej odległości lotu D_r pocisku raketowego Sidewinder-A.

Między odległościami D_y i D_r występuje zależność :

$$D_y = D_r + V_m t . \quad /3.14/$$

Na obu rysunkach maksymalny czas lotu pocisku raketowego ograniczono czasem kierowanego lotu t_k .

Znając zależności v_R/t , v_r/t , D_y/t i D_r/t , można stosunkowo prosto określić odległości i kierunki strzelania według charakterystyk pocisku raketowego wyrażonych czasem.

Rozpatrzmy dwa wypadki : strzelanie pod sylwetkami do 2/4 /w wąskim sektorze/ i strzelanie wszechsylwetkowymi pociskami raketowymi / $0 \leq q \leq 180^\circ$ /.

PODCZAS STRZELANIA W WĄSKIM SEKTORZE tylnej lub przedniej półsfery można przyjmować, że prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D i pocisku raketowego do celu v_D określa się na podstawie wzorów:

$$V_D = V_m \pm V_c, \quad /3.15/$$

$$v_D = v_R \pm V_c, \quad /3.16/$$

gdzie znak "+" /plus/ stosuje się podczas strzelania na kursach przeciwnych, a znak "-" /minus/ - podczas strzelania na kursach zgodnych.

Uwzględniając wzór /3.13/ można sprowadzić wzór /3.16/ do postaci

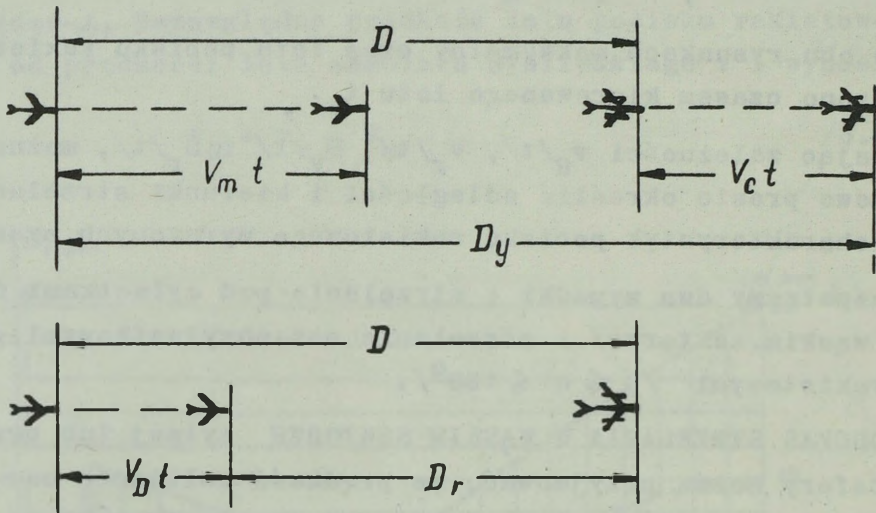
$$v_D = v_R + V_D. \quad /3.17/$$

Jak wynika z rys 3.14, odległość strzelania można określić na podstawie wzorów:

$$D = D_y \pm V_c t , \quad /3.18/$$

$$D = D_r \pm V_D t . \quad /3.19/$$

We wzorze /3.18/ zasada znaków jest taka sama, jak we wzorach /3.15/ i /3.16/.



Rys. 3.14. Schemat określania odległości strzelania

Dla określenia maksymalnej i minimalnej odległości strzelania do wzorów /3.18/ i /3.19/ zamiast t należy podstawić t_{\max} i t_{\min} oraz odpowiadające im wartości D_r i D_y .

Jako t_{\max} i t_{\min} przyjmuje się wartości czasu lotu po - cisku raketowego, określane różnymi jego charakterystykami. Dla skrócenia obliczeń celowo jest ze wszystkich t_{\max} przyjmować minimalną wartość t_{\max}^* , a ze wszystkich t_{\min} - maksymalną wartość t_{\min}^* .

W zależności od warunków strzelania i typu pocisku raketowego jako t_{\max}^* można przyjąć czas kierowanego lotu t_k , czas określany minimalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu, dla której zadziałuje radiozapalnik $v_{D \min}^*$ lub zapewnia się dostateczną skuteczność pocisku raketowego z zapalnikiem cieplnych i inne. Jako t_{\min}^* z zasady przyjmuje się czas odbezpieczenia zapalnika t_{odb} , a niekiedy /dla pocisków raketowych/ i czas określany maksymalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu, dla której zadziałuje radiozapalnik

v_D^* max. W dowolnym wypadku powinien być spełniony warunek $t_{odb}^* \leq t \leq t_k$ lub $t_{min}^* \geq t_{odb}^*$ i $t_{max}^* \leq t_k$.

PRZYKŁAD. Określić maksymalną i minimalną odległość strzelania pociskiem raketowym Sidewinder-A na wysokości $H = 5$ km dla rażenia średniego samolotu bombowego z prawdopodobieństwem $W_1 \geq 0,8$, jeśli $V_b = V_c = 250$ m/s, $V_m = 300$ m/s i $q = 180^\circ$.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu v_D , dla której $W_1 \geq 0,8$. Wykorzystując rys. 2.5 otrzymamy:

$$v_D \geq 200 \text{ m/s.}$$

2. Określamy czas lotu pocisku raketowego, dla którego $v_D \geq 200$ m/s. W tym celu, wykorzystując wzory /3.17/ i /3.15/ określamy v_r :

$$\begin{aligned} v_r &= v_D - V_D = v_D - \sqrt{V_m^2 - V_c^2} = 200 - \sqrt{300^2 - 250^2} = \\ &= 150 \text{ m/s.} \end{aligned}$$

Na podstawie $v_r = 150$ m/s z rys. 3.13. dla $H = 5$ km znajdujemy $t = 7$ s. Ten czas jest znacznie mniejszy od $t_k = 21$ s i powinien być przyjęty jako t_{max}^* .

3. Określamy D_r dla t_{max}^* , wykorzystując rys. 3.13 :

$$D_r = 2000 \text{ m.}$$

4. Określamy D_{max} według wzoru /3.19/ :

$$D_{max} = D_r + V_D t_{max}^* = 2000 + 50 \cdot 7 = 2350 \text{ m.}$$

5. Znajdujemy D_{min} , która dla pocisku raketowego Sidewinder będzie określana czasem odbezpieczenia zapalnika $t_{min}^* = t_{odb}^* = 3$ s. W tym celu z wykresu na rys. 3.13 znajdujemy $D_r = 1000$ m i według wzoru /3.19/ obliczamy D_{min} :

$$D_{min} = D_r + V_D t_{min}^* = 1000 + 50 \cdot 3 = 1150 \text{ m.}$$

PODCZAS STRZELANIA WSZECHSYLWETKOWYMI POCISKAMI RAKIETOWYMI odległość strzelania zmienia się ze zmianą kursowego kąta celu q , ponieważ prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D i pocisku raketowego do celu v_D zależą od q . W tym wypadku odległość strzelania może być określona metodą graficzną dla dowolnej wartości q w przedziale od 0 do 180° . Obliczenia wykonuje się z założeniem, że pocisk raketowy od momentu odpalenia do końca naprowadzania leci według metody zbliżania równoległego i bezwzględny jego tor lotu jest prostoliniowy /kąt wyprzedzenia pocisku raketowego $\psi_R = \text{const}/$.

Najprościej odległość strzelania określa się według takich charakterystyk pocisku raketowego, które nie zależą od kursowego kąta celu q : czas kierowanego lotu t_k i czas odbezpieczenia zapalnika t_{odb} .

W tym wypadku kolejność określania odległości strzelania sprowadza się do poniższego:

1. Określamy drogę celu S_c w czasie lotu pocisku raketowego

$$S_c = V_c t$$

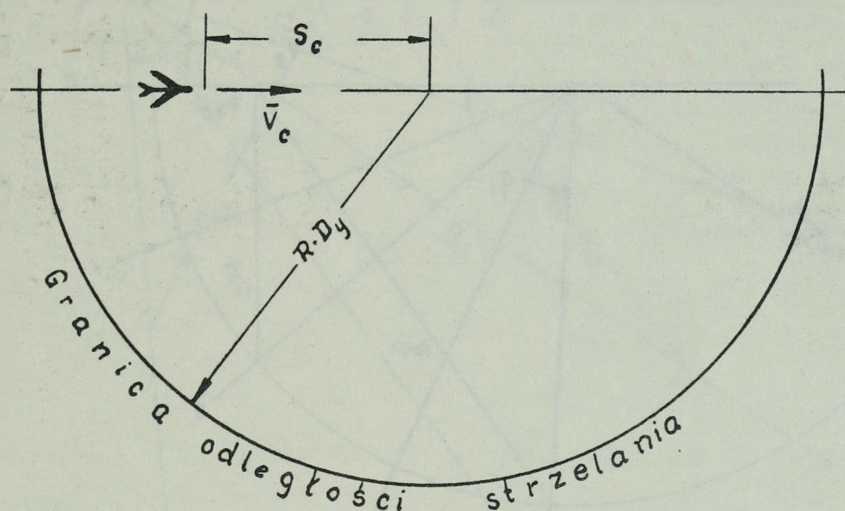
i odkładamy ją od celu w kierunku jego lotu /rys.3.15/.

2. Z wykresu D_y/t określamy D_y według t i przeprowadzamy łuk okręgu o promieniu $R = D_y$ ze środkiem w końcu odcinka S_c .

3. Łuk okręgu z $R = D_y$ w stosunku do celu daje granicę odległości strzelania dla ustalonego czasu lotu pocisku raketowego t . Jeżeli jako t weźmiemy $t_{\text{max}} = t_k$ i $t_{\text{min}} = t_{\text{odb}}$, to opisaną powyżej metodą można określić granice D_{max} i D_{min} .

Jeżeli jakakolwiek charakterystyka pocisku raketowego zależy od q , to ze zmianą q zmienia się i wartość t . W tym wypadku granicę odległości strzelania określa się według punktów, znajdujących się na promieniach, przeprowadzonych pod kilkoma kątami kursowymi q_i . Dla otrzymania odpowiednich punktów $/D_i/$ na promieniach wykorzystuje się metodę analogicz-

ną do podanej wyżej, ale stosuje się ją oddzielnie dla każdej wziętej wartości q_i .



Rys. 3.15. Schemat określania odległości strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym dla $t = \text{const}$

Rozpatrzmy metodę określania odległości strzelania w zależności od prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu v_D^x i granicznego kąta odchylenia koordynatora ψ_k^x .

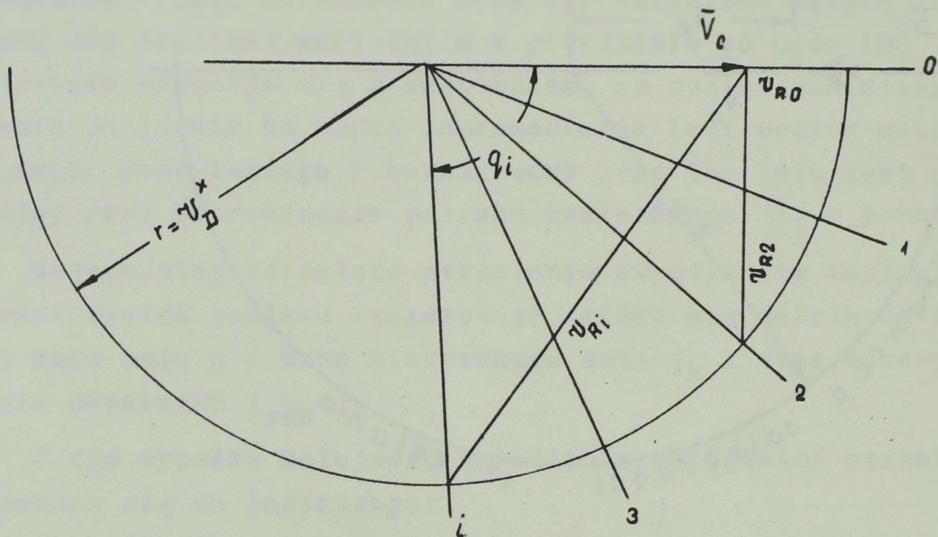
Dla określenia odległości strzelania D według v_D^x należy wykonać następujące czynności:

1. Przeprowadzić okrąg o promieniu $r = v_D^x$ ze środkiem w punkcie położenia celu /rys. 3.16/ i odłożyć od celu wektor jego prędkości lotu \vec{v}_c .

2. Przeprowadzić od celu szereg promieni, przecinających się z okręgiem $r = v_D^x$ i ponumerować je.

3. Zmierzyć odległości od końca wektora \vec{v}_c do punktów przecięcia promieni z okręgiem $r = v_D^x$. Odległości te będą

równe bezwzględny prędkościom lotu pocisku raketowego v_{Ri} w momencie jego spotkania z celem pod odpowiednimi kątami q_i .



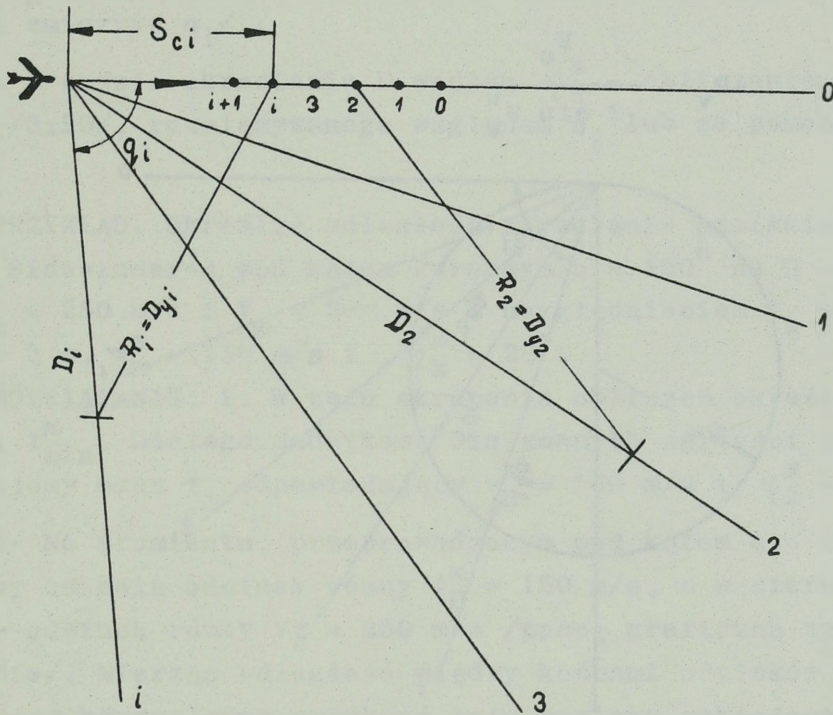
Rys. 3.16. Schemat określania v_R według v_D^*

4. Na podstawie wartości v_{Ri} z wykresu $v_R/t/$ znaleźć odpowiadające czasy lotu pocisku raketowego t_i /jeśli jest wykres $v_R/t/$, to t określamy według $v_{ri} = v_{Ri} - v_m/$.

5. Dla każdej wartości t_i obliczamy $S_{oi} = v_c t_i$ i z wykresu $D_y/t/$ znajdujemy D_{yi} /jeśli jest wykres $D_r/t/$, to D_{yi} określamy za pomocą wzoru /3.14//.

6. Dla każdego i -tego promienia /lub $t_i/$ od celu odkładamy odpowiedni odcinek S_{oi} , i z jego końca, jak ze środka okręgu promieniem $R_i = D_{yi}$ na i -tym promieniu wykonujemy wcięcie /rys. 3.17/. Odległość od wcięcia na promieniu do celu jest odległością strzelania D_i , odpowiadającą q_i . Łącząc płynną krzywą wcięcia na promieniach, otrzymujemy granicę odległości strzelania według v_D^* . Jeżeli pocisk raketowy

posiada dwa przedziały $v_D^* / v_{D \max}^*$ i $v_D^* / v_{D \min}^*$, to za pomocą podanej metody otrzymujemy D_{\min} i D_{\max} .



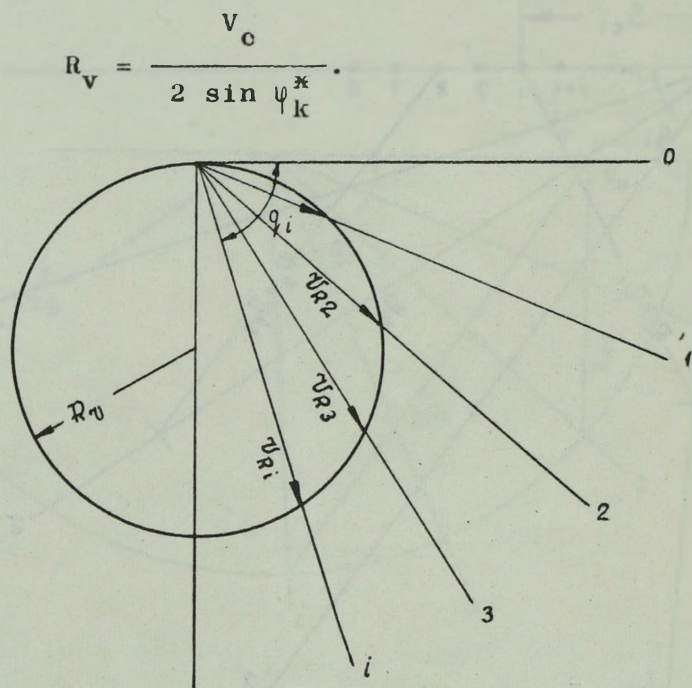
Rys. 3.17. Schemat określania odległości strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym dla $t \neq \text{const}$

Dla określenia odległości strzelania D według ψ_k^* /gdy w czasie lotu kąt wyprzedzenia pocisku raketowego powinien być $\psi_R \leq \psi_k^*$ / postępujemy w następujący sposób :

1. Dla wybranych wartości $0 \leq q \leq 180^\circ$ określamy bezwzględną prędkość lotu pocisku raketowego, wykorzystując wzór:

$$v_{Ri} = \frac{v_c}{\sin \psi_k^*} \sin q_i . \quad /3.20/$$

Prędkość lotu pocisku raketowego możemy określić również graficznie /rys. 3.18/, budując okrąg o promieniu :



Rys. 3.18. Schemat określania v_R według ψ_k^*

2. Dalej postępujemy tak samo, jak w punktach 4 - 6 podczas określania odległości strzelania D według v_D^* /rys. 3.17/, otrzymując D_i według ψ_k^* .

Jeżeli dla pewnego q_i okaże się, że $t_i > t_k$ lub $t_i < t_{odb}$, to obliczenia można przerwać, nie określając D_i i ograniczyć się do wartości D_{i-1} dla q_{i-1} , jeśli ostatnie jest zbliżone do q_i . W razie dużej różnicy między q_i i q_{i-1} należy obliczyć D dla $q = q_i - \Delta q > q_{i-1}$. Aby uniknąć takich wypadków, granicę możliwych odległości według v_D^* i ψ_k^* można określić, biorąc jako argument nie q_i , lecz t_i w przedziale $t_{odb} \leq t \leq t_k$.

Obliczenie q_i w danym wypadku wykonujemy w następujący sposób :

- podczas określania D według v_D^* - granicznie za pomocą

rys. 3.16/ z końca wektora \bar{V}_c promieniem $R = v_{Ri}$ na okręgu o $r = v_D^*$ wykonać wcięcie, przez nie od celu przeprowadzić promień i zmierzyć q_1 / ;

- w czasie określania D według ψ_k^* - obliczeniem za pomocą wzoru /3.20/, rozwiązywanego względem q_1 lub za pomocą rys. 3.18.

PRZYKŁAD. Określić odległość strzelania pociskiem rakiętowym Sidewinder-A pod kątem kursowym $q = 130^\circ$ na $H = 5$ km dla $V_c = 250$ m/s i $V_m = 300$ m/s z uwzględnieniem $t_k = 21$ s, $t_{odb} = 3$ s, $v_D^* = 150$ m/s i $\psi_k^* = 28^\circ$.

ROZWIĄZANIE. 1. W celu skrócenia obliczeń określimy t_{max}^* i t_{min}^* . Dlatego dodatkowo dla znanych wartości t_k i t_{odb} znajdujemy czas t , odpowiadający $v_D^* = 150$ m/s i $\psi_k^* = 28^\circ$.

a/ Na promieniu, przeprowadzonym pod kątem $q = 130^\circ$, odkładamy od celu odcinek równy $v_D^* = 150$ m/s, a w kierunku lotu celu - odcinek równy $V_c = 250$ m/s /pracę graficzną wykonać samodzielnie/. Mierząc odległość między końcami odcinków v_D^* i V_c , otrzymamy bezwzględną prędkość lotu pocisku rakiętowego $v_R = 365$ m/s. Określamy $v_r = v_R - V_m = 365 - 300 = 65$ m/s i z wykresu /rys. 3.13/ znajdujemy czas $t = 10$ s.

b/ Wykorzystując wzór /3.20/ określamy v_R według ψ_k^* :

$$v_R = \frac{V_c}{\sin \psi_k^*} \sin q = \frac{250}{0,47} \cdot 0,767 = 408 \text{ m/s.}$$

Określamy $v_r = v_R - V_m = 408 - 300 = 108$ m/s i z wykresu v_r/t znajdujemy $t = 9$ s.

Wobec tego, jako t_{min}^* należy przyjąć $t_{odb} = 3$ s, a jako t_{max}^* - czas określany ψ_k^* ; $t_{max}^* = 9$ s.

2. Określamy S_c i D_y dla t_{min}^* i t_{max}^* :

$$\begin{aligned} S_{c \min} &= V_c t_{min}^* = 250 \cdot 3 = 750 \text{ m;} \\ S_{c \max} &= V_c t_{max}^* = 250 \cdot 9 = 2250 \text{ m;} \end{aligned}$$

$$D_{y \min} = D_r + V_m t_{\min}^* = 1000 + 300 \cdot 3 = 1900 \text{ m};$$

$$D_{y \max} = D_r + V_m t_{\max}^* = 1900 + 300 \cdot 9 = 4600 \text{ m}.$$

3. Odkładamy odcinki $S_{c \max}$ i $S_{c \min}$ od celu w kierunku jego lotu i z ich końców, jak ze środków okręgu, na promieniu przeprowadzonym pod kątem $\varphi = 130^\circ$ wykonujemy wcięcie odpowiednio promieniami $R_1 = D_{y \max}$ i $R_2 = D_{y \min}$.

Odległości od wcięć na promieniu do celu równe są odległościom strzelania $D_{\max} = 2850 \text{ m}$ i $D_{\min} = 1250 \text{ m}$.

3.3.2. Strefa dużych przeciążeń pocisku raketowego

Strefą dużych przeciążeń pocisku raketowego jest część przestrzeni wokół celu, w której podczas odpalenia potrzebne przeciążenie pocisku raketowego na torze jego lotu przekracza wartość rozporządzalnego. Wobec tego do naprowadzania pocisku raketowego na cel odpalenie jego należy wykonać poza strefą dużych przeciążeń. Określa ona granicę minimalnych odległości strzelania.

Strefa dużych przeciążeń może występować dla pocisków raketowych, których odpalenie wykonuje się metodą bezpośredniego naprowadzania. W pociskach raketowych odpalanych z obliczonym kątem wyprzedzenia, strefa dużych przeciążeń z zasady nie występuje. Ze względu na zróżnicowanie charakterystyk aerodynamicznych i struktury aparatury sterowania pociskami raketowymi strefa ich dużych przeciążeń określana jest na podstawie specjalnych wzorów dla każdego typu pocisku raketowego.

Dla pocisku raketowego Sidewinder.-A odpalanego z $\psi_0 = 0$, granica strefy dużych przeciążeń w dowolnej płaszczyźnie strzelania przedstawia okrąg styczny do podłużnej osi celu. Promień tego okręgu w metrach w razie braku manewru celu określa się według wzoru :

$$r = /115 - 1,5 H/ \frac{V_c}{n_r^*}, \quad /3.21/$$

gdzie: H - wysokość w km;

V_c - prędkość lotu celu w m/s;

n_r^* - rozporządzałne przeciążenie pocisku raketowego.

Rozporządzałne przeciążenie pocisku raketowego Sidewinder-A w zależności od wysokości wynosi :

H , km	0-10	15	20
n_r^*	10	6	3

PRZYKŁAD. Określić według n_r^* minimalną odległość strzelania pociskiem raketowym Sidewinder-A pod kątem kursowym $q = 150^\circ$ na wysokości $H = 15$ km, jeśli $V_c = 300$ m/s.

ROZWIĄZANIE. 1. Określamy promień strefy dużych przeciążeń według rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego $n_r^* = 6$ /dla $H = 15$ km/ :

$$r = \sqrt{115 - 1,5 H} / \frac{V_c}{n_r^*} = \sqrt{115 - 1,5 \cdot 15} / \frac{300}{6} \approx 4625 \text{ m.}$$

2. Określamy minimalną odległość strzelania pod $q = 150^\circ$, W tym celu rysujemy okrąg o promieniu $r = 4625$ m, styczny do wektora \vec{V}_c w punkcie celu. Pod kątem $q = 150^\circ$ przeprowadzamy od celu promień do przecięcia się z okręgiem i mierzymy odległość od celu do punktu przecięcia się promienia z okręgiem. Będzie ona równa $D_{\min} = 4625$ m. Minimalną odległość strzelania według n_r^* można określić również na podstawie wzoru /3.21/ sprowadzonego do postaci :

$$D = 2 r \sin q = 2 \sqrt{115 - 1,5 H} / \frac{V_c}{n_r^*} \sin q .$$

3.3.3. Odległość działania koordynatora pocisku raketowego

Odległość działania przyrządów na podczerwień /cieplnych/ i radiolokacyjnych /koordynatorów pocisków raketowych, systemów celowniczych, zapalników zbliżeniowych i innych urządzeń/ określa się progiem czułości ich urządzeń odbiorczych na wy - promieniowanie, tworzone przez konkretny cel.

Przez pojęcie odległości działania można rozumieć odleg - łość wykrycia i odległość przechwycenia celu przez celownik i koordynator pocisku raketowego, promień działania zapalnika zbliżeniowego itp.

W obecnym czasie odległość działania przyrządu na pod - czerwień lub radiolokacyjnego do jakiegokolwiek celu przyjęto określać według znanej odległości działania tego przyrządu do drugiego celu przyjętego za wzorzec.

ODLEGŁOŚĆ DZIAŁANIA KOORDYNATORA CIEPLNEGO w przybliżeniu określa się za pomocą wzoru:

$$D_k = D_w \sqrt{\frac{P_{\Sigma c} \tau_c}{P_{\Sigma w} \tau_w}}$$

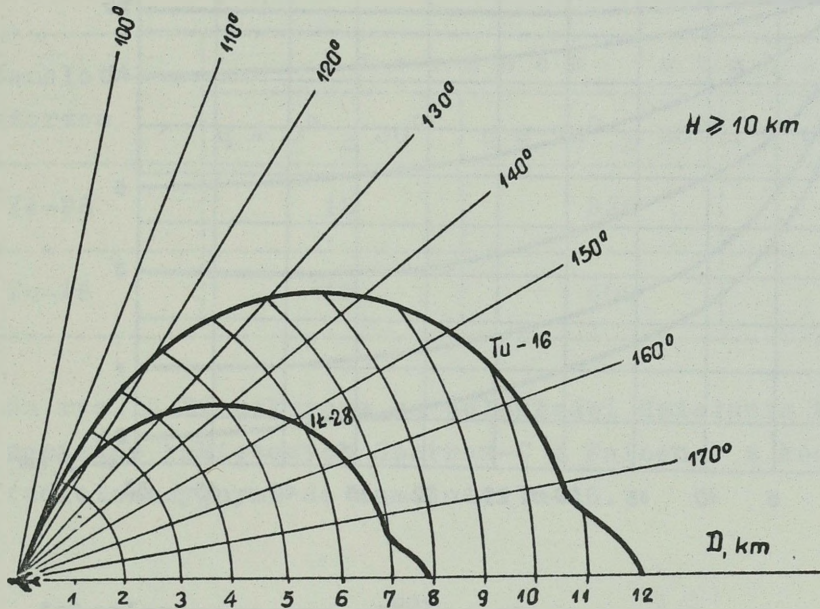
gdzie: $P_{\Sigma c}$ i $P_{\Sigma w}$ - sumaryczne siły ciągu samolotu-celu i samolotu-wzorca;

τ_w i τ_c - współczynniki przepuszczalności promieni podczerwonych przez atmosferę odpowiednio na wysokości lotu samolotu-wzorca H_w i na wyso - kości lotu celu H_c ;

D_w - odległość działania koordynatora do samolotu przyjętego za wzorzec.

Wzór /3.22/ daje dostatecznie dokładne wyniki, gdy samo - lot-cel i samolot-wzorzec posiadają jednakową liczbę, schematy

rozmieszczenia i klasy silników. Można go również wykorzystać dla przybliżonych obliczeń w razie różnic w liczbie i rozmieszczeniu silników jednej klasy.



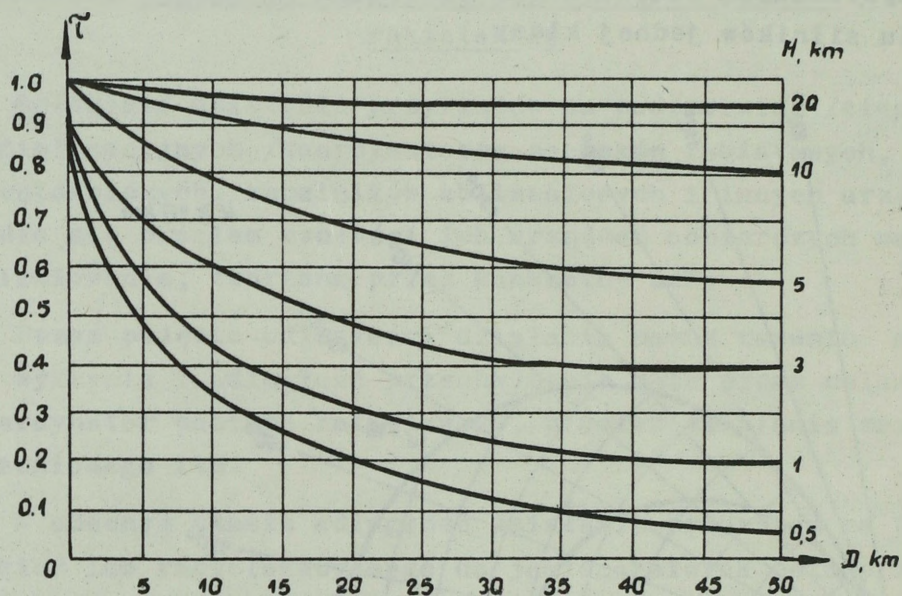
Rys. 3.19. Wykres odległości działania koordynatora ciepłego pocisku raketowego

Na rys. 3.19 jako wzorzec pokazane są odległości działania koordynatora pocisku raketowego Sidewinder-A do samolotów Ił-28 i Tu-16 na wysokości $H \geq 10$ km podczas ataku z boku.

Współczynnik przepuszczalności atmosfery τ zależy od wysokości i odległości /rys. 3.20/. Jeżeli $H_c \approx H_w$ lub $H_c \geq 10$ km i $H_w \geq 10$ km, to można przyjąć $\tau_c \approx \tau_w$ dla wszystkich D . W tym wypadku wzór /3.22/ przyjmie postać :

$$D_k = D_w \sqrt{\frac{P_{\Sigma c}}{P_{\Sigma w}}} \quad /3.23/$$

W pozostałych wypadkach obliczenie według wzoru /3.22/ wykonuje się metodą kolejnych przybliżeń. W pierwszym przybliżeniu τ_c bierze się według H_c i D_w .



Rys. 3.20. Wykres współczynnika przepuszczalności promieni podczerwonych przez atmosferę

ODLEGŁOŚĆ DZIAŁANIA KOORDYNATORA RADIOLOKACYJNEGO może być określona według wzoru :

$$D_k = D_w \sqrt[4]{\frac{\sigma_c}{\sigma_w}}, \quad /3.24/$$

gdzie: D_w - odległość działania koordynatora do samolotu wzorcowego;

σ_c - skuteczna powierzchnia odbicia celu w m^2 ;

σ_w - skuteczna powierzchnia odbicia samolotu-wzorca w m^2 .

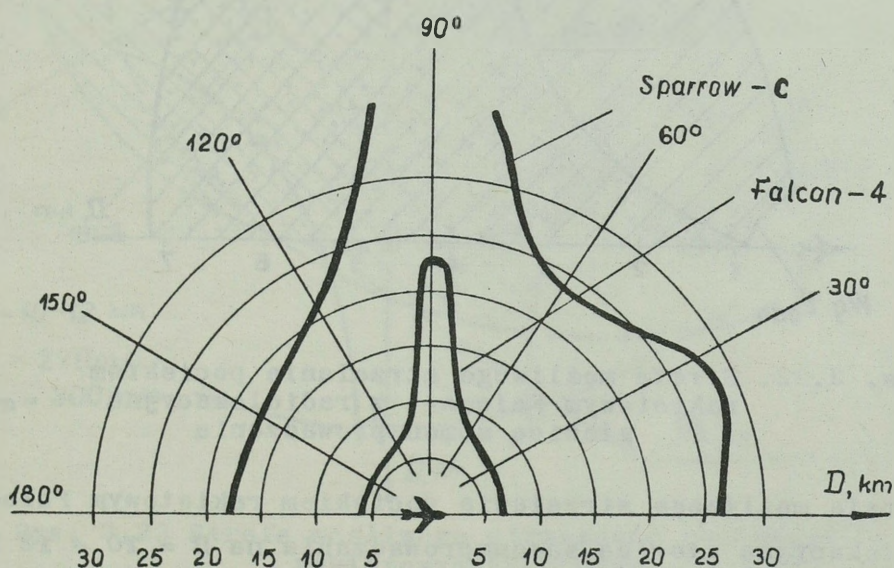
Wzór /3.24/ możliwy jest do zastosowania, jeśli D_w , σ_c i σ_w dotyczą długości fal wypromieniowania elektromagnetycznego, na której pracuje dany koordynator /przyrząd radiolokacyjny/.

W tabeli 3.5 podane są wartości skutecznych powierzchni odbicia samolotów-wzorców Il-28 i Tu-16 dla fal elektromagnetycznych zakresu trzycentymetrowego.

Tabela 3.5

Samolot - wzorzec	K i e r u n e k a t a k u		
	$q = 0^{\circ} \pm 30^{\circ}$	$q = 90^{\circ} \pm 30^{\circ}$	$q = 180^{\circ} \pm 30^{\circ}$
Il-28	13	329	8
Tu-16	19	609	45

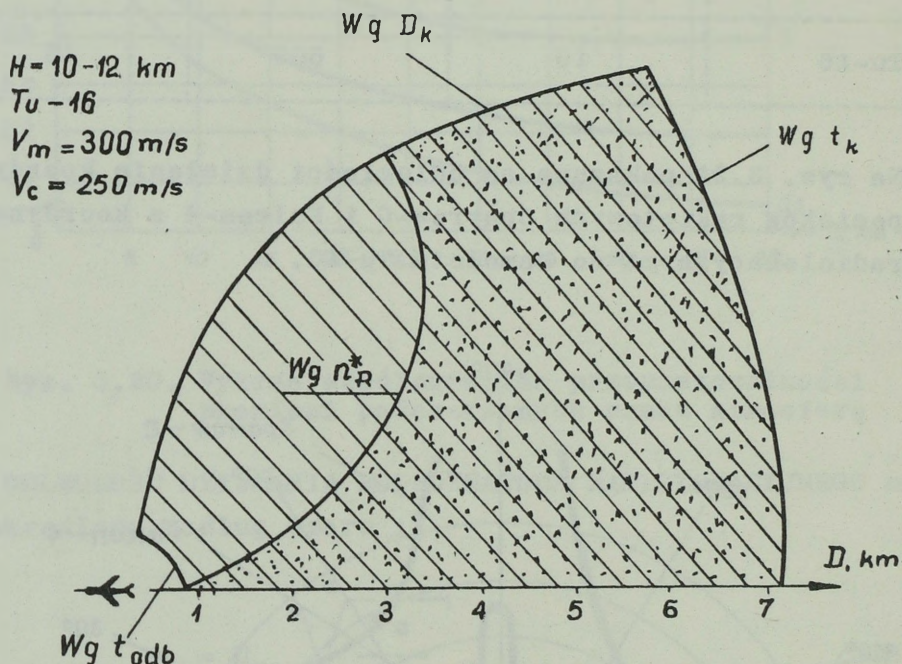
Na rys. 3.21 pokazane są odległości działania koordynatora pocisków raketowych Sparrow-C i Falcon-4 z koordynatarami radiolokacyjnymi do samolotu Tu-16.



Rys. 3.21. Wykresy odległości działania koordynatorów pocisków raketowych Sparrow-C i Falcon-4 /koordynatory radiolokacyjne/

3.3.4. Strefa możliwego strzelania przy wspólnym
uwzględnieniu różnych charakterystyk
pocisku raketowego

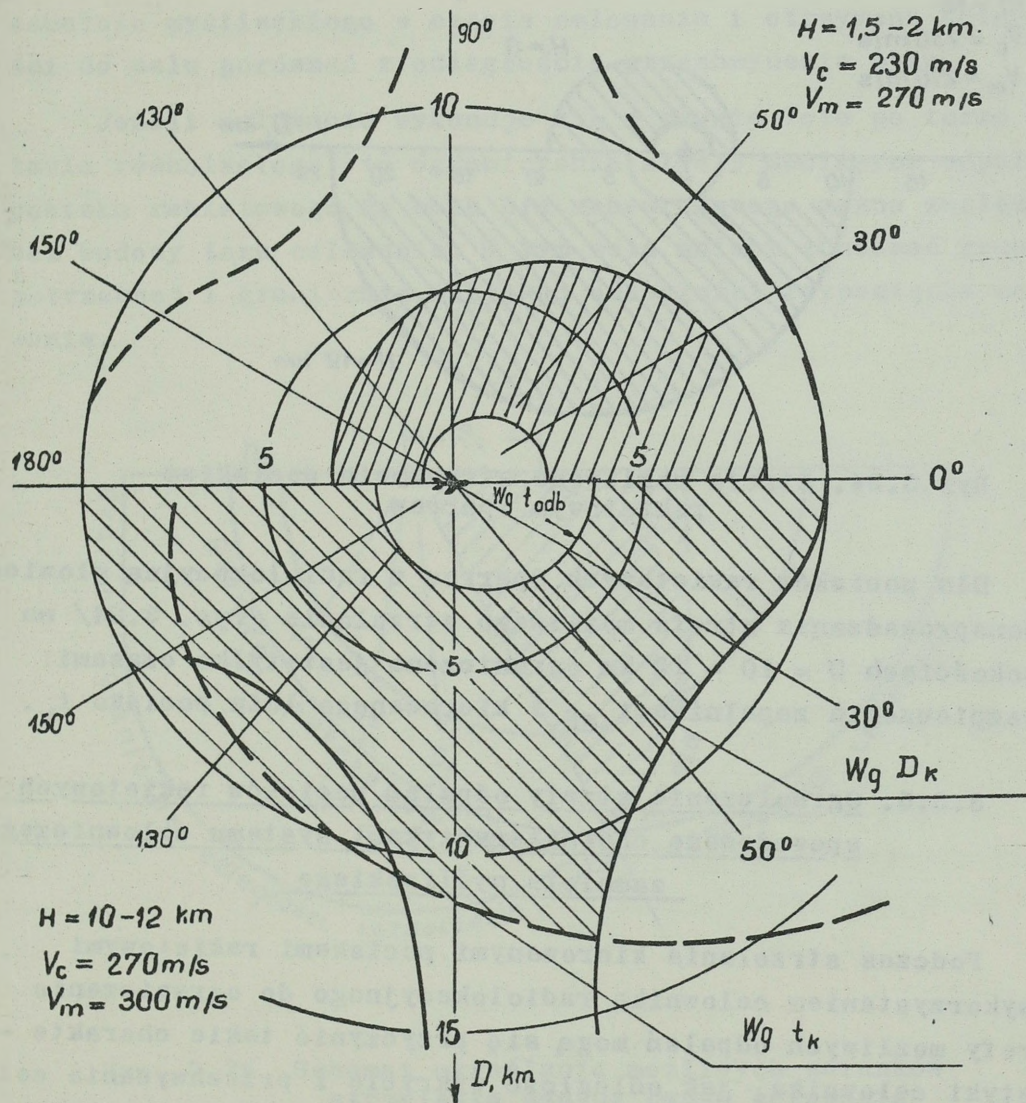
Na rys. rys. 3.22, 3.23 i 3.24 pokazane są strefy możliwego strzelania różnymi kierowanymi pociskami raketowymi /Falcon-4, Falcon-26 i Sparrow/ do samolotu Tu-16, otrzymane na podstawie wspólnego uwzględnienia szeregu ograniczeń, związanych z charakterystykami pocisków raketowych.



Rys. 3.22. Strefa możliwego strzelania pociskiem raketowym Falcon-4 z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania

Strefa możliwego strzelania pociskiem raketowym Falcon-4 z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania na $H = 10 - 12$ km /rys. 3.22/ podczas odpalania pocisków raketowych z obliczonym kątem wyprzedzenia ψ_{obl} ograniczona jest czasem kierowanego lotu pocisku raketowego t_k , czasem odbezpieczenia zapalnika t_{odb} i odległością działania koordynatora D_k . W czasie odpala-

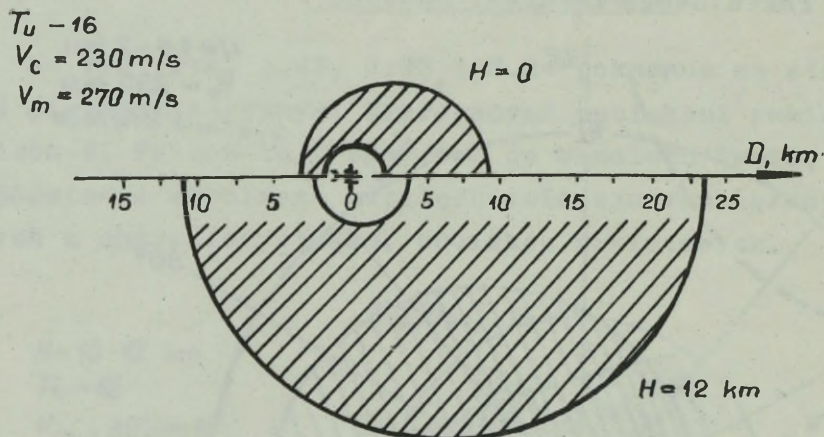
nia przy bezpośrednim naprowadzeniu / $\psi_0 = 0$ / dodatkowo od -
 działają ograniczenia związane z rozporządzalnym przeciąże-
 niem pocisku raketowego n_r^x .



Rys. 3.23 Strefa możliwego strzelania pociskiem raketowym Falcon-26

W pociskach raketowych Falcon-26 z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania strefa możliwego strzelania /rys. 3.23/ na $H = 10 - 12$ km ograniczona jest czasem kierowanego

lotu pocisku t_k , czasem odbezpieczenia zapalnika t_{odb} i odległością działania koordynatora D_k .



Rys.3.24. Strefa możliwego strzelania pociskiem raketowym Sparrow

Dla pocisków raketowych Sparrow z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania strefa możliwego strzelania /rys. 3.24/ na wysokościach $H = 10 - 12 \text{ km}$ ograniczona jest tylko czasami: odbezpieczenia zapalnika t_{odb} i kierowanego lotu pocisku t_k .

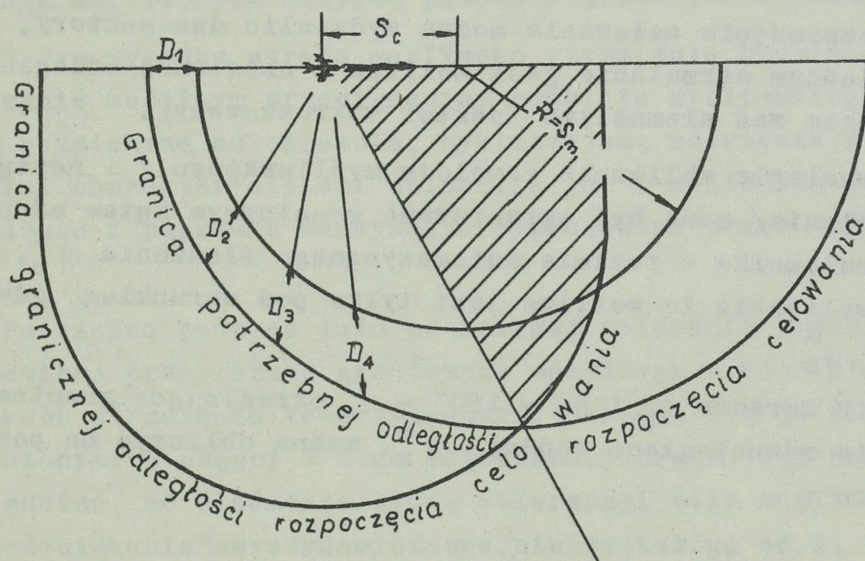
3.3.5. Ograniczenie strefy odpaleń pocisków raketowych spowodowane charakterystykami systemu celowniczego samolotu myśliwskiego

Podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi z wykorzystaniem celownika radiolokacyjnego do ograniczenia strefy możliwych odpaleń mogą się przyczynić takie charakterystyki celownika, jak odległość wykrycia i przechwycenia celu, czas celowania i inne.

Według podanych charakterystyk celownik ogranicza strefę możliwych odpaleń wtedy, gdy po zakończeniu celowania odległość do celu okaże się mniejsza od odległości strzelania, określonej charakterystykami pocisku raketowego.

Dla określenia możliwych ograniczeń strefy odpaleń pocisku raketowego celownik samolotu myśliwskiego należy od granicy odległości strzelania w kierunku odwrotnym zbudować tor lotu samolotu myśliwskiego w czasie celowania i otrzymane odległości do celu porównać z odległością przechwycenia celu.

Jeżeli celowanie wykonuje się w czasie lotu po torze zbliżania równoległego, to ograniczenie strefy możliwych odpaleń pocisku raketowego do celu nie manewrującego można znaleźć bez budowy toru celowania. W tym celu należy zbudować granicę potrzebnej i granicznie możliwej odległości rozpoczęcia celowania.



Rys. 3.25. Schemat określania możliwych warunków strzelania według czasu celowania

Granicej potrzebnej odległości rozpoczęcia celowania buduje się w następujący sposób :

- określa się drogę celu w czasie celowania $S_c = V_c t_c$ i odkłada się od celu w kierunku jego lotu;

- określa się drogę samolotu myśliwskiego w czasie celowania $S_m = V_m t_c$ i z końca odcinka S_c przeprowadza się okrąg o promieniu $R = S_m$ /rys. 3.25/;

- od celu przeprowadza się szereg promieni pod różnymi kątami kursowymi q_1 i na każdym promieniu od okręgu z $R = S_m$ w stronę zewnętrzną odkłada się odległość odpalenia pocisku rakietowego D_1 odpowiadającą q_1 . Połączenie końców odcinków odległości odpaleń daje granicę potrzebnej odległości rozpoczęcia celowania.

Jeżeli uzupełnić rys. 3.25 granicą granicznej odległości rozpoczęcia celowania /granicą odległości przechwycenia celu przez celownik/, to przecinając ją z granicą potrzebnej odległości rozpoczęcia celowania można wydzielić dwa sektory, z których w jednym strzelanie jest możliwe z ustalonej odległości D , w drugim zaś niemożliwe /sektor zakreskowany/.

Równoległe zbliżanie samolotu myśliwskiego / i następujące strzelanie/ może być ograniczone granicznym kątem odchylenia anteny celownika w reżimie automatycznego śledzenia ψ_a^* , ponieważ zbliżanie to możliwe jest tylko pod warunkiem, gdy

$$\psi_m \leq \psi_a^* .$$

Kąty kursowe q_1 i $q_2 = 180^\circ - q$, określające granice zbliżania równoległego według ψ_a^* , można obliczyć na podstawie wzoru :

$$\sin q = \frac{V_m}{V_c} \sin \psi_a^* . \quad /3.25/$$

gdzie: q - kursowy kąt celu;

V_m - prędkość lotu samolotu myśliwskiego w m/s;

V_c - prędkość lotu samolotu celu w m/s;

ψ_a^* - graniczny kąt odchylenia anteny celownika w reżimie automatycznego śledzenia celu.

3.4. STREFA MOŻLIWEGO STRZELANIA Z BRONI ARTYLERYJSKIEJ I NIEKIEROWANYMI POCISKAMI RAKIETOWYMI

3.4.1. Strzelanie towarzyszące

Strzelanie towarzyszące wykonuje się podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze celowania, swoją postacią zbliżonego do krzywej pościgu. Celowanie zaś wykonuje się za pomocą celownika synchronicznego drogą pokrycia ruchomej linii obserwacji z celem w ciągu czasu potrzebnego do wypracowania sumarycznej poprawki kątowej / / /3 - 5 s/. Pokrycie /synchronizacja/ linii obserwacji z celem dokonuje się płynnym manewrem samolotu i wymaga określonych nawyków pilota w prowadzeniu samolotu.

W tym wypadku strefa możliwego strzelania będzie określana granicznie możliwym przeciążeniem samolotu myśliwskiego, minimalną bezpieczną odległością, wykluczającą zderzenie z celem, i takimi charakterystykami celownika jak : obliczona odległość strzelania i poprawka maksymalna wypracowana przez celownik

$$\Delta_{\Sigma}^x$$

Potrzebne podczas lotu po krzywej celowania przeciążenie nie powinno przekraczać granicznie możliwego w konkretnych warunkach strzelania towarzyszącego. Określa się je czynnikami wymienionymi w części 2 tego materiału. Oprócz tego należy uwzględnić, że śledzenie linią obserwacji celu możliwe jest dla przeciążenia aerodynamicznego nie większego od 3.

Według przeciążenia granicznego określa się strefę dużych przeciążeń, która jest zasadniczym parametrem bocznej granicy strefy strzelania towarzyszącego /patrz rys. 3.8 i 3.9/.

Odległość strzelania wycelowanego określa się na podstawie odległości obliczonej, według której celownik wypracowuje poprawki. We współczesnych celownikach obliczona odległość strzelania wynosi od 200 do 2000 m. Odległości te określają granice minimalnej i maksymalnej odległości strzelania.

W niektórych wypadkach boczna granica strefy możliwego strzelania może być ograniczona maksymalną sumaryczną poprawką kątową Δ_{Σ} wypracowywaną przez celownik.

Maksymalna sumaryczna poprawka kątowa Δ_{Σ}^* ogranicza kierunki strzelania w zakresie obliczonych odległości. Zakres kątów q , dla których $\Delta_{\Sigma} \leq \Delta_{\Sigma}^*$, nazywa się strefą pracy celownika.

Dla przybliżonej oceny granicy strefy pracy celownika przyjmuje się, że potrzebna Δ_{Σ} równa jest kątowi wyprzedzenia ψ .

Przyjmując $\Delta_{\Sigma}^* = \psi$ i rozwiązując wzór /1.1/ względem q , otrzymamy wyrażenie dla określenia wartości granicznej q_1^* i $q_2^* = 180^\circ - q_1^*$:

$$\sin q = \frac{v_{sr}}{v_c} \quad \Delta_{\Sigma}^* = \frac{v_{o1} - k_v c_H D}{v_c} \Delta_{\Sigma}^* \quad /3.26/$$

Krzywizna granicy strefy pracy celownika na $D \leq 2000$ m nie jest duża. Zezwala to na zbudowanie jej w postaci linii prostych przechodzących pod kątami q_1^* i q_2^* , obliczonymi dla $D = D_{strz}$.

Minimalna bezpieczna odległość, wykluczająca zderzenie samolotu myśliwskiego z celem, ogranicza strefę możliwego strzelania z zasady na kursach przeciwnych, co tłumaczy się dużą prędkością zbliżania samolotów, a zatem krótkim czasem ataku. Na skutek tego strzelanie towarzyszące na kursach przeciwnych praktycznie nie jest możliwe do wykonania.

3.4.2. Strzelanie zaporowe

Strzelanie zaporowe wykonuje się z lotu prostoliniowego, które możliwe jest z dowolnego kierunku. Jednak takie strzelanie wskutek małej jego skuteczności stosuje się tylko pod

dużymi sylwetkami, gdzie nie jest możliwe wykonanie strzelania towarzyszącego.

Zadanie celowania podczas strzelania zaporowego na wspólnych samolotach myśliwskich rozwiązuje się za pomocą półautomatycznych celowników radiolokacyjnych przekazujących na ekran wskaźnika znacznik wyprzedzonego punktu /punktu celowniczego/. Pilot powinien utrzymywać punkt celowniczy w środku ekranu wskaźnika /zero-wskaźnika/; przy tym broń /podłużna oś samolotu myśliwskiego/ będzie skierowana w punkt wyprzedzenia. Wyprzedzenie wypracowuje się dla jednej /obliczonej/ odległości strzelania.

Wobec tego, w czasie ataku można wykonać strzelanie tylko jedną serią lub jedną salwą. Wyjście samolotu myśliwskiego w punkt otwarcia ognia wykonuje się po wykonaniu zbliżenia metodą równoległą.

Biorąc powyższe pod uwagę, możliwości strzelania zaporowego mogą być ograniczone takimi charakterystykami celownika jak : odległość przechwycenia celu, czas celowania, kąt odchylenia anteny w reżimie automatycznego śledzenia oraz inne.

Metoda określania ograniczeń w danym wypadku jest analogiczna do tej, jaka była podana w zagadnieniu 3.5 /rys. 3.25/.

4. ZASTOSOWANIE BOJOWE ŚRODKÓW OBRONNYCH SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW W WALCE POWIETRZNEJ Z SAMOLOTAMI PRZECIWNIKA

Różnorodność typów samolotów myśliwskich przeciwnika, wykorzystywanych przez nich celowników, środków rażenia, warunków i sposobów strzelania, a także niemożliwość rozpoznania konkretnego typu samolotu myśliwskiego, szczególnie w razie braku widzialności wzrokowej, sprawiają, że żaden ze środków obronnych, nie jest w stanie zapewnić skutecznej obrony samolotu czy śmigłowca.

Skuteczna obrona możliwa jest tylko w razie wykorzystania różnych środków obrony i wykrycia samolotu przeciwnika we właściwym czasie. Znając współrzędne samolotu myśliwskiego przeciwnika i charakter ich zmiany, można orientacyjnie przewidzieć jego zamiary działania i uzbrojenie oraz przyjąć odpowiednie środki dotyczące racjonalnego wykorzystania środków obrony.

4.1. WYKRYCIE CELU

Wykrycie celu osiąga się dzięki dobrze zorganizowanej, ciągłej obserwacji wzrokowej za pomocą różnych pokładowych środków technicznych za przestrzenią okrążającą samolot /śmigłowiec/.

Trzeba pamiętać, że żaden pojedynczy środek wykrywania nie jest w stanie wykryć cel we właściwym czasie.

I tak, załoga może wykryć wzrokowo samolot myśliwski tylko w dzień w zwykłych warunkach atmosferycznych na odległościach 4-6 km, a według śladu inwersji - na odległościach do 20-25 km.

Odległość wykrycia samolotu myśliwskiego przeciwnika za pomocą systemów telewizyjnych nie przekracza odległości wykrycia wzrokowego.

Za pomocą przyrządów cieplnych /na podczerwień/, przeznaczonych do wykrywania celów w zwykłych warunkach atmosferycznych w nocy, nie można praktycznie wykryć samolotu myśliwskiego, ponieważ źródło wypromieniowania podczerwonego samolotu przeciwnika - jego silnik - znajduje się z tyłu i ekranowane jest konstrukcją samego samolotu. Tylko zwiększenie prędkości samolotów i zwiększenie czułości przyrządów cieplnych zezwola na wykrycie samolotu myśliwskiego w wypadku nagrzania się jego pokrycia. Specjalne wskaźniki na podczerwień /o wąskim polu widzenia/ są zdolne określić moment odpalenia przez samolot myśliwski kierowanego pocisku raketowego według wypromieniowania cieplnego pracującego silnika.

Bardziej sprawne są radiotechniczne środki wykrywania, które można wykorzystywać w dowolnych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy. Są to : celowniki strzelania powietrznego i bombardierskie, odbiorniki powiadamiania oraz inne.

Odbiornik powiadamiania służy do uprzedzenia załogi o opromieniowaniu samolotu przez celownik lub dalmierz radiolokacyjny samolotu myśliwskiego. Odległość działania odbiornika powiadamiania w przybliżeniu jest 1,5 razy większa od odległości działania celownika i dalmierza radiolokacyjnego samolotu myśliwskiego. Odbiornik powiadamiania zezwala na odróżnienie reżimu obserwacji i automatycznego śledzenia przez celowniki radiolokacyjne samolotów myśliwskich.

Tak więc odbiornik powiadamiania typu "Syrena - 2", ustawiony w części ogonowej samolotu, posiada strefę wykrycia $\pm 40^\circ$ i przekazuje załodze sygnał dźwiękowy. Wskazania dźwiękowe reżimów pracy celownika radiolokacyjnego samolotu

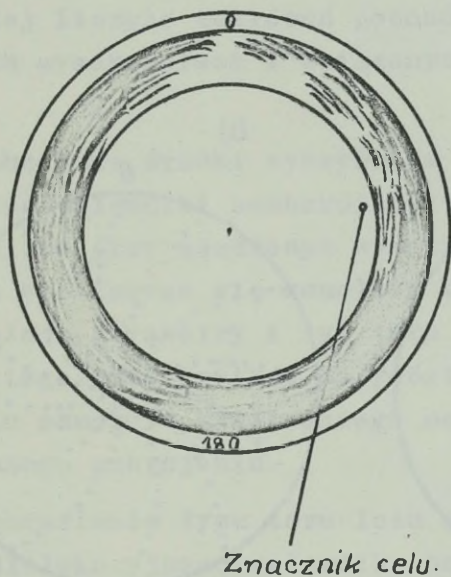
myśliwskiego w tym odbiorniku dokonywane jest drogą zmiany charakteru dźwięku w czasie przejścia celownika w reżim automatycznego śledzenia z reżimu obserwacji.

Odbiorniki powiadamiania posiadają istotne cechy ujemne: nie określają odległości i kąтового położenia samolotu myśliwskiego przeciwnika, reagują na wypromieniowanie postronnych środków radiotechnicznych. W wyniku tego sygnalizacja dźwiękowa utrudnia utrzymywanie łączności między członkami załogi samolotu i samolotami w grupie.

Odbiorniki powiadamiania sprzęga się z urządzeniami zrzutu zakłóceń pasywnych, zapewniając automatyczne włączenie ich i chwilą zrzutu zakłóceń podczas przechwycenia samolotu przez celownik radiolokacyjny samolotu myśliwskiego.

Radiolokacyjny celownik bombardierski jest pomocniczym środkiem wykrywania celów powietrznych. Z jego pomocą cel powietrzny może być wykryty w dolnej półsfery. Wykrycia celu dokonuje się tak przy włączonym, jak i wyłączonym wysokim napięciu.

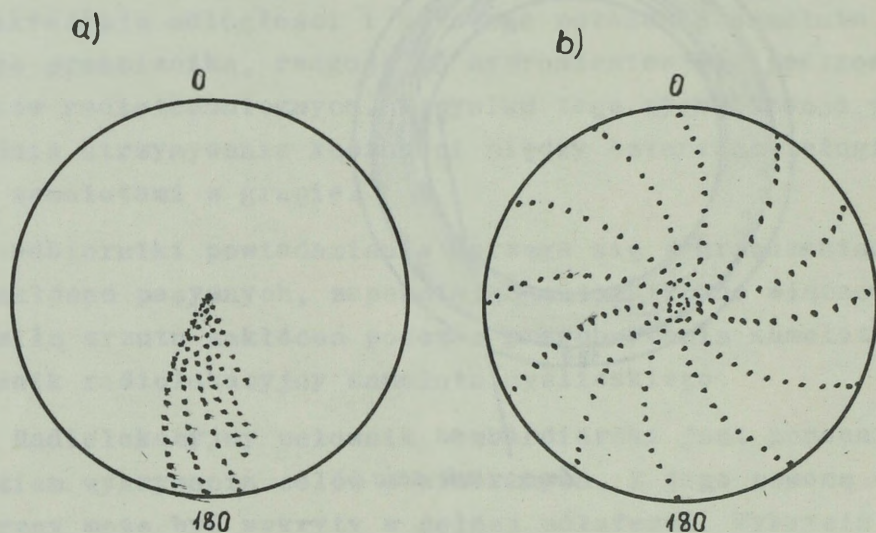
Przy włączonym wysokim napięciu cel wykrywany jest w plamie wysokościowej, jeśli w celowniku istnieje możliwość wyłączenia opóźnienia na wysokość lotu. Samolot myśliwski jest widziany w plamie wysokościowej w postaci jasnego punktu /rys. 4.1/. Można przy tym dokładnie określić odległość i burtowy kąt celu, a na podstawie jego zmiany - charakter lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika względem broniącego się samolotu bombowego. Maksymalna odległość wykrycia równa jest wysokości lotu. Jeżeli samolot myśliwski wyposażony jest w celownik radiolokacyjny /dalmierz radiolokacyjny/, który wypromieniowuje fale elektromagnetyczne na częstotliwości zbliżonej do częstotliwości radiolokacyjnego celownika bombardierskiego, to na jego ekranie pojawią się zaświecenia zakłóceń aktywnych, demaskujące samolot myśliwski. Zaświecenia te pojawiają się wcześniej niż znacznik samolotu myśliwskiego.



Rys. 4.1. Wskazanie celu przy włączonym wysokim napięciu radiolokacyjnego celownika bombardierskiego

Przy wyłączonym wysokim napięciu radiolokacyjnego celownika bombardierskiego samolot myśliwski wykrywany jest tylko na podstawie wypromieniowania przez jego celownik radiolokacyjny /dalmierz radiolokacyjny/ fal elektromagnetycznych na częstotliwości zbliżonej do częstotliwości radiolokacyjnego celownika bombardierskiego. W tym wypadku na ekranie radiolokacyjnego celownika bombardierskiego pojawia się sektorowe zaświecenie /zakłócenia aktywne/. Kierunek na zaświecenia sektorowe orientacyjnie wskazuje burtowy kąt celu /rys. 4.2a/. W razie zmniejszenia odległości szerokość sektora zaświecenia wzrasta; na odległościach mniejszych od odległości przechwylenia broniącego się samolotu bombowego, zaświecenia pojawiają się w całym polu widzenia ekranu /rys. 4.2b/. Odległość wykrycia pracującego celownika samolotu myśliwskiego jest w przyb-

liżeniu 2 - 2,5 razy większa od odległości wykrycia broniącego się samolotu bombowego przez celownik samolotu myśliwskiego przeciwnika.



Rys. 4.2. Zaświecenia pochodzące od celownika samolotu myśliwskiego przy włączonym wysokim napięciu radiolokacyjnego celownika bombardierskiego

Radiolokacyjne stacje celownicze broni artyleryjskiej są najbardziej uniwersalnym środkiem wykrywania celów powietrznych. Pozwalają one wykrywać i dostatecznie dokładnie określać współrzędne wszystkich celów znajdujących się w strefie obserwacji na odległości wykrycia. W reżimie automatycznego śledzenia celu dokładność określania współrzędnych śledzonego celu jeszcze bardziej wzrasta.

Bezpośrednie automatyczne sterowanie bronią artyleryjską przez radiolokacyjną stację celowniczą /w reżimie automatycznego śledzenia przez wylicznik poprawek strzelania powietrznego/ zwiększa zdolność obronną samolotu bombowego czy transportowego.

Istotną cechą ujemną radiolokacyjnej stacji celowniczej jest wrażliwość na oddziaływanie różnych zakłóceń radioelektrycznych, w tej liczbie zakłóceń pochodzących od ziemi podczas lotu na małych wysokościach i związanych ze zwiększeniem wysokości.

Radiotechniczne środki wykrywania dokonujące pomiaru celu /radiolokacyjne celowniki bombardierskie i radiolokacyjne stacje celownicze przy włączonym wysokim napięciu/, w razie braku manewru broniącego się samolotu bombowego wystarczająco wyraźnie ustalają parametry i typ toru lotu atakującego samolotu myśliwskiego przeciwnika. Na podstawie współrzędnych i typu toru lotu samolotu myśliwskiego można wnioskować o stosowanym przez niego uzbrojeniu.

Metoda określania typu toru lotu samolotu myśliwskiego za pomocą radiolokacyjnego celownika bombardierskiego i radiolokacyjnej stacji celowniczej zależy od konstrukcji wskaźnika, podstawy czasu i innych.

Podczas wykorzystywania dowolnego wskaźnika należy pamiętać, że w razie braku manewru broniącego się samolotu bombowego azymut i kąt położenia samolotu myśliwskiego atakującego po torze zbliżania równoległego są stałe, a w czasie lotu po krzywej pościgu kąt położenia stale się zmniejsza w stronę zera, a azymut /w stosunku do kierunku lotu/ zbliża się do 180° /samolot myśliwski znoszony jest w tylną półsferę do kąta burtowego 180° /.

Tak więc, podczas zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego na ekranie radiolokacyjnego celownika bombardierskiego znacznik celu będzie się przemieszczał po prostej do środka wskaźnika. W czasie lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu /i gdy broniący się samolot bombowy nie manewruje/ na ekranie radiolokacyjnego celownika bombardierskiego znacznik celu będzie się przemieszczał do azymutu 180° , zbliżając się do środka wskaźnika.

4.2. MANEWR OBRONNY

Manewr obronny w walce powietrznej z samolotem myśliwskim przeciwnika ma na celu utrudnienie lub udaremnienie ataku, zmniejszenie dokładności i skuteczności strzelania z samolotu myśliwskiego. Udaremnienie ataku przez zastosowanie manewru osiąga się w wyniku stworzenia takich warunków, w których nie jest możliwy lot samolotu myśliwskiego po krzywej celowania lub samolot myśliwski znajdzie się poza strefą możliwego strzelania. Jeżeli nie udaje się udaremnienie ataku, to manewrowanie utrudnia jego wykonanie, celowanie, zmniejsza jego dokładność, stwarza mniej sprzyjające warunki strzelania i naprowadzania kierowanych pocisków raketowych, co prowadzi do zmniejszenia prawdopodobieństwa rażenia atakowanego samolotu bombowego, transportowego i śmigłowca.

W niektórych wypadkach manewr obronny prowadzi do zmniejszenia strefy możliwego strzelania z samolotu myśliwskiego, co jeszcze w większej mierze zwiększa prawdopodobieństwo udaremnienia ataku i strzelania. W szczególności, podczas manewru obronnego wykonywanego w stronę samolotu myśliwskiego, wykonującego strzelanie pociskiem raketowym Sidewinder-A z bezpośrednim naprowadzaniem, zmniejsza się D_{\max} i wzrasta D_{\min} , wzrasta również promień strefy dużych przeciążeń. W czasie manewru w stronę samolotu myśliwskiego promień strefy dużych przeciążeń pocisku raketowego zwiększa się o $\Delta r = 750 n_{jc}$ /w metrach/ w porównaniu z promieniem określonym według wzoru /3.21/.

Rozpatrzmy poniżej: wpływ manewru samolotu atakowanego na wykonanie przez samolot myśliwski przeciwnika ataku i strzelania oraz metodę jakościowej i ilościowej oceny skuteczności manewru dla wyboru racjonalnego sposobu jego wykonania.

4.2.1. Zmniejszenie dokładności i skuteczności strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi

Systemy celownicze samolotu myśliwskiego przeciwnika rozwiązują zadanie celowania na podstawie uwzględniania prostoliniowego i równomiernego ruchu celu $\dot{V}_c = \text{const}$ w czasie lotu pocisku artyleryjskiego t /lub niekierowanego pocisku raketowego/. Wobec tego, podczas manewru celu /samolotu bombowego, transportowego i śmigłowca/ celownik wypracowywać będzie kąt wyprzedzenia z błędem $\Delta\psi$. Błędowi kątowemu $\Delta\psi$ odpowiada liniowe chybiecie pocisków artyleryjskich /pocisków raketowych/ Δ , którego wielkość /wzdłuż normalnej do wyprzedzonej linii odległości/ określa się następującymi wzorami:

- podczas manewru wykonywanego zmianą kierunku lotu /z nadmiarem przeciążenia n_{jc} , rys. 4.3a/

$$\Delta_1 = \frac{g t^2}{2} n_{jc} \cos q = \frac{t^2}{2} V_c \omega_c \cos q, \quad /4.1/$$

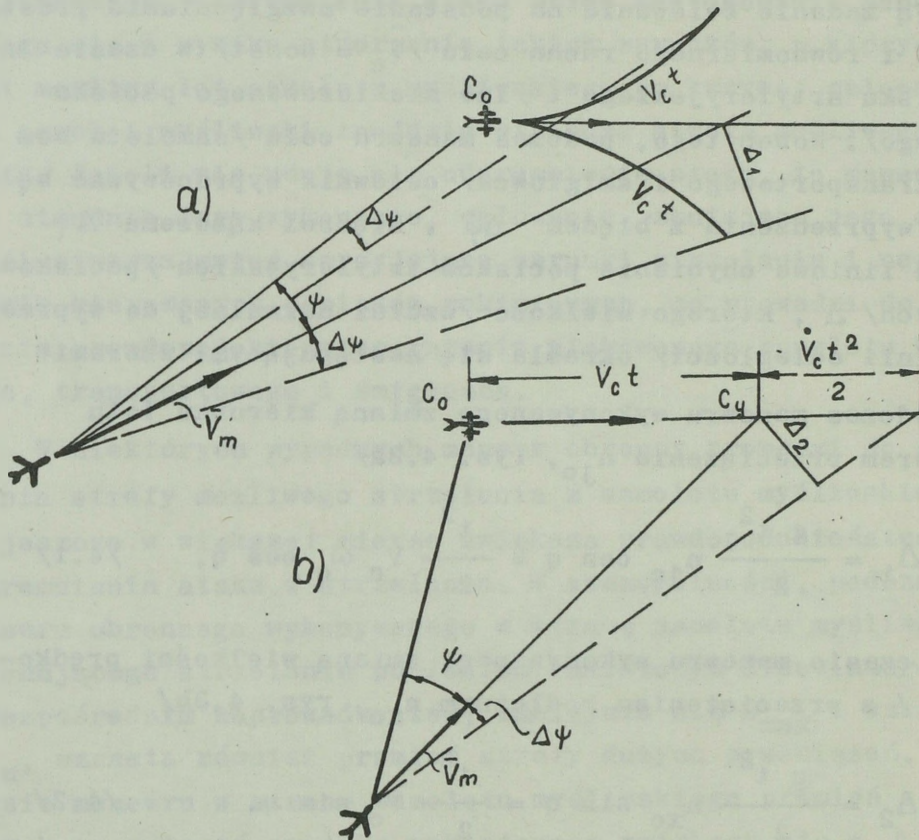
- w czasie manewru wykonywanego zmianą wielkości prędkości lotu /z przeciążeniem podłużnym n_{xc} , rys. 4.3b/

$$\Delta_2 = \frac{g t^2}{2} n_{xc} \sin q = \frac{t^2}{2} \dot{V}_c \sin q. \quad /4.2/$$

Z wzorów /4.1/ i /4.2/ wynika, że manewr wykonywany zmianą kierunku lotu samolotu najskuteczniejszy jest pod sylwetkami atakującego samolotu mniejszymi od $2/4$ /dla $150^\circ \leq q \leq 30^\circ$; $0,87 \leq |\cos q| \leq 1$ /, a manewr wykonywany zmianą wielkości prędkości lotu - dla sylwetek powyżej $3/4$ / dla $130^\circ \geq q \geq 50^\circ$; $0,77 \leq \sin q \leq 1$.

Im intensywniejszy jest manewr, to znaczy im większy nadmiar n_{jc} /lub ω_c / i przeciążenie n_{xc} /lub \dot{V}_c /, tym większe jest chybiecie pocisku. Dla samolotów bombowych, transporto -

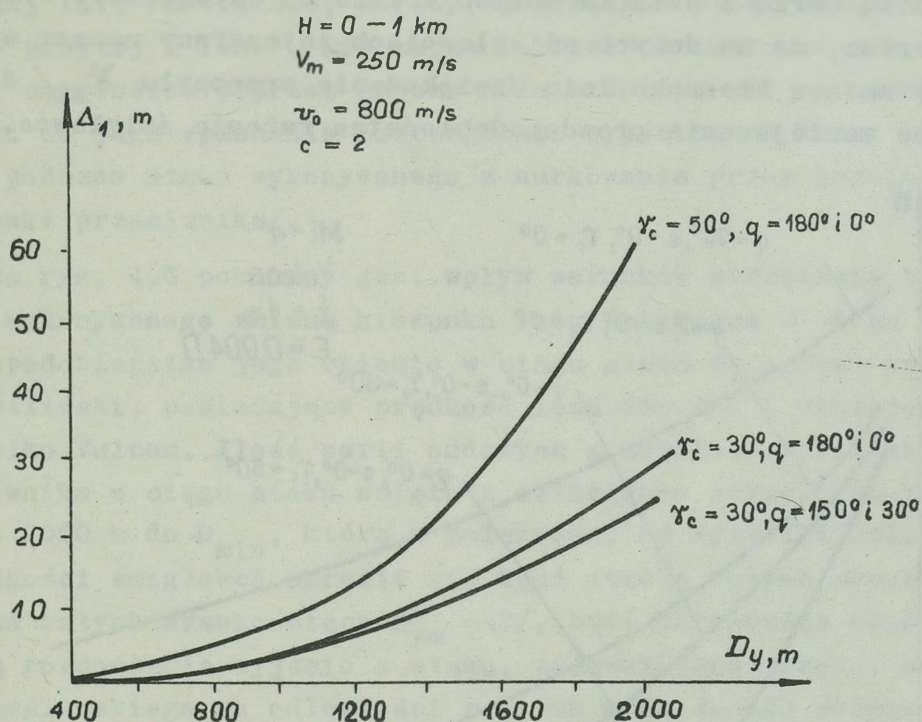
wych przeważnie $n_{jc} \gg n_{xc}$ i wpływ manewru wykonywanego zmianą kierunku lotu na dokładność strzelania jest bardziej skuteczny aniżeli zmianą prędkości lotu. Śmigłowce zdolne są stworzyć $n_{xc} \approx n_{jc}$ i wobec tego dla nich Δ_2 i Δ_1 będą jednakowego rzędu x/j_0 .



rys. 4.3. Schemat określania chybień pocisku podczas manewru celu

x) Samoloty bombowe mogą wykonywać manewr z przechyłem do $45 - 60^\circ$ / $n_{jc} = 1 - 1,7$ / i zmieniać prędkość lotu z przyspieszeniem $|\dot{V}_c|$ do $1 - 2 \text{ m/s}^2$ / $n_{xc} \leq 0,1$ /.
 Śmigłowce mogą wykonywać manewr z przechyłem do $25 - 30^\circ$ / $n_{jc} = 0,46 - 0,6$ / i zmieniać prędkość lotu z przyspieszeniem $|\dot{V}_c|$ do $3 - 4 \text{ m/s}^2$ / $n_{xc} = 0,3 - 0,4$ /.

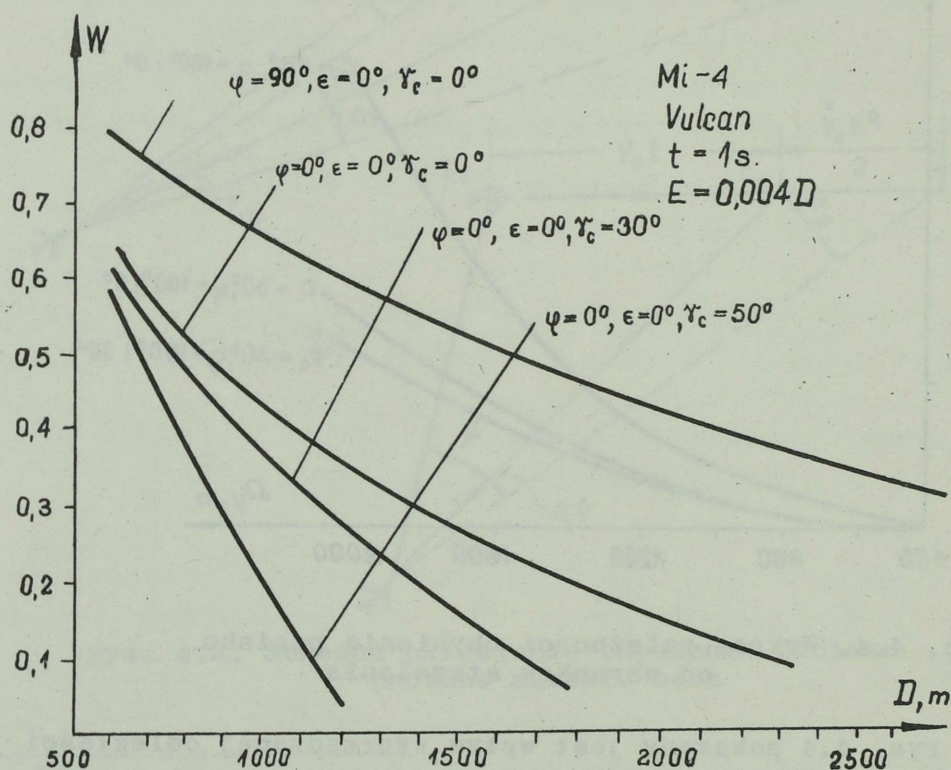
Istotny wpływ na chybienie pocisków artyleryjskich /pocisków raketowych/ wywiera odległość strzelania D , ponieważ ze wzrostem odległości czas lotu pocisku t rośnie progresywnie, a we wzorze /4.1/ i /4.2/ występuje on w drugiej potęgze. Ze zwiększeniem wysokości lotu maleje Δ_1 i Δ_2 , gdyż spada t .



Rys. 4.4. Wykres zależności chybienia pocisku od warunków strzelania

Na rys. 4.4 pokazany jest wpływ wyprzedzonej odległości D_y , przechyłu γ_c i kąta kursowego manewrującego celu na chybienie Δ_1 podczas strzelania na wysokościach 0 - 1000 m z samolotu myśliwskiego przeciwnika posiadającego prędkość lotu 250 m/s, z działka kalibru 20 mm / $v_0 = 800$ m/s, $c = 2$ /. Z rysunku 4.4 wynika, że na odległościach powyżej 1000 - 1500m chybienie Δ_1 może przekroczyć połowę rozmiaru celu /wyjść poza zarys celu/.

W tych wypadkach, gdy Δ_1 przekracza jednoodchylenie prawdopodobne E , to w sposób istotny zmniejsza się prawdopodobieństwo trafienia w cel p i prawdopodobieństwo jego rażenia W . Na rys. 4.5 pokazany jest wpływ manewru w płaszczyźnie poziomej śmigłowca typu Mi-4 na prawdopodobieństwo jego rażenia podczas strzelania pod sylwetką 0/4 / $\psi = 0$, $\epsilon = 0$ / jedno - sekundową serią z działka Vulcan z różnych odległości. Wykres potwierdza, że na dużych odległościach intensywny manewr wykonywany zmianą kierunku lotu /zwiększenie przechyłu γ'_{sm} / daje istotne zmniejszenie prawdopodobieństwa rażenia śmigłowca.



Rys. 4.5. Wykres zależności prawdopodobieństwa rażenia śmigłowca jednosiekundową serią od warunków strzelania

Skuteczność strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami rakietowymi zależy od takich warunków strzelania, jak : odległość, sylwetka celu, prędkość lotu celu itp. Ze zmianą warunków strzelania zmieniają się i możliwości jego

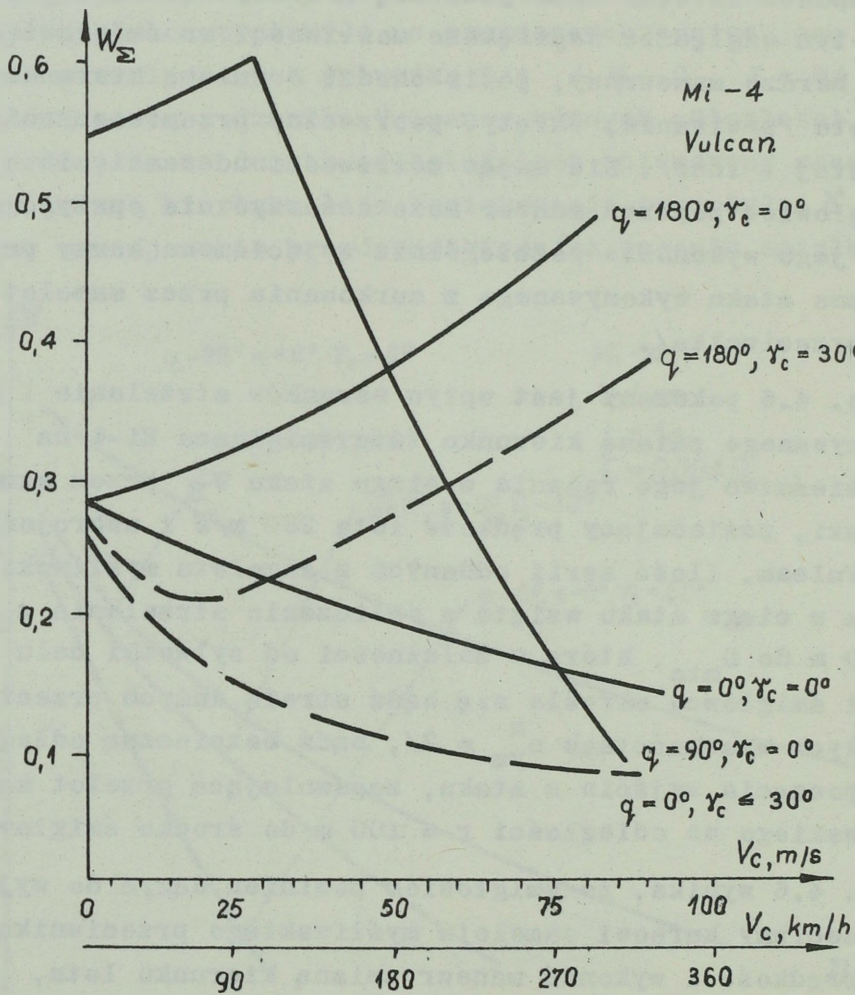
wykonania : czas celowania, ilość serii /salw/ w ataku, zakres możliwych odległości strzelania i inne. Wykonując manewr, brońący się samolot /śmigłowiec/ może zająć takie położenie, dla którego w sposób istotny zmniejszy się prawdopodobieństwo jego rażenia. W tym względzie największe możliwości ma śmigłowiec, który jest bardzo manewrowy, jeśli chodzi o zmianę kierunku i rodzaj lotu /zawisanie, skręty, poprzeczne przemieszczanie, lot po prostej i inne/. Nie mając możliwości udaremnienia ataku, śmigłowiec poprzez manewr może stworzyć nie sprzyjające warunki do jego wykonania /szczególnie wyjściem na kursy przeciwnie podczas ataku wykonywanego z nurkowania przez samolot myśliwski przeciwnika/.

Na rys. 4.6 pokazany jest wpływ warunków strzelania i manewru wykonywanego zmianą kierunku lotu śmigłowca Mi-4 na prawdopodobieństwo jego rażenia w ciągu ataku W_{Σ} przez samolot myśliwski, posiadający prędkość lotu 250 m/s i uzbrojony w działko Vulcan. Ilość serii oddanych z samolotu myśliwskiego przeciwnika w ciągu ataku wzięto z obliczenia strzelania z $D_{\max} = 2000$ m do D_{\min} , którą w zależności od sylwetki celu i prędkości śmigłowca określa się bądź strefą dużych przeciężeń /na małych wysokościach $n_{ym}^x = 2$ /, bądź bezpieczną odległością rozpoczęcia wyjścia z ataku, zapewniającą przelot samolotu myśliwskiego na odległości $r = 100$ m do środka śmigłowca.

Z rys. 4.6 wynika, że śmigłowiec powinien dążyć do wyjścia na kurs przeciwny kursowi samolotu myśliwskiego przeciwnika, zwiększyć prędkość i wykonać manewr zmianą kierunku lotu, zachowując swoją sylwetkę w granicach $0/4 - 2/4$. W czasie lotu śmigłowca na dużej prędkości /powyżej 250 km/h/ skuteczność strzelania może być zmniejszona również przez stworzenie sylwetki $3/4 - 4/4$.

Najbardziej niebezpieczne są ataki samolotów myśliwskich przeciwnika pod dużymi sylwetkami na małej prędkości lotu

śmigłowca i ataki z tyłu pod sylwetką do 2/4 na jego dużej prędkości. We wszystkich wypadkach śmigłowiec powinien dążyć



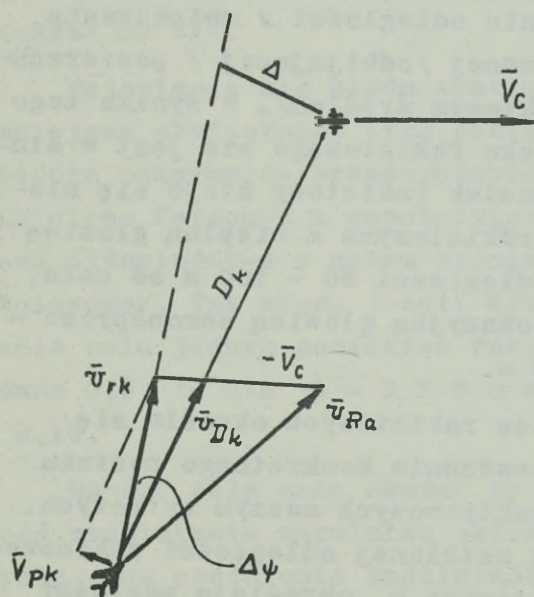
Rys. 4.6. Wykres zależności prawdopodobieństwa rażenia śmigłowca w ciągu jednego ataku samolotu myśliwskiego przeciwnika od warunków strzelania

do zajęcia w przestrzeni takiego położenia, dla którego kierunek ataku przechodziłby przez płaszczyznę obrotu śmigła nośnego.

4.2.2. Zmniejszenie dokładności i skuteczności strzelania samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi

Podczas lotu do celu aparatura sterowania samonaprowadzających się pocisków raketowych stale uwzględnia zmianę warunków lotu, a wśród nich i manewr celu. Jednak wypracowanie zmian warunków lotu następuje nie natychmiast, lecz z pewnym opóźnieniem, które tłumaczy się bezwładnością pocisku raketowego i aparatury sterowania /opóźnienia w przejściu sygnału od czułego elementu do organów wykonawczych - sterów/. Dlatego pocisk raketowy w czasie ciągłej zmiany warunków lotu porusza się z odchyleniem od toru idealnego zbliżenia równoległego.

W pobliżu celu w ciągu pozostałego czasu nie zdąży on usunąć odchylenia $\Delta\psi$ i przeleci z chybeniem Δ /rys. 4.7/.



Rys. 4.7. Schemat określania chybenia pocisku raketowego

Wielkość chybenia pocisku raketowego zależy od metody

odpalania pocisku raketowego, początkowych warunków strzelania i manewru celu. Podczas odpalenia pocisku raketowego z bezpośrednim naprowadzaniem /Sidewinder-A/, to znaczy z wiadomym błędem, równym kątowi wyprzedzenia ψ_R , błędy naprowadzania pocisku raketowego wzrastają, szczególnie podczas strze-

lania z niedużej odległości pod dużą sylwetką celu - manewrującego na pocisk raketowy /dla zwiększenia sylwetki i zmniejszenia odległości/. Im mniejsza jest odległość strzelania, tym mniejszy czas posiada pocisk raketowy na usunięcie błędu, a im większa jest sylwetka celu, tym większy jest błąd celowania w momencie odpalenia i tym większy czas potrzebny jest na jego usunięcie.

Prócz tego, w pobliżu celu samonaprowadzające się pociski raketowe oślepiają się wskutek raptownego zwiększenia mocy sygnału na wejściu. W pobliżu celu sygnał na wejściu rośnie kosztem progresywnego zmniejszenia odległości i zwiększenia kąтового rozmiaru wypromieniowywanej /odbijającej / powierzchni celu / cel przestaje być punktowym źródłem/. W wyniku tego czuły element koordynatora pocisku raketowego nie jest w stanie wydzielić sygnału błędu i pocisk raketowy staje się niekierowany. Oślepienie pocisków raketowych z ciepłą głowicą samonaprowadzania następuje w odległości 50 - 100 m od celu, a pocisków raketowych z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania - w odległości 100 - 200 m.

Błędy naprowadzania pocisków raketowych określa się drogą modelowania procesu naprowadzania konkretnego pocisku raketowego na cel za pomocą elektronowych maszyn cyfrowych. Elektronowe maszyny cyfrowe dla ustalonej odległości zakończenia naprowadzania pocisku raketowego D_k określają wartości kątowej prędkości linii odległości ω_{D_k} i prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu v_{D_k} . Następnie wykonuje się obliczenie chybienia pocisku raketowego za pomocą ogólnie przyjętego wzoru:

$$\Delta = \frac{\omega_{D_k}}{v_{D_k}} D_k^2 . \quad /4,3/$$

Modelowanie naprowadzania pocisku raketowego Sidewinder-A dla $H = 10000$ m, $V_m = 500$ m/s, $V_c = 400$ m/s i odległości odpalenia $D_0 = 4000$ m wskazuje, że dla nie manewrującego celu chybiecie pocisku raketowego $\Delta = 0$, jeśli $q_0 \geq 150^\circ$, i $\Delta \geq 10$ m, jeśli $q_0 \leq 155^\circ$. W wypadku manewrującego celu dla $q_0 = 150^\circ$ $\Delta \leq 4$ m, jeśli $n_{yc} \leq 1,5$, i $\Delta \geq 10$ m, jeśli $n_{yc} \geq 1,7$. Modelowanie naprowadzania pocisków raketowych wskazuje, że dla zmniejszenia skuteczności należy wchodzić na kursy przeciwne kursom samolotu myśliwskiego przeciwnika, zwiększać prędkość lotu i wykonywać intensywny manewr, zachowując swoją sylwetkę większą od 2/4.

Pojawienie się błędu systematycznego Δ w sposób istotny zmniejsza skuteczność tych pocisków raketowych, które mają nieduże maksymalne prawdopodobieństwo rażenia celu / pociski raketowe Falcon-4 z zapalnikiem uderzeniowym, pociski raketowe Sidewinder-A o małym promieniu działania zapalnika zbliżeniowego/. Tak więc, jeżeli dla $\Delta = 0$ prawdopodobieństwo rażenia celu jednym pociskiem raketowym Sidewinder-A będzie równe 0,6, to dla $\Delta = 3$ i 6 m spada ono odpowiednio do 0,42 i 0,16.

Manewr celu może okazać istotny wpływ również na dokładność zadziałania zapalnika zbliżeniowego pocisku raketowego. Stały czas opóźnienia zadziałania zapalników wybiera się z obliczenia rażenia najbardziej wrażliwej części typowego celu. Spełniane jest to tylko dla określonej prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu, a prędkość zbliżania zależy od sylwetki strzelania. W wyniku manewru można w znacznej mierze zmienić warunki spotkania pocisku raketowego z celem i zapewnić wybuch jego części bojowej w mniej wrażliwej strefie i nawet poza granicami celu. W poniższej tabeli pokazano, jak się zmienia prawdopodobieństwo rażenia celu jednym pociskiem raketowym Falcon-4 z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania w zależności od kierunku strzelania dla stałego czasu opóźnie-

nia wybuchu obliczonego na strzelanie pod dużymi sylwetkami.

q, stopnie	0	60	90	120	180
W_1	0,2	0,4	0,55	0,6	0,35

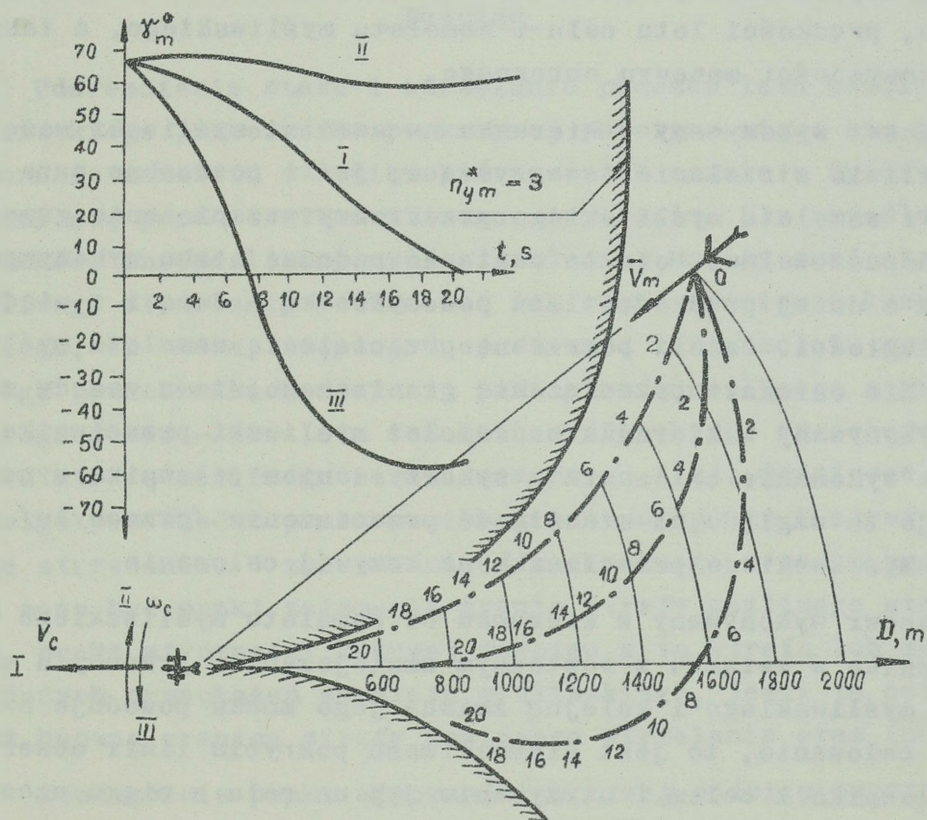
Z powyższej tabeli wynika, że podczas stosowania przez samolot myśliwski przeciwnika wszechsylwetkowego pocisku rakietowego Falcon-4, samolot atakowany /bombowy lub transportowy/ powinien dążyć do wyjścia na kurs przeciwny kursowi samolotu myśliwskiego lub w skrajnym wypadku - na zgodny, stwarzając sylwetkę mniejszą od 2/4.

4.2.3. Utrudnienie i uniemożliwienie strzelania towarzyszącego z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi

Strzelanie towarzyszące wykonuje się z wykorzystaniem celownika synchronicznego podczas lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika po krzywej celowania, zbliżonej do krzywej pościgu. Utrudnienie lub udaremnienie ataku w danym wypadku osiąga się manewrem, w którym potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego wzrasta do granicznej wartości n_{ym}^x lub naruszona zostaje synchronizacja w celowaniu. W jednym i drugim wypadku lot samolotu myśliwskiego przeciwnika po krzywej celowania i wycelowane strzelanie jest wykluczone.

Na rys. 4.8 pokazany jest charakter przebiegu krzywych pościgu samolotu myśliwskiego przeciwnika dla trzech wypadków: I - podczas lotu celu po prostej, II - z manewrem w kierunku wykonywanym na samolot myśliwski i III - z manewrem w kierunku od samolotu myśliwskiego, a także odpowiednie krzywe zmiany kąta przechyłu samolotu myśliwskiego α_m w czasie trwania pościgu.

W porównaniu z atakiem wykonywanym do celu nie manewrującego dla manewru w kierunku wykonywanym na samolot myśliwski



Rys. 4.8. Krzywe pościgu i zmiany przechyłu samolotu myśliwskiego przeciwnika

charakterystyczne jest zbliżenie krzywej celowania do strefy dużych przeciążeń i nieistotna zmiana potrzebnego przechyłu /przeciążenia/ samolotu myśliwskiego przeciwnika. Dla manewru wykonywanego od samolotu myśliwskiego charakterystyczne jest odejście krzywej celowania od strefy dużych przeciążeń, raptowne zmniejszenie przechyłu do zera, zmiana znaku przechyłu pod-

czas przedłużania ataku na przeciwległej stronie, jeśli zachowany zostaje poprzedni kierunek manewru.

Uniemożliwienie strzelania towarzyszącego zależy od początkowych warunków lotu po krzywej celowania $/D_0, q_0/$, granicznie dopuszczalnego przeciążenia samolotu myśliwskiego przeciwnika, prędkości lotu celu i samolotu myśliwskiego, a także od intensywności manewru obronnego.

Manewr wykonywany w kierunku na samolot myśliwski może uniemożliwić strzelanie towarzyszące, jeśli potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego przekroczy przeciążenie granicznie dopuszczalne. Może to nastąpić podczas ataku wykonywanego do celu o dużej prędkości lotu pod sylwetką - dużą i z niedużej odległości. Jeżeli potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego nie osiągnie przeciążenia granicznego, to z zasady manewr wykonywany w kierunku na samolot myśliwski przeciwnika ułatwia wykonanie celowania z wykorzystaniem celownika synchronicznego ze względu na stabilność przeciążenia /przechyłu/ samolotu myśliwskiego przeciwnika na krzywej celowania.

Manewr wykonywany w kierunku od samolotu myśliwskiego przeciwnika w związku z raptownym zmniejszeniem przechyłu samolotu myśliwskiego i kolejną zmianą jego znaku powoduje naruszenie celowania, to jest niemożliwość pokrycia linii obserwacji celownika z celem i utrzymanie jej na celu w ciągu czasu potrzebnego na wykonanie celowania. Następuje rozsynchronizowanie w celowniku, trwające do 10 sekund i więcej. W tym wypadku po przejściu samolotu myśliwskiego przeciwnika na przeciwległą stronę celowo jest zmienić kierunek manewru /to znaczy wykonywać manewr w kierunku od samolotu myśliwskiego/.

Manewr wykonywany w kierunku od samolotu myśliwskiego skuteczny jest zarówno pod dużymi, jak i małymi sylwetkami /większymi od $0/4/$. Podczas jego wykonywania należy także uwzględniać wpływ obszaru zaburzeń jaki powstaje od samolotu lecącego na dużej prędkości, wejście w ten obszar, szczególnie w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych na odległościach

mniejszych od 1500 - 2000 m jest niebezpieczne dla samolotu myśliwskiego przeciwnika.

4.2.4. Manewr dla udaremnienia ataku i strzelania
podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej
pościgu

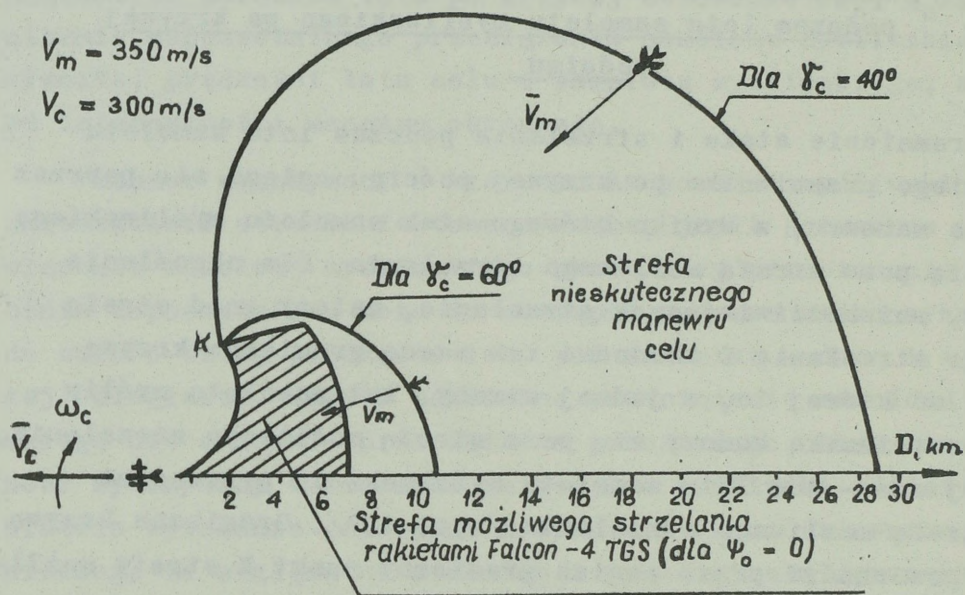
Udaremnienie ataku i strzelania podczas lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika po krzywej pościgu osiąga się poprzez wykonanie manewru, w wyniku którego atak samolotu myśliwskiego kończy się poza strefą możliwego strzelania. Dla określenia warunków, uniemożliwiających strzelanie, należy znać strefę możliwego strzelania i zbudować tak zwaną graniczną krzywą pościgu; od której to, z jednej strony, lot samolotu myśliwskiego przeciwnika kończy się poza strefą możliwego strzelania, z drugiej zaś - tor lotu samolotu myśliwskiego przechodzi przez strefę możliwego strzelania /rys. 4.9/. Graniczna krzywa pościgu przechodzi przez pewien graniczny punkt K strefy możliwego strzelania. W zależności od konkretnego wypadku punktem tym może być punkt załamania granicy strefy możliwego strzelania, punkt styczności krzywej pościgu z tą strefą lub ze strefą dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego, jeśli ta ostatnia jest boczną granicą strefy możliwego strzelania oraz inne.

Szczególnie punkt styczności krzywej pościgu ze strefą dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego może się okazać punktem granicznym podczas strzelania towarzyszącego z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi / w tych wypadkach, gdy maksymalna odległość strzelania D_{\max} jest mniejsza od odległości do punktu styczności D_K /.

Kierunek na punkt styczności poziomej krzywej pościgu ze strefą dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego podczas manewru celu określa się na podstawie wzoru :

$$\cos \alpha_K = \frac{V_m \omega_m^*}{V_c / 2 \omega_m^* - \omega_c /}, \quad /4.4/$$

gdzie ω_m^{π} - graniczna dopuszczalna kątowna prędkość lotu samolotu myśliwskiego.



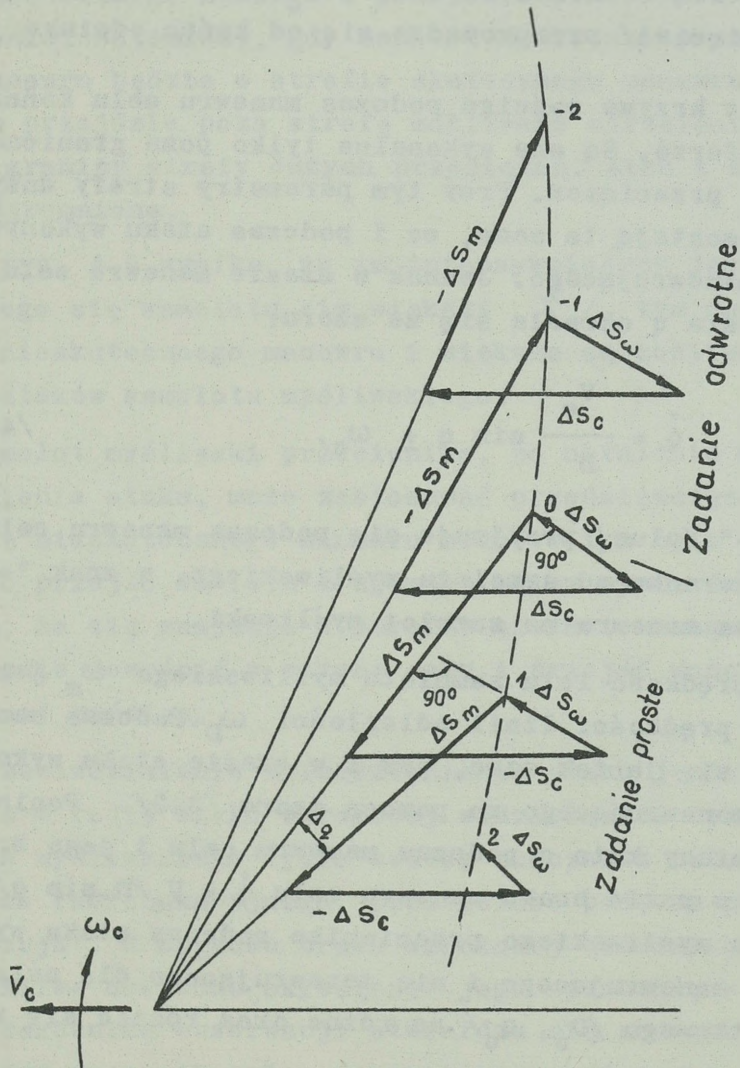
Rys. 4.9. Graniczne krzywe pościgu

Budowa krzywej pościgu podczas manewru celu pokazana jest na rys. 4.10. W zadaniu prostym od ustalonego punktu 0 w kierunku na cel odkłada się odcinek $\Delta S_m = V_m \Delta t$. Do jego końca równoległe i przeciwnie do wektora \vec{V}_c dodaje się odcinek $-\Delta S_o = -V_c \Delta t$. Od końca ostatniego odcinka prostopadle do linii odległości na spotkanie z manewrem odkłada się odcinek $\Delta S_\omega = V'_p \Delta t$, gdzie V'_p jest to dodatkowa poprzeczna prędkość, spowodowana manewrem celu i określana ze wzoru:

$$V'_p = \omega_c D_1, \quad /4.5/$$

gdzie D_1 - bieżąca odległość odpowiadająca odległości do celu w i-tym punkcie /bierze się z rysunku/.

Koniec odcinka ΔS_{ω} daje punkt, w którym znajdzie się samolot myśliwski przeciwnika po upływie Δt . W otrzymanym punkcie powtarza się budowę krzywej pościgu, aż do otrzymania potrzebnego punktu.



Rys. 4.10. Schemat graficznej budowy krzywej pościgu do manewrującego celu

W odwrotnym zadaniu zmienia się odcinki ΔS i kolejność ich dodawania na przeciwne w porównaniu z zadaniem prostym.

Odcinek ΔS_{ω} w przybliżeniu można otrzymać bez obliczeń, mając na uwadze, że jest on łukiem sektora $\Delta q = \omega_c \Delta t$. Sektor przykłada się do końca odcinka ΔS_c , a łuk ΔS_{ω} /lub za - mieniając go cięciwą/ przeprowadza się od końca odcinka ΔS_c .

Wszystkie krzywe pościgu podczas manewru celu kończą się w tylnej półsfery. Są one wykonalne tylko poza granicami strefy dużych przeciążeń. Przy tym parametry strefy dużych przeciążeń pozostają te same, co i podczas ataku wykonywanego do celu nie manewrującego. Jednak w czasie manewru celu prędkość zmiany kąta q określa się ze wzoru:

$$\dot{q} = \frac{V_c}{D} \sin q \pm \omega_c, \quad /4.6/$$

gdzie znak "+" /plus/ przyjmuje się podczas manewru celu wykonywanego w kierunku od samolotu myśliwskiego, a znak "-" /minus/ - podczas manewru na samolot myśliwski.

Kątowa prędkość lotu samolotu myśliwskiego ω_m jest równa bezwzględnej prędkości linii odległości ω_D . Podczas manewru celu określa się ją tak samo, jak i w czasie ataku wykonywanego do celu nie manewrującego za pomocą wzoru /3.3/. Ponieważ zależności zmiany kąta q podczas manewru celu i jego braku różnią się / w razie braku manewru celu $\dot{q} = V_c/D \cdot \sin q$ /, tor lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika podczas ataku wykonywanego do celu manewrującego i nie manewrującego dla ustalonego punktu początkowego $/D_0, q_0/$ są różne oraz różnie się zmienia i ω_m .

W wyniku budowy granicznej krzywej pościgu otrzymuje się strefy skutecznego i nieskutecznego manewru celu, rozmieszczone odpowiednio za graniczną i wewnątrz granicznej krzywej pościgu /rys.4.9/. Strefy te posiadają następujące znaczenie i zastosowanie.

Jeżeli samolot myśliwski przeciwnika przez rozpoczęciem manewru atakowanego celu, znajdzie się w strefie nieskutecznego manewru, to manewr obronny nie jest w stanie udaremnić atak i strzelanie, ponieważ krzywa pościgu nie wyjdzie ze strefy nieskutecznego manewru i przejdzie przez strefę możliwego strzelania. Natomiast, gdy samolot myśliwski przed rozpoczęciem manewru będzie w strefie skutecznego manewru, to krzywa pościgu przejdzie poza strefę możliwego strzelania i zakończy się na granicy strefy dużych przeciążeń. Atak i strzelanie będą udaremnione.

Z rys. 4.9 wynika, że im intensywniejszy jest manewr broniącego się samolotu /im większy γ_c /, tym mniejsza jest strefa nieskutecznego manewru i większe są możliwości udaremnienia ataków samolotu myśliwskiego.

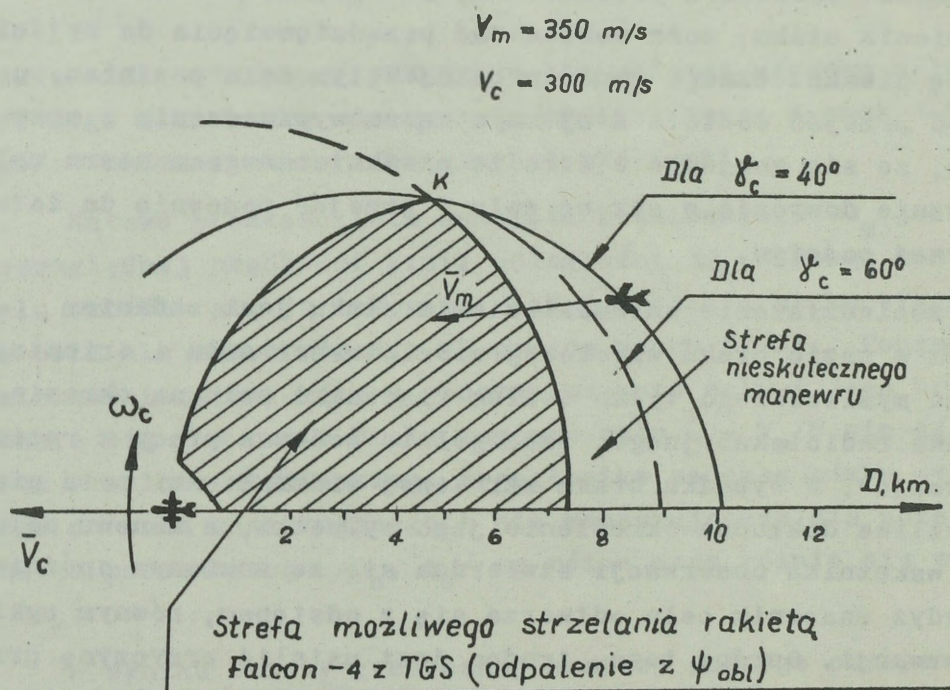
Samolot myśliwski przeciwnika, po ustaleniu możliwości udaremnienia ataku, może zastosować przedsięwzięcia do wyjścia w strefę nieskutecznego manewru celu. W tym celu powinien on chwilowo przejść do lotu z ujemnym kątem wyprzedzenia i upewnić się, że się znajduje w strefie nieskutecznego manewru celu, energicznie dowrócić w stronę celu i przejść ponownie do lotu po krzywej pościgu.

Przeciwdziałanie uniemożliwienia ataku jest zadaniem złożonym w razie braku wzrokowej widzialności celu i orientacji samolotu myśliwskiego tylko według znacznika celu na ekranie celownika radiolokacyjnego, szczególnie podczas pracy w reżimie "Obserwacja". W wypadku braku wzrokowej widzialności celu nie jest możliwe dokładne określenie jego sylwetki, a manewr celu według wskaźnika obserwacji stwierdza się ze znacznym opóźnieniem, gdyż znacznik celu odtwarza się z odstępem, równym cyklowi obserwacji. Oprócz tego, trudno jest ustalić przyczynę przemieszczania się znacznika celu w azymucie i kącie położenia, które może następować nie tylko ze względu na manewr celu, lecz i kosztem niedokładności lotu samolotu myśliwskiego. Dlatego manewr obronny może być skutecznym środkiem udaremnienia ataku.

Powinien on być wykonywany energicznie /co osiąga się w czasie skrętów ze zniżaniem i ślizgiem/ z zastosowaniem zakłóceń i wykorzystaniem maskowania lotu na okrążającym tle /ohmury, słońce, ziemia i inne/.

4.2.5. Udaremnienie ataku i strzelania podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze zbliżania równoległego

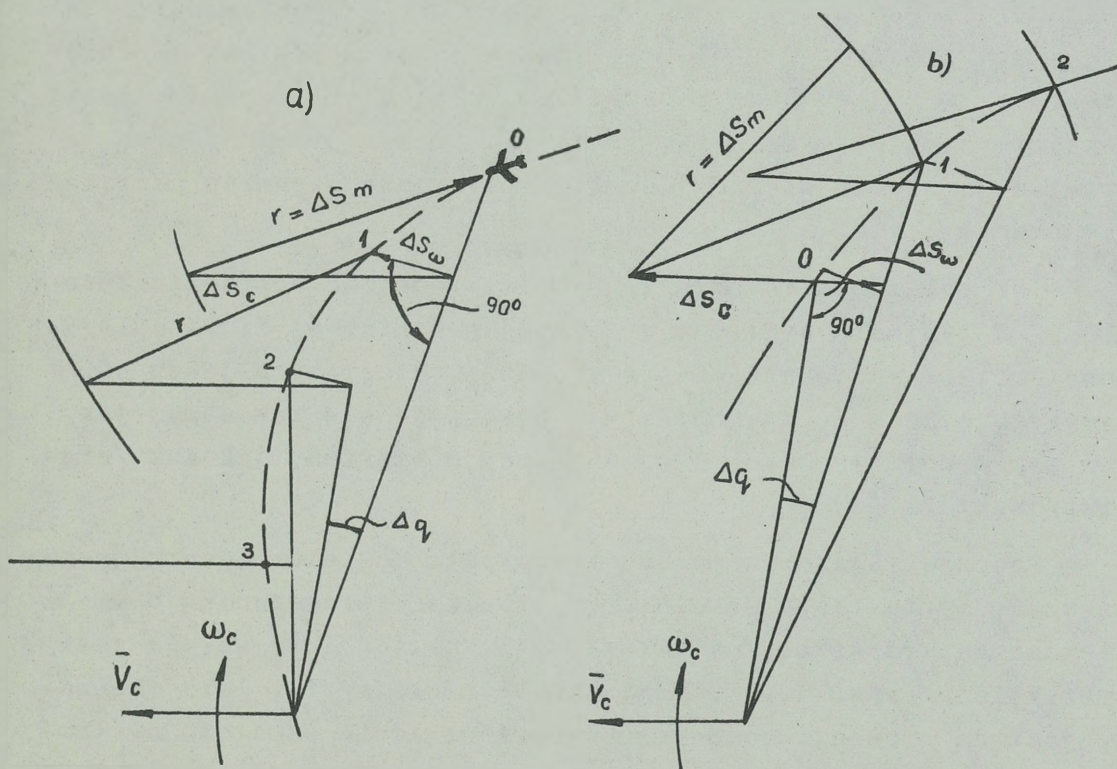
Podczas lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika metodą zbliżania równoległego udaremnienie ataku i strzelania osiąga się w taki sam sposób, jak i w czasie lotu po krzywej pościgu, to znaczy stosując manewr obronny, w wyniku którego lot samolotu przeciwnika kończy się poza strefą możliwego strzelania.



Rys. 4.11. Graniczne tory zbliżania równoległego

Dla określenia warunków, zapewniających udaremnienie ataku, należy zbudować graniczny tor zbliżania równoległego, przechodzący przez graniczny punkt K strefy możliwego strzelania /rys. 4.11/.

Budowa względnego toru zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego do celu manewrującego pokazana jest na rys. 4.12.



Rys. 4.12. Schemat graficznej budowy toru zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego pod -
 czas manewru celu

W czasie rozwiązywania prostego zadania /rys. 4.12a/ z ustalonego punktu O przeprowadza się łuk okręgu o promieniu $r = \Delta S_m = V_m \Delta t$. Pomiędzy łukiem i linią odległości równoległe do wektora \vec{V}_c umieszcza się odcinek $\Delta S_c = V_c \Delta t$ i następnie do jego końca prostopadle do linii odległości na spotkanie

manewru celu odkłada się odcinek $\Delta S = V_p' \Delta t = \omega_c D_i \Delta t$. Koniec odcinka ΔS_ω daje punkt, w którym znajdzie się samolot myśliwski po upływie Δt . W tym punkcie powtarza się budowę, itd.

W czasie budowy toru lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika w odwrotnym kierunku /rys. 4.12b/ początkowo w stronę manewru celu prostopadle do linii odległości odkłada się odcinek ΔS_ω i do niego w kierunku wektora V_c dodaje się odcinek ΔS_c . Następnie od celu przez koniec odcinka ΔS_ω /lub początek odcinka S_c /przeprowadza się promień, a z końca odcinka ΔS_c promieniem $r = \Delta S_m$ na łuku robi się wcięcie, które daje ten punkt, w którym samolot myśliwski przeciwnika przed przyjsciem do ustalonego punktu się znajdował. Z otrzymanego punktu powtarza się budowę, itd.

Tor zbliżania równoległego można zbudować bez obliczania ΔS_ω . W tym celu względem ustalonej początkowej linii odległości przeprowadza się szereg promieni, oddalonych jeden od drugiego o $\Delta q = \omega_c \Delta t$. Następnie postępuje się tak samo, jak i w poprzednim wypadku, lecz ΔS_ω buduje się tak, jak łuk /cięciwę/ sektora Δq .

Podczas zbliżania metodą równoległą do celu manewrującego bezwzględny tor lotu samolotu myśliwskiego przeciwnika posiada nieznaczną krzywiznę, natomiast względny tor lotu silnie jest wykrzywiony /rys. 4.13/. Ponieważ bezwzględny tor lotu zbliżony jest do prostej, to potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego zmienia się nieistotnie i niezauważalnie dla samolotu myśliwskiego. Dlatego przy braku widzialności wzrokowej /samolot myśliwski nie zna sylwetki celu/ manewr celu jest podstępny w tym znaczeniu, że samolot myśliwski może się okazać poza strefą możliwego strzelania, nie zauważając tego. Tylko punkt dowodzenia może informować samolot myśliwski o sylwetce celu i poprawić jego lot /nakazać wykonywanie zbliżania inną metodą/.

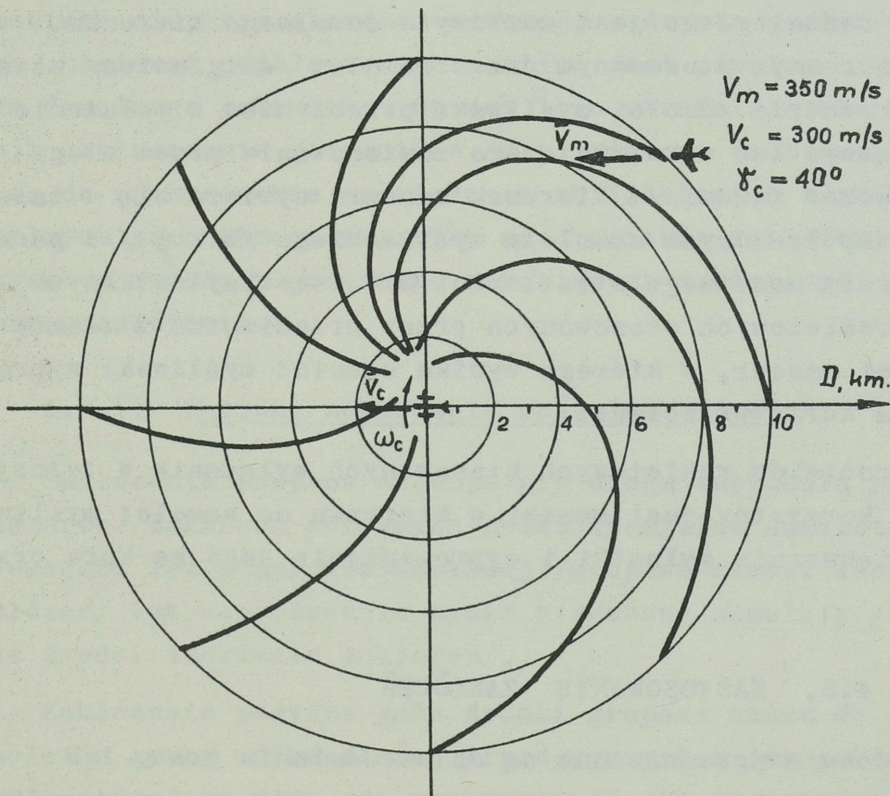
O tym, że bezwzględny tor zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego do celu manewrującego posiada nieznaczną krzywiznę nie trudno się upewnić, mając na uwadze, że $\omega_m = \dot{\psi}_m$, a $|\dot{q}| =$

$= \omega_c$. W czasie manewru celu z prędkością kątową ω_c pochodną od kąta wyprzedzenia, określonego ze wzoru /3.12/ będzie równa:

$$\dot{\psi}_m = \omega_m = \frac{V_c}{V_m} \omega_c \frac{\cos q}{\cos \psi_m} \quad /4.7/$$

Dla $q = 90^\circ$ $\omega_m = 0$, a dla $q = 180^\circ$ i 0° /tu $\psi_m = 0/$

$\omega_m = \frac{V_c}{V_m} \omega_c$. Ponieważ $V_c < V_m$, to $\omega_m < \omega_c$.



Rys. 4.13. Grupa /rodzina/ torów zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego przeciwnika do celu manewrującego

Podczas zmiany prędkości lotu pochodna od ψ_m będzie równa :

$$\dot{\psi}_m = \omega_m = \frac{\dot{V}_c}{V_m} \frac{\sin q}{\cos \psi_m} . \quad /4.8/$$

Dla $q = 180^\circ$ i 0° $\omega_m = 0$. Dla $q = 90^\circ$ $\omega_m = \frac{\dot{V}_c}{V_c \cos \psi_m}$.
Ponieważ $\dot{V}_c \leq 5 \text{ m/s}^2$, a $\psi_m < 90^\circ$ /dla $V_m > V_c$ /, to $\omega_m \approx 0$.

Ze względu na brak strefy dużych przeciążeń lot po torze zbliżania równoległego jest możliwy z dowolnego kierunku. Manewrem obronnym stosowanym przez samolot /śmigłowiec/ własny można wyprowadzić samolot myśliwski przeciwnika w położenie wykluczającego lub utrudniającego zastosowanie przez niego broni /środków rażenia/. Kierunek manewru wybiera się w zależności od współrzędnych samolotu myśliwskiego / D i β / i parametrów strefy możliwego strzelania. Dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych stosowanych przez przeciwnika z zasady celowy jest manewr, w którego wyniku samolot myśliwski wyprowadza się na kursy przeciwne.

Dla pocisków raketowych stosowanych wyłącznie w tylnej półsfery jest korzystny jest manewr w kierunku na samolot myśliwski w celu zwiększenia sylwetki i wyprowadzenia jego na kurs przeciwny.

4.3. ZASTOSOWANIE ZAKŁÓCEŃ

Zakłócenia przeznaczone są do utrudnienia pracy lub zmniejszenia możliwości techniki celowniczej samolotów myśliwskich przeciwnika, koordynatorów samonaprowadzających się po pocisków raketowych i zapalników zbliżeniowych, wykorzystujących w swojej pracy energię elektromagnetyczną fal różnych widm.

Zakłócenia radiolokacyjne wykorzystuje się przeważnie przeciwko celownikom radiolokacyjnym, utrudniając lub wykluczając przy tym zastosowanie przez samolot myśliwski dowolnych środków rażenia /w razie wprowadzenia na uzbrojenie samolotów myśliwskich przeciwnika samonaprowadzających się pocisków raketowych z aktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania zakłócenia radiolokacyjne będą przeznaczone w głównej mierze do tłumienia nadajników tychże pocisków, gdyż odpalenie takich pocisków możliwe jest z wykorzystaniem dowolnego celownika/.

Zakłócenia cieplne przeznaczone są w pierwszym rzędzie przeciwko cieplnym głowicom samonaprowadzania pocisków raketowych, ponieważ odpalenie ich możliwe jest również z wykorzystaniem dowolnego celownika. Oprócz tego utrudniają one lub wykluczają zastosowanie celowników /wizjerów/ na podczerwień i zdolne są do spowodowania zadziałania zbliżeniowych zapalników cieplnych samonaprowadzających się pocisków raketowych, montowanych z zasady w pociskach raketowych z cieplnymi głowicami samonaprowadzania.

4.3.1. Pasywne zakłócenia radiolokacyjne

Zakłócenia pasywne stosuje się drogą tworzenia pasów /obszarów/ zakłóceń pasywnych przez specjalne samoloty zabezpieczające lot grupy uderzeniowej /grupowe środki tworzenia zakłóceń/ lub bezpośrednio przez atakowane samoloty /indywidualne środki tworzenia zakłóceń/.

Zakłócenia pasywne jako środki grupowe służą do maskowania samolotów grupy uderzeniowej przed wykryciem ich przez naziemne stacje radiolokacyjne, do tłumienia stacji naprowadzania przeciwlotniczych rakiet kierowanych i celowników radiolokacyjnych /dalmierzy radiolokacyjnych/ samolotów myśliwskich.

Zakłócenia pasywne jako środek grupowej ochrony tworzone są przez samoloty za pomocą automatów zrzutu odbijaczy dipolowych i taśm metalizowanych w tylną półsferę. W oddzielnych wypadkach mogą być stosowane kierowane pociski raketowe o dużych

kalibrach, odpalane przez samolot w przednią półsferę i wyposażone w urządzenia programowe zrzutu zakłóceń.

Celownik samolotu myśliwskiego, nie posiadający środków tłumienia zakłóceń pasywnych, nie zapewnia wykrycia celu lecącego w pasie zakłóceń. Cel zostaje wykryty, jeżeli odchyli się od pasa zakłóceń na odległość większą od zdolności rozróżniania celownika. Kontrola lotu w pasie zakłóceń przez broniący się samolot może być wykonana za pomocą radiolokacyjnego celownika bombardierskiego lub radiolokacyjnego celownika strzela - nia powietrznego.

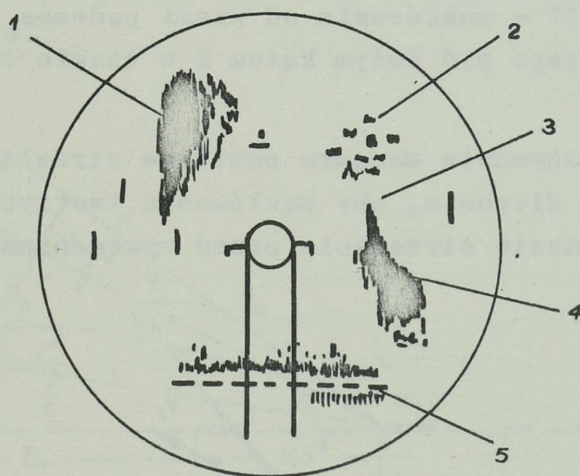
Jako indywidualne środki tworzenia zakłóceń pasywnych stosuje się automaty zrzutu odbijaczy, pociski artyleryjskie, kierowane i niekierowane pociski raketowe wypełnione odbijaczami dipolowymi, holowane odbijacze pasywne, kierowane raketowe pociski-pułapki i inne.

Zakłócenia pasywne 4 /rys. 4.14/ zrzucane w tylną półsferę demaskują samolot 3 i ułatwiają wykrycie jego przez samolot myśliwski przeciwnika. Stosowanie ich jest celowe tylko podczas przejścia celownika samolotu myśliwskiego w reżim przechwycenia i automatycznego śledzenia. W tym wypadku celownik samolotu myśliwskiego nie posiadający ochrony przed radiozakłóceniami chwyta obłok zakłóceń i prowadzi go. Strzelanie do celu staje się niemożliwe.

Dla udaremnienia przechwycenia broniącego się samolotu zrzut zakłóceń pasywnych można wykonywać okresowo odpowiednio do zmiany charakteru sygnałów stacji powiadamiania, przy czym im większa jest sylwetka celu atakowanego, tym mniejszy powinien być odstęp zrzutu, ponieważ zakłócenia w tym wypadku szybko zmieniają kierunek, nie pokrywają się z kierunkiem lotu samolotu i gęstość ich spada.

Zakłócenia pasywne, tworzone drogą strzelania z broni artyleryjskiej do przodu w kierunku lotu, utrudniają wykrycie samolotu i mogą wykluczyć /lub uniemożliwić/ jego przechwyce -

nie przez celownik samolotu myśliwskiego, szczególnie podczas ataków wykonywanych z tyłu. Wskutek rozrzutu pocisków tworzy się kilka ognisk zakłóceń, powodujących na ekranie wskaźnika celownika samolotu myśliwskiego zaświecenia 2 /rys. 4.14/ analogiczne do znacznika samolotu i utrudniające jego wykrycie. Jednak wykrycie celu jest możliwe, ponieważ zaświecenia od zakłóceń przemieszczają się na ekranie celownika samolotu myśliwskiego z prędkością większą od przemieszczania się znacznika celu / o $\Delta V_D = V_c$ /.



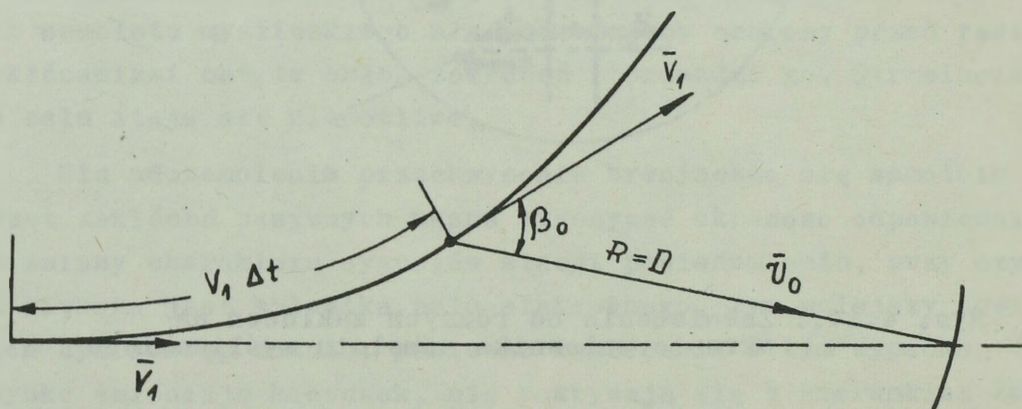
Rys. 4.14.. Zaświecenia od różnych zakłóceń na ekranie celownika samolotu myśliwskiego

Strzelanie powinno być powtarzane z odstępem 10 sekund, a jeśli samolot myśliwski próbuje przechwycić cel - wykonuje się je zgodnie z sygnałami przekazywanymi przez stację powiadomiania. Jeżeli na samolocie stanowisko artyleryjskie jest ruchome, to strzelanie należy wykonywać pod różnymi kątami burtowymi, aby stworzyć zakłócenia w całej strefie obserwacji

celownika samolotu myśliwskiego. Ilość pocisków w serii powinna być taka, aby sumaryczna skuteczna płaszczyzna odbicia obłoku dipoli była większa niż samolotu.

Korzystnie jest połączyć tworzenie zakłóceń drogą strzelania do przodu z manewrem dla wyjścia ze strefy obserwacji celownika samolotu myśliwskiego. Manewr celowo jest wykonywać ze znizieniem uwzględniając, że kąt obserwacji w dół u celownika radiolokacyjnego samolotu myśliwskiego jest z zasady mniejszy niż w azymucie, a także istnieje możliwość pojawienia się na ekranie celownika samolotu myśliwskiego zakłóceń od ziemi /rys. 4.14, gdzie: 1 - zakłócenia od ziemi dla lewego przechyłu samolotu myśliwskiego; 5 - zakłócenia wysokościowe od ziemi; rys. 4.17 - zakłócenia od ziemi podczas nurkowania samolotu myśliwskiego pod dużym kątem i w czasie lotu na małej wysokości/.

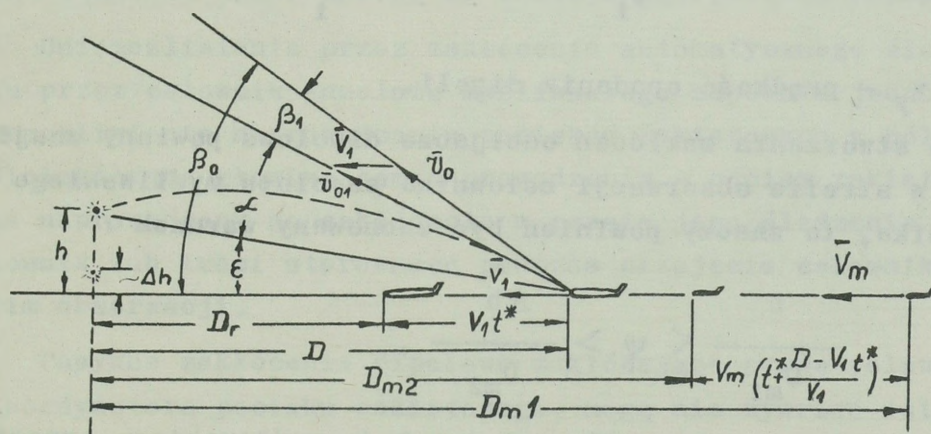
W czasie wykonywania manewru powtórne strzelanie należy wykonywać w takim kierunku, aby zakłócenia tworzyć w tym samym miejscu, co i w czasie strzelania przed wykonaniem manewru.



Rys. 4.15. Schemat określania kierunku powtórnego strzelania przeciwradiolokacyjnymi pociskami w czasie manewru

Kąt odchylenia broni β_0 w czasie powtórnego strzelania można określić graficznie, budując tor manewrującego samolotu /rys. 4.15/. Znając odstęp czasowy pomiędzy seriami Δt oraz odległość lotu pocisku D za czas t^* , z końca łuku $\Delta S_1 = V_1 \Delta t$ promieniem $R = D$ wykonuje się wcięcie na prostej lotu przed rozpoczęciem manewru i mierzy kąt β_0 między wektorem \bar{V}_1 i kierunkiem na wcięcie.

W wypadku lotu prostoliniijnego samolot powinien przecho-
dzić przez obłok tworzonych zakłóceń. Ponieważ pociski artyler-
yjskie i niekierowane pociski raketowe obniżają się pod
działaniem siły ciężkości, a oś broni /lub wektor \bar{V}_0 / nie pok-
rywa się z kierunkiem lotu /z wektorem \bar{V}_1 /, to należy orienta-
cyjnie znać miejsce położenia punktu wyrzutu odbijaczy dipolo-
wych z pocisku.



Rys. 4.16. Schemat określania położenia punktu wyrzutu odbijaczy przez pocisk przeciwradiolokacyjny

Podczas strzelania w płaszczyźnie symetrii samolotu /rys. 4.16/ odległość od punktu wyrzutu odbijaczy dipolowych do kierunku lotu dla $\beta_0 \leq 15^\circ$ w przybliżeniu jest równa:

$$h = \varepsilon D = D / \beta_0 - \beta_1 - \alpha /, \quad /4.9/$$

gdzie: α i β_1 określa się odpowiednio ze wzorów /1.2/ i /1.3/.

Bezwzględną odległość lotu pocisku artyleryjskiego do punktu wyrzutu odbijaczy / w ciągu czasu t^* / można określić ze wzoru:

$$D = \frac{v_{01} t^{*x}}{1 + k_v c_H t^{*x}}. \quad /4.10/$$

W momencie przecięcia przez samolot pionu, w którym opadają dipole, odległość ich od kierunku lotu samolotu jest równa:

$$\Delta h = h - v_y \frac{D_r}{V_1} = h - v_y \frac{D - V_1 t^{*x}}{V_1}, \quad /4.11/$$

gdzie : v_y - prędkość opadania dipoli.

Dla stworzenia zakłóceń odbijacze dipolowe powinny znajdować się w strefie obserwacji celownika samolotu myśliwskiego przeciwnika, to znaczy powinien być zachowany warunek :

$$\frac{h}{D_{m1}} < \psi > \frac{\Delta h}{D_{m2}},$$

gdzie: D_{m1} i D_{m2} - odległości od samolotu myśliwskiego przeciwnika do dipoli, odpowiadające h i Δh . Przy czym :

$$D_{m2} = D_{m1} - V_m / t^{*x} + \frac{D - V_1 t^{*x}}{V_1} /;$$

ψ - kąt obserwacji celownika samolotu myśliwskiego przeciwnika w płaszczyźnie pionowej.

*/ Wzór /4.10/ otrzymuje się ze wspólnego rozwiązania stosunku $t = D/v_{sr}$ i równania /1.4/.

Niektóre współczesne celowniki samolotów myśliwskich przeciwnika dla zapewnienia przechwycenia celu mogą być uodpornione na zakłócenia pasywne metodą dalszego lub bliższego poszukiwania celu względnie drogą selekcji poruszających się celów. W czasie ochrony metodą poszukiwania celu w odległości należy jednocześnie stosować zakłócenia w przedniej i tylnej półsferze, a dla odparcia ataków wszechsylwetkowych samolotów myśliwskich - wyrzut ich na każdą stronę pokładu samolotu na znaczne odległości.

Podczas ochrony metodą selekcji poruszających się celów należy /dodatkowo do zrzutu zakłóceń do tyłu i do strzelania przeciwradiolokacyjnymi pociskami/ stosować bądź holowane odbijacze, bądź kierowane raketowe pociski-pułapki, wykonujące taki lot, w którym prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego przeciwnika do atakowanego celu V_D jest równa prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do raketowego pocisku-pułapki v_D .

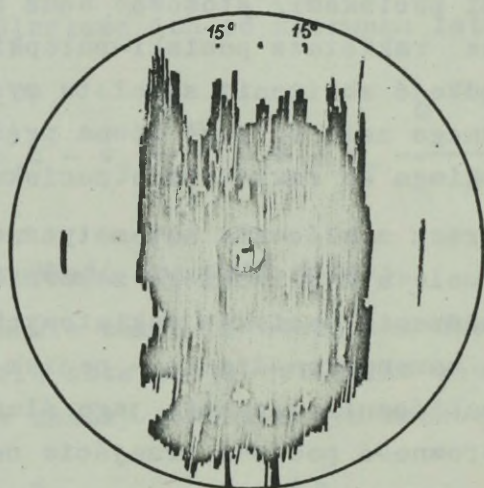
Uniemożliwienie przez zakłócenia automatycznego śledzenia celu przez celownik samolotu myśliwskiego zapewnia jednocześnie uniemożliwienie naprowadzania pocisków raketowych z półaktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania - pocisk raketowy będzie naprowadzany na zakłócenia w czasie jego śledzenia przez celownik lub traci sterowność podczas przejścia celownika w reżim obserwacji.

Pasywne zakłócenia dipolowe zakłócające pracę celownika i koordynatora pocisku raketowego, mogą nie wywrzeć istotnego wpływu na zbliżeniowy radiozapalnik pocisku raketowego, jeśli zapalnik pracuje w innym zakresie fal i dla zadziałania wymaga stworzenia bardzo wysokiej gęstości zakłóceń. Radiozapalnik może zadziałać na zakłócenia pasywne w postaci kątownego i soczewkowego odbijacza, holowanego przez samolot lub montowanego na raketowym pocisku-pułapce.

4.3.2. Aktywne zakłócenia radiolokacyjne

Aktywne zakłócenia radiolokacyjne tworzone są za pomocą nadajników zakłóceń pracujących w zakresie częstotliwości radiolokacyjnych celowników samolotów myśliwskich przeciwnika /i radiolokacyjnych koordynatorów pocisków rakietowych/.

Nadajnik zakłóceń z ciągłym wypromieniowaniem i modulacją szumową zaświeca całkowicie wskaźnik celownika lub znaczną jego część, wyklucza lub poważnie utrudnia wykrycie celu /rys.4.17/.



Rys. 4.17. Zaświecenie spowodowane zakłóceniem aktywnym /lub od ziemi/ na ekranie celownika samolotu myśliwskiego

Podczas tworzenia odpowiadających zakłóceń impulsowych na ekranie celownika samolotu myśliwskiego przeciwnika tworzy się kilka znaczników celów, utrudniających określenie położenia rzeczywistego znacznika celu.

Celowniki i koordynatory pocisków rakietowych nie posiadających ochrony od zakłóceń aktywnych nie mogą przechwycić i automatycznie śledzić celu tworzącego zakłócenia.

Ochrona celowników przed zakłóceniami aktywnymi może być wykonana drogą automatycznego przestrojenia częstotliwości lub namierzania źródła zakłóceń. Jeżeli celownik posiada ochronę drogą przestrojenia częstotliwości, to nadajnik zakłóceń powinien szybciej przestrajać się na inną częstotliwość niż celownik samolotu myśliwskiego. Podczas ochrony namierzaniem źródła zakłóceń celownik nie jest w stanie określić odległości do celu - strzelanie celowane możliwe jest tylko w razie informowania pilota o odległości do celu z punktu dowodzenia.

Niektóre pociski rakietowe z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania posiadają ochronę przed zakłóceniami aktywnymi i mogą być naprowadzane na źródło zakłóceń /Falcon-4 i Falcon-26/. W celu zerwania naprowadzania tych pocisków rakietowych należy tworzyć zakłócenia aktywne kolejno z dwóch samolotów /przemienne zakłócenia/.

Radiolokacyjne celowniki bombardierskie i radiolokacyjne celowniki strzelania powietrznego z włączonym wysokim napięciem również tworzą zakłócenia aktywne. Jednak skuteczność ich jest mała, ponieważ stwarzane przez nie na ekranie zaświecenia przedstawiają sobą oddzielne kreski, zajmujące nieznaczną płaszczyznę. Utrudnia to nieco, ale nie wyklucza wykrycia celu. Takie zakłócenia nie są w stanie uniemożliwić przechwycenia i automatycznego śledzenia celu.

4.3.3. Zakłócenia cieplne i przeciwpodczerwone środki ochrony

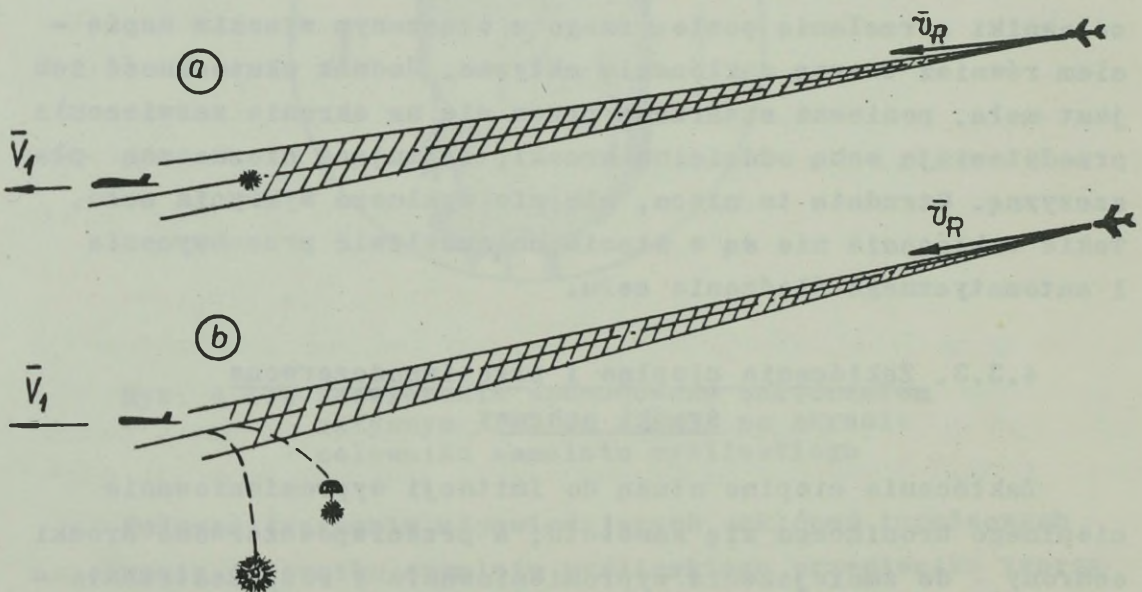
Zakłócenia cieplne służą do imitacji wypromieniowania cieplnego broniącego się samolotu, a przeciwpodczerwone środki ochrony - do zmniejszenia wypromieniowania i rozprzestrzenia - nia ciepła tworzonego przez nie lub do zmniejszenia odległości działania przyrządów pracujących na zasadzie podczerwieni na broniący się samolot.

Zakłócenia cieplne tworzy się za pomocą źródeł ciepła w postaci różnych zestawów pirotechnicznych, lamp żarzeniowych i innych.

Dla wywarcia skutecznego oddziaływania na przyrząd pracujący na zasadzie podczerwieni zakłócenia cieplne powinny posiadać takie samo widmo wypromieniowania, co i broniący się samolot, znajdować się przez określony czas w polu widzenia przyrządu pracującego na zasadzie podczerwieni i wydzielać na jego czułym elemencie sygnał większy niż sygnał od samolotu-celu.

Według stopnia imitacji wypromieniowania cieplnego broniącego się samolotu można rozróżniać typy zakłóceń: holowane, zrzucone, wystrzeliwane i kierowane.

Zakłócenie holowane /rys.4.18a/ może najlepiej imitować broniący się samolot wskutek całkowitego odwzorowania /powtórzenia/ charakteru jego lotu. Utrudnia ono lub całkowicie



Rys. 4.18. Schemat zastosowania holowanych i zrzuconych zakłóceń cieplnych

wyklucza rozpoznanie broniącego się samolotu za pomocą celownika na podczerwień, zapewnia duże prawdopodobieństwo przech-

wycenia jego przez koordynator pocisku raketowego i zadziałania zapalnika ciepłego.

W zakłóceniu holowanym mogą być przewidziane regulowane długości liny holowniczej i oddzielne zakłócenia od samej liny w celu odprowadzenia pocisku raketowego od samolotu na znaczne odległości / co ważne jest podczas obrony przez pociskami raketowymi z ładunkiem jądrowym/. W wypadku chybienia pocisku raketowego i nierażenia samolotu zakłócenie holowane może być wykorzystane powtórnie.

Zakłócenia zrzucone /spadochronowe, nie spadochronowe i inne - rys.4.18b/ są to zakłócenia najprostsze, jeśli chodzi o konstrukcję i wykorzystanie. Jednak wskutek szybkiego odstawania i przniżenia względem samolotu występują duże trudności wprowadzenia i utrzymywania ich w polu widzenia koordynatorów i zapalników pocisków raketowych. W tym celu wymagane jest wykonanie przez samolot złożonego manewru, aby utrzymać zakłócenie w sektorze z pociskiem raketowym /lub przed jego odpaleniem - z samolotem myśliwskim przeciwnika/. Aby utrudnić pilotowi samolotu myśliwskiego wykrycie celu za pomocą celownika na podczerwień, dla odprowadzenia koordynatora pocisku raketowego i spowodowania zadziałania jego zapalnika wymagana jest duża częstotliwość zrzutu zakłóceń.

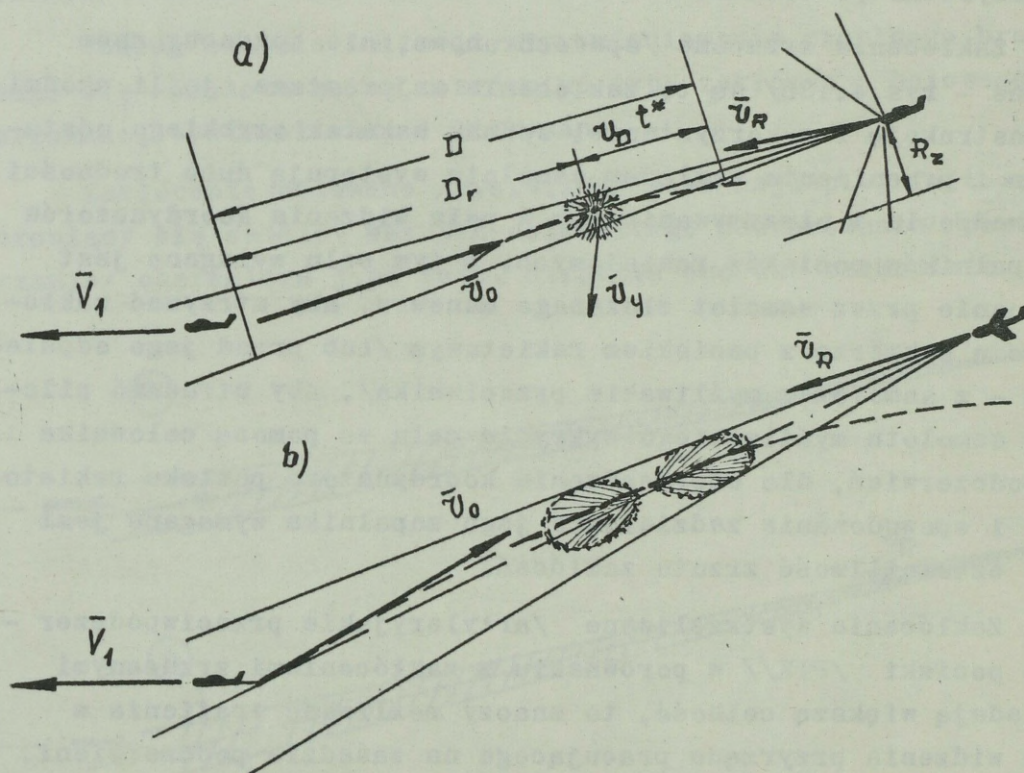
Zakłócenia wystrzeliwane /artyleryjskie przeciwpodczerwone pociski /PIK// w porównaniu z zakłóceniami zrzucanymi posiadają większą celność, to znaczy możliwość trafienia w pole widzenia przyrządu pracującego na zasadzie podczerwieni. Strzelanie zapewnia również postawienie zakłóceń na kilku różnych odległościach, a w wypadku broni ruchomej - pod różnymi kątami w zależności od położenia samolotu myśliwskiego lub kierowanego pocisku raketowego. Oprócz tego korpus pocisku raketowego może spowodować rażenie celu.

Dla znanego czasu wyrzutu zakłócenia pirotechnicznego względną odległość do punktu wyrzutu /rys.4.19a/ można określić

lic na podstawie wzoru :

$$D_r = \frac{v_{01} t^x}{1 + k_v c_H t^x} \pm V_1 t^x, \quad /4.12/$$

gdzie : znak plus /+/ przyjmuje się dla $\beta_0 = 180^\circ$, a znak minus /-/ dla $\beta_0 = 0^\circ$.



Rys. 4.19. Schemat zastosowania pocisków przeciwpodczerwonych

Tak więc, dla $t^x = 0,3$ s i $v_0 = 700-900$ m/s, $D_r = 200 - 250$ m. Na tej odległości obniżenie i odstawanie pocisku praktycznie jest równe zero i strzelanie dopuszczalne jest za

pomocą bezpośredniego naprowadzania. Po wyrzucie ładunek szybko traci prędkość i obniża się. Dla trafienia ładunku w pole widzenia koordynatora i zapalnika pocisku raketowego strzelanie należy rozpocząć na odległości

$$D \gg D_r + v_D t^x, \quad /4.13/$$

gdzie v_D - prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu.

Prawdopodobieństwo trafienia pocisków w strefę działania zapalnika pocisku raketowego Sidewinder-A dla promienia działania zapalnika do ładunku pirotechnicznego $R_z = 5$ m dla bezwzględnej odległości lotu pocisku 200-250 m wynosi $p = 0,6 - 0,75$ /dla $R_z = 10$ m prawdopodobieństwo $p \approx 1/$.

Podczas strzelania pociskami wypromieniowującymi ciepło do przodu i do tyłu /rys.4,19b/ skuteczność działania zakłóceń będzie większa niż w czasie wyrzutu przez pocisk ładunku pirotechnicznego.

Kierowane zakłócenia /kierowane raketowe pociski-pułapki/ są perspektywicznym środkiem ochrony.

Jako środki ochrony przeciwpodczerwonej można wykorzystać:

- zmniejszenie wypromieniowania cieplnego przez samolot /silnik/ kosztem zmniejszenia obrotów silnika /prędkości lotu samolotu/, wtrysku płynów chłodzących w dyszę itp;

- stawianie zasłon dymnych i mgłowych ekranujących dyszę.

Najbardziej dostępnym środkiem ochrony jest zmniejszenie wypromieniowania cieplnego przez samolot kosztem zmniejszenia obrotów silnika i prędkości lotu samolotu, jeśli zezwala na to sytuacja. Doświadczenia wskazują, że w czasie przejścia silnika samolotu z reżimu maksymalnego na reżim maksymalnej odległości - odległość działania cieplnej głowicy samonaprowadzania pocisku raketowego zmniejsza się w przybliżeniu dwa razy.

Należy mieć na uwadze, że strzelanie z samolotu myśliwskiego samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi z ciepl-

nymi głowicami samonaprowadzania możliwe jest z wykorzystaniem dowolnego celownika : optycznego, na podczerwień, radiolokacyjnego i innych. Dla określenia odległości wykorzystuje się dalmierze radiolokacyjne. Oprócz tego pociski raketowe z ciepłymi głowicami samonaprowadzania mogą być uzbrajane w zapalnik cieplny lub radiolokacyjny. Najbardziej rozpowszechnione są celowniki radiolokacyjne i zapalniki radiolokacyjne. Dlatego też zakłócenia cieplne i przeciwpodczerwone środki ochrony powinny być stosowane wspólnie z zakłóceniami radiolokacyjnymi.

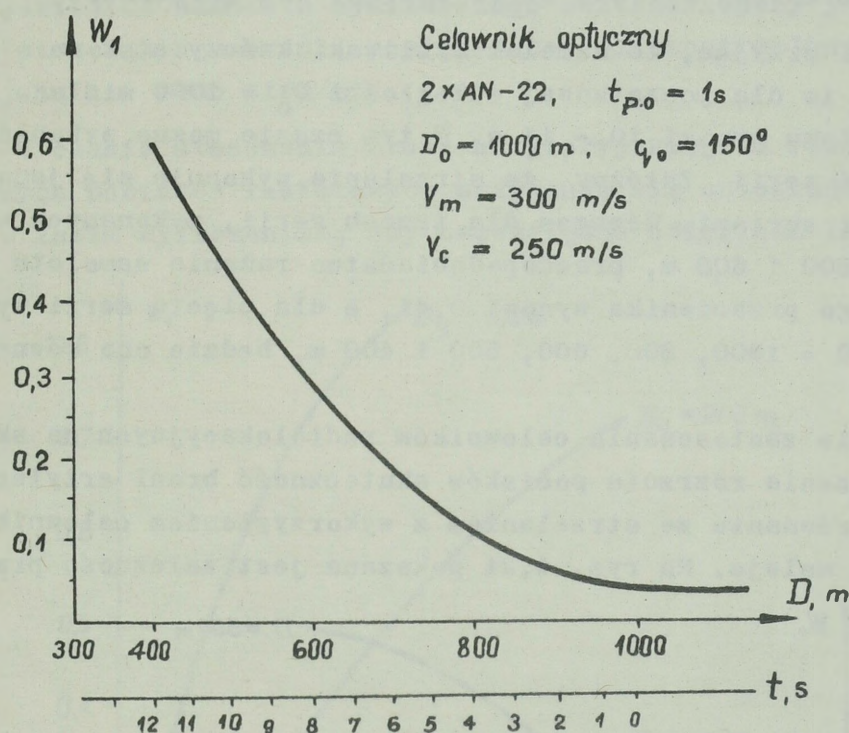
4.4. ZASTOSOWANIE ŚRODKÓW OGNIOWYCH

Obecnie jako ogniowe środki obronne przeznaczone do rażenia celu stosuje się broń artyleryjską. W przyszłości należy oczekiwać wykorzystania kierowanych pocisków raketowych.

Broń artyleryjska zapewnia prowadzenie strzelania celowego z odległości nie większych jak 2000 m. Wskutek tego może być ona stosowana, w głównej mierze, do zwalczania samolotów myśliwskich, uzbrojonych w niekierowane pociski raketowe i działka, a także do zwalczania kierowanych pocisków raketowych klasy powietrze-powietrze i ziemia-powietrze. Na małych wysokościach nie jest wykluczona możliwość stosowania broni artyleryjskiej przeciwko samolotom myśliwskim przeciwnika, uzbrojonym w kierowane pociski raketowe i atakującym z tylnej półsfery, ponieważ w tych warunkach odległość strzelania kierowanymi pociskami raketowymi wynosi 1000 - 2000 m.

Oprócz tego zastosowanie przez broniący się samolot zakłóceń i intensywnego manewru w wielu wypadkach zmusi samolot myśliwski przeciwnika do zrezygnowania z wykorzystania kierowanych pocisków raketowych i przejście na strzelanie z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi. W tym wypadku broń artyleryjska jest wystarczającym środkiem do przeciwdziałania samolotom myśliwskim.

Dla niekierowanych środków rażenia, w tej liczbie i broni artyleryjskiej, skuteczność ognia maleje wraz ze zwiększeniem odległości strzelania. Jest to szczególnie charakterystyczne podczas strzelania do celu o małych wymiarach, jakim jest samolot myśliwski, a zwłaszcza kierowany pocisk rakietowy.



Rys, 4.20. Wykres zależności prawdopodobieństwa rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika od odległości strzelania

Na rys. 4.20 pokazana jest zmiana prawdopodobieństwa rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika w zależności od odległości strzelania podczas wykorzystania celownika optycznego i dwóch działek AN-23 jednosekundowymi seriami. Samolot myśliwski rozpoczyna atak z odległości $D_0 = 1000 \text{ m}$ pod kursowym kątem celu $q_0 = 150^\circ$.

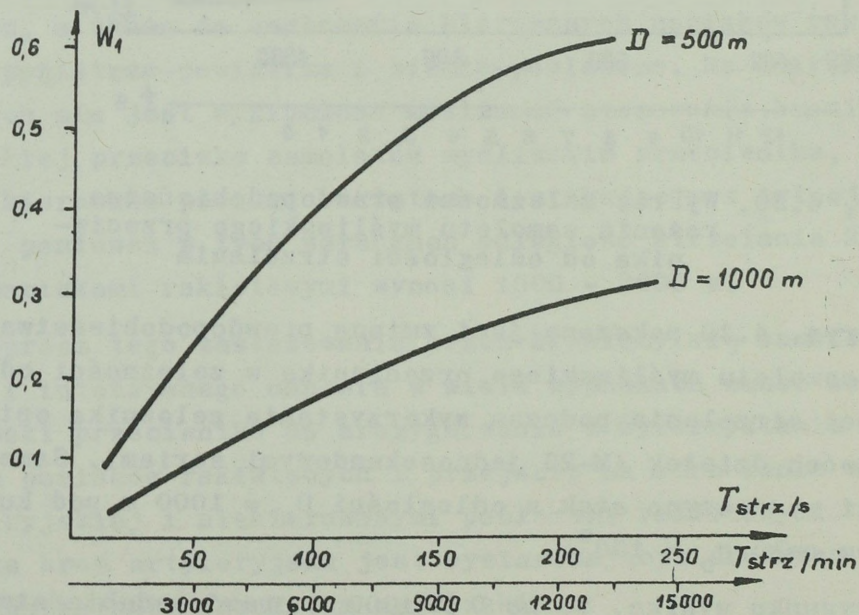
Z rysunku wynika, że na $D > 1000 \text{ m}$ prawdopodobieństwo rażenia celu jest mniejsze od 0,05. Dlatego strzelanie na

$D > 1000$ m może zamienić się tylko w okazanie moralnego oddziaływania na przeciwnika i powinno być prowadzone krótkimi seriami.

Prawdopodobieństwo rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika wzrasta progresywnie ze zmniejszeniem odległości i dla tego długość i ilość serii powinny się zwiększać.

Jeżeli przyjąć, że samolot myśliwski kończy atak na $D = 400$ m, to dla początkowej odległości $D_0 = 1000$ m długość ataku wynosi 10 - 11 s. W tym czasie można wykonać trzy - pięć serii. Załóżmy, że strzelanie wykonuje się jednosekundowymi seriami. Wówczas dla trzech serii, wykonanych na $D = 1000, 800$ i 600 m, prawdopodobieństwo rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika wynosi 0,41, a dla pięciu serii wykonanych na $D = 1000, 800, 600, 500$ i 400 m, będzie ono równe 0,86.

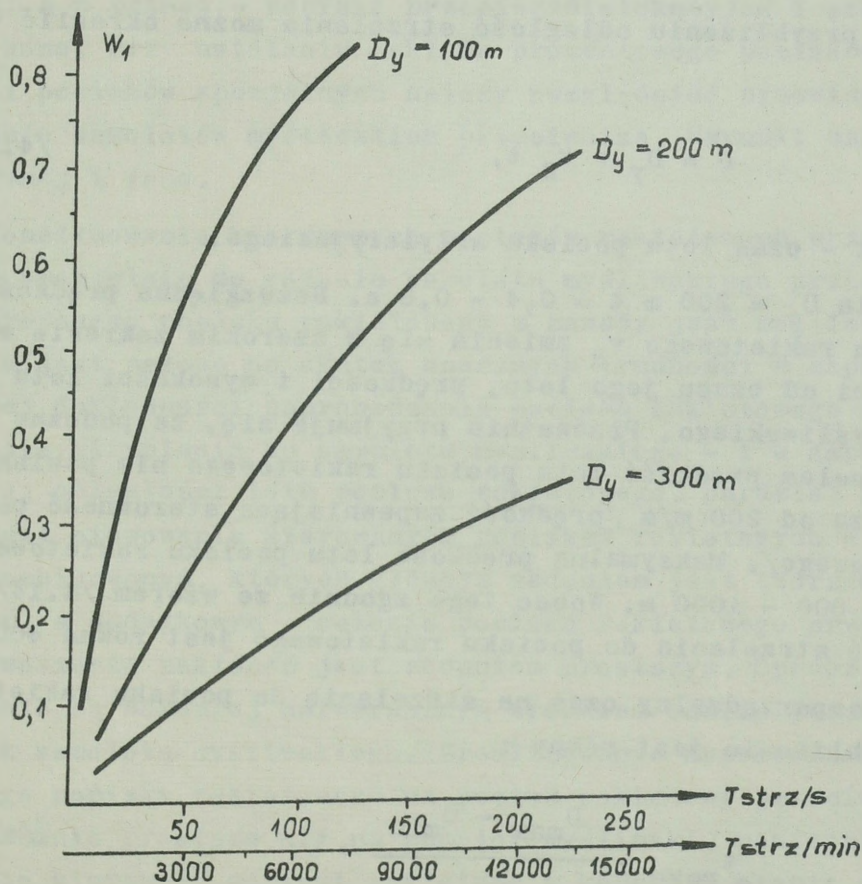
W razie zastosowania celowników radiolokacyjnych na skutek zwiększenia rozrzutu pocisków skuteczność broni artyleryjskiej w porównaniu ze strzelaniem z wykorzystaniem celownika optycznego maleje. Na rys. 4.21 pokazana jest zależność prawdo-



Rys. 4.21. Wykres zależności prawdopodobieństwa rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika od szybkostrzelności broni

podobieństwa rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika od szybkostrzelności broni kalibru 23 mm podczas strzelania serią na odległości 500 i 1000 m z zastosowaniem celownika radiolokacyjnego w wypadku ataku samolotu myśliwskiego pod kursowym kątem celu $q = 180^\circ$. Z rysunku wynika, że ogień z broni artyleryjskiej do samolotu myśliwskiego skuteczniejszy jest podczas strzelania z broni, posiadającej szybkostrzelność nie mniejszą niż 5000 strz/min.

W czasie stosowania broni artyleryjskiej do rażenia kierowanych pocisków raketowych przyjmuje się odległość strzelania z takim wyliczeniem, aby bezwzględna odległość lotu pocisku



Rys. 4.22. Wykres zależności prawdopodobieństwa rażenia pocisku raketowego od szybkostrzelności broni

nie przekraczała 200 - 300 m, ponieważ dla dużej odległości raptownie zmniejsza się prawdopodobieństwo rażenia pocisku raketowego. Na rys. 4.22 pokazana jest zależność prawdopodobieństwa rażenia pocisku raketowego Sidewinder-A od szybkostrzelności broni kalibru 23 mm podczas strzelania jednosekundową serią z wykorzystaniem celownika optycznego na odległość wyprzedzoną $D_y = 300, 200$ i 100 m.

Z rysunku wynika, że na $D_y > 300$ m skuteczność strzelania do pocisku raketowego jest mała i nie może być znacznie zwiększona kosztem zwiększenia szybkostrzelności broni, szczególnie podczas wykorzystania celownika radiolokacyjnego.

W przybliżeniu odległość strzelania można określić według wzoru:

$$D = D_y + v_R t, \quad /4.14/$$

gdzie t - czas lotu pocisku artyleryjskiego.

Dla $D_y = 200$ m $t = 0,4 - 0,8$ s. Bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego v_R zmienia się w szerokim zakresie w zależności od czasu jego lotu, prędkości i wysokości lotu samolotu myśliwskiego. Przeważnie przyjmuje się, że podczas spotkania z celem prędkość lotu pocisku raketowego nie powinna być mniejsza od 200 m/s /prędkość zapewniająca sterowność pocisku raketowego/. Maksymalna prędkość lotu pocisku raketowego wynosi 800 - 1000 m. Wobec tego zgodnie ze wzorem /4.14/ odległość strzelania do pocisku raketowego jest równa 400-600 m.

Rozporządzalny czas na strzelanie do pocisku raketowego w przybliżeniu jest równy :

$$t_{\text{rozp}} = \frac{D_{\text{max}} - D_{\text{min}}}{v_D}, \quad /4.15/$$

gdzie v_D - prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu na odcinku końcowym.

Jeżeli przyjąć podczas strzelania pod kątem burtowym $\beta_0 = 180^\circ$ $v_D \geq 200$ m/s, a pod kątem $\beta_0 = 0^\circ$ $v_D \geq 500$ m/s, to dla $D = D_{\max} - D_{\min} = 400 \div 600$ m rozporządzalny na strzelanie czas będzie w granicach 0,8 - 3 s. Wobec tego strzelanie do pocisku raketowego powinno być prowadzone intensywnie jedną serią bez przerwy.

Strzelanie z broni artyleryjskiej w większości wypadków należy prowadzić z wykorzystaniem mieszanego ładunku bojowego, składającego się z pocisków rażących /bojowych/ i pocisków z zakłóceniami /specjalnych/. Oczywiście w przedniej półsfery dla tworzenia zakłóceń należy stosować pociski przeciwradiolokacyjne, a w tylnej - pociski przeciwradiolokacyjne i przeciwpodczerwone. Przy ustalaniu składu procentowego pocisków bojowych i pocisków specjalnych należy uwzględnić przewidywane uzbrojenie samolotów myśliwskich przeciwnika, warunki walki powietrznej i inne.

Skonstruowanie kierowanych pocisków raketowych przeznaczonych specjalnie do rażenia samolotu myśliwskiego przeciwnika lub kierowanego pocisku raketowego z zasady jest możliwe, lecz nie jest celowe na skutek znacznych trudności w zapewnieniu dużej dokładności naprowadzania pocisku raketowego na cel, a w czasie strzelania do samolotu myśliwskiego - i w zapewnieniu dużej odległości lotu pocisku raketowego. Bardziej racjonalne jest stosowanie kierowanych pocisków raketowych o działaniu kombinowanym, których głównym zadaniem jest tworzenie zakłóceń, a dodatkowym - rażenie pocisku raketowego przeciwnika. Tworzenie zakłóceń jest zadaniem prostszym. Oprócz tego zakłócenia są bardziej uniwersalnym środkiem oddziaływania na celownik samolotu myśliwskiego. Zrealizowanie naprowadzania obronnego pocisku raketowego na pocisk raketowy przeciwnika jest znacznie prostsze niż na samolot myśliwski, ponieważ wszystkie kierowane pociski raketowe w końcowym etapie naprowadzania, a samonaprowadzające się - prawie na całym torze poruszają się metodą równoległą, w której względny tor pocisku

rakietowego jest zbliżony do prostej, skierowanej na broniący się samolot.-

5. PRACA SZEFA STRZELANIA POWIETRZNEGO

Szkolenie personelu latającego z dziedziny zastosowania bojowego środków obronnych samolotów bombowych i transportowych oraz śmigłowców jest jednym z ważnych rodzajów wyszkolenia bojowego. Ten rodzaj wyszkolenia związany jest ściśle z wyszkoleniem taktycznym, szczególnie z taktycznymi sposobami pokonania przeciwdziałania obrony powietrznej przeciwnika.

W jednostkach liniowych szkolenie personelu latającego z zagadnień zastosowania bojowego środków obronnych kieruje dowódca i szef strzelania powietrznego. Szef strzelania powietrznego bezpośrednio odpowiada za ten rodzaj wyszkolenia bojowego.

Obowiązki szefa strzelania powietrznego można sprecyzować następująco : " Szef strzelania powietrznego ponosi odpowiedzialność za wyszkolenie personelu latającego pułku ze strzelania powietrznego i walki powietrznej, za opracowanie i realizację przedsięwzięć w zapewnieniu bezpieczeństwa lotów w czasie opanowania tych elementów zastosowania bojowego i za obiektywną ocenę wykonywanych ćwiczeń ze strzelania powietrznego i walki powietrznej".

Rozpatrzmy krótko pracę szefa strzelania powietrznego w oparciu o okresy działalności jednostki lotniczej.

5.1. OKRES WYSZKOLENIA SZKOLNO-BOJOWEGO

W okresie wyszkolenia szkolno-bojowego szef strzelania powietrznego organizuje i prowadzi szkolenie personelu latającego z zagadnień teorii i praktyki zastosowania bojowego środków obronnych odpowiednio do programu szkolenia naziemnego i lotnego określonego planem wyszkolenia bojowego.

Do konkretnych, zasadniczych funkcji wykonywanych przez szefa strzelania powietrznego należy :

- planowanie szkolenia naziemnego i lotnego odpowiednio do poziomu wyszkolenia personelu latającego i wymagań ustalonej kolejności nauczania, szczególnie w wykonywaniu ćwiczeń lotnych;

- organizacja i bezpośredni udział w tworzeniu bazy szkoleniowej /urządzenie sal lekcyjnych i treningowych, strzelnic i poligonów, opracowywanie pomocy poglądowych oraz inne/;

- organizacja i prowadzenie zajęć, treningów, strzelań naziemnych i innych;

- opracowywanie materiałów szkolno-metodycznych dla przeprowadzenia zajęć, treningów, strzelań naziemnych i wykonywania ćwiczeń lotnych;

- opracowanie przedsięwzięć dotyczących zapewnienie bezpieczeństwa lotów z zakresu zastosowania bojowego środków obronnych i w czasie strzelań na strzelnicy;

- udzielenie pomocy dowództwu i bezpośredni udział w organizacji współdziałania z jednostkami obrony powietrznej dla wypracowania zagadnień z zastosowania bojowego środków obronnych;

- realizacja kontroli utrzymywania w stałej gotowości bojowej środków obronnych /przystrzeliwanie, prace reglamentowe, sprawdzanie dokładności charakterystyk systemów celowniczych oraz inne/;

- okazanie pomocy dowództwu i bezpośredni udział w przygotowaniu i kontroli gotowości załóg /w tym i samolotów, imitujących cel lub holujących tarczę/ do wykonania zadania lotnego z zastosowania bojowego środków obronnych;

- organizacja zastosowania środków obiektywnej kontroli i obróbki wyników wykonania zadań lotnych, uogólnienie wyni -

ków lotów i przygotowanie materiałów do ich omówienia ;

- doskonalenie własnych wiadomości z zagadnień zastosowania bojowego środków obronnych;

- wyrobienie u personelu latającego wysokich wartości moralno-bojowych i poczucia odpowiedzialności za nienaganne wykonanie ćwiczeń lotnych.

Złożoność współczesnego sprzętu lotniczego i wyposażenia samolotów /śmigłowców/, różnorodność warunków lotu i duża dynamiczność walki powietrznej wymaga od szefa strzelania powietrznego zwracania uwagi na wykonanie przedsięwzięć zapewniających bezpieczeństwo lotów.

Dla uniknięcia okoliczności sprzyjających powstawaniu wypadków lotniczych szefowie strzelania powietrznego powinni brać aktywny udział w przygotowaniu personelu latającego do wykonania zadania lotnego z zastosowaniem bojowym środków obronnych.

Ważniejszymi warunkami jakościowego przygotowania personelu latającego do lotu są :

- wyraźne postawienie zadania na wykonanie lotu nie tylko załodze w całości, ale i każdemu jej członkowi;

- dokładne i zapewnione potrzebnym czasem przygotowanie załóg do lotu : opanowanie metodyki i warunków wykonania ćwiczenia /środków bezpieczeństwa/, trening na ziemi w wypracowaniu nawyków odchodzenia się z odpowiednimi środkami obronnymi, w pilotowaniu samolotu i obserwacji przestrzeni powietrznej;

- kontrola gotowości każdego członka załogi /załóg/ do wykonania lotu polegająca nie tylko na sprawdzeniu znajomości, lecz także na opanowaniu nawyków w wykorzystaniu sprzętu /bezpośrednio na aparaturze treningowej, w kabinie samolotu i inne/;

- uogólnienie i analiza wyników lotów i dokładne omówienie ich z personelem latającym.

Podane warunki powinny być przestrzegane w odniesieniu do całego personelu latającego niezależnie od posiadanego przez nich stopnia wojskowego i zajmowanego stanowiska.

Podczas stawiania zadań na wykonanie lotu, oprócz ogólnego celu, warunków i sposobu wykonania ćwiczenia, każdemu członkowi załogi należy wskazać jego rolę i miejsce w rozwiązaniu zadania ogólnego. Pod żadnym pozorem nie wolno dopuścić do pomniejszania znaczenia pracy poszczególnych członków załogi ze względu na pozorną jej prostotę. Załogę należy przygotowywać jako jeden kolektyw, w którym od działań każdego członka zależy ogólny sukces.

W czasie przygotowania i kontroli personelu latającego należy zwracać uwagę nie tylko na opanowanie, lecz także i na uzasadnienie środków bezpieczeństwa i znajomość możliwych następstw w razie naruszenia norm, charakteryzujących warunki wykonania ćwiczeń.

Omówienie lotów nie powinno ograniczać się tylko do stwierdzenia faktów, ale wykazywać przyczyny zjawisk zarówno ujemnych, jak i dodatnich.

5.2. OKRES ORGANIZACJI I PROWADZENIA DZIAŁAŃ BOJOWYCH

W okresie organizacji i prowadzenia działań bojowych szef strzelania powietrznego przygotowuje dane informacyjne i propozycje dla dowódcy do powzięcia przez niego decyzji na działania bojowe, opracowuje wytyczne dla personelu latającego z zakresu zastosowania bojowego środków obronnych, organizuje przygotowanie i przeprowadza kontrolę gotowości personelu latającego i środków obronnych do lotu bojowego, a także sam bierze bezpośredni udział w lotach bojowych.

W czasie działań bojowych szef strzelania powietrznego poznaje i uogólnia taktykę działań samolotów myśliwskich

przeciwnika i doświadczenia z zastosowania bojowego środków obronnych własnych samolotów /śmigłowców/. W czasie zastosowania przez samoloty myśliwskie przeciwnika nowych taktycznych sposobów i nowych środków rażenia szef strzelania powietrznego opracowuje sposoby przeciwdziałania i informuje o nich personel latający oraz szkoli go w racjonalnych sposobach zastosowania bojowego środków obronnych w konkretnych warunkach lotu bojowego i walki powietrznej.

W czasie przygotowywania danych informacyjnych i zaleceń dowódcy do powzięcia decyzji zakres pracy szefa strzelania powietrznego określa się na podstawie tych zagadnień, które postawił przed nim dowódca.

Zasadniczymi zagadnieniami, na podstawie których szef strzelania powietrznego przygotowuje dane informacyjne i zalecenia, są :

1. Oczekiwane przeciwdziałanie samolotów myśliwskich przeciwnika /typy samolotów myśliwskich, ich uzbrojenie, taktyczne chwytły, silne i słabe strony itp./;

2. Możliwości samolotów myśliwskich przeciwnika w wykonaniu ataków i strzelania /prawdopodobne kierunki ataków, odległości strzelania, skuteczność i odporność uzbrojenia na zakłócenia, możliwości manewrowe samolotów myśliwskich, słabe i silne strony w zastosowaniu bojowym uzbrojenia i wykonania ataków itp./.

3. Warunki wykonania zadania bojowego, zapewniające maksymalne zmniejszenie możliwości samolotów myśliwskich przeciwnika w wykonaniu ataków i strzelania. Propozycje dotyczące trasy, profilu i ugrupowań bojowych broniących się samolotów /śmigłowców/, składu środków obronnych i ich jednostki ogniowej - ładunku bojowego /broń artyleryjska, środki tworzenia zakłóceń i inne/.

4. Racjonalne sposoby kompleksowego zastosowania środków obronnych podczas odpierania ataków samolotów myśliwskich przeciwnika i kierowanych pocisków raketowych /zastosowanie

środków wykrywania, zakłóceń radiolokacyjnych i na podczere -
wień, środków ogniowych, manewru obronnego oraz inne/.

Przed przygotowaniem danych informacyjnych i opracowa -
niem propozycji dla dowódcy szef strzelania powietrznego po -
winien zrozumieć zadanie bojowe i ocenić dane wyjściowe,
określające warunki i sposoby zastosowania środków obronnych.
Do danych wyjściowych zalicza się :

- wnioski, wypływające z postawionego zadania bojowego
/obiekty uderzenia, ich znaczenie i miejsce położenia, jed -
nostki współdziałające i zabezpieczające oraz inne/;

- warunki przyszłych działań bojowych /dzień, noc, wa -
runki atmosferyczne oraz inne/;

- bazowanie samolotów myśliwskich przeciwnika, ich ilość
i typy;

- własne możliwości : ilość sprawnych samolotów, stan
ich środków obronnych, poziom wyszkolenia personelu latają -
cego, ilość zapasowych kompletów bojowych i inne.

Ze względu na ograniczony czas przewidziany na przygoto -
wanie danych informacyjnych i propozycji szef strzelania po -
wietrznego jeszcze przed otrzymaniem zadania bojowego powi -
nien posiadać zawczasu usystematyzowane wiadomości dotyczące
charakterystyk samolotów myśliwskich przeciwnika i ich uzbro -
jenia, możliwych warunków ataków i strzelania, skuteczność
strzelania z samolotów myśliwskich przeciwnika, a także para -
metrów i sposobów wykonania manewru obronnego i zastosowania
pokładowych środków rażenia /obronnych/ /tabele, wykresy,
schematy i inne/.

Po powzięciu decyzji przez dowódcę na wykonanie zadania
bojowego szef strzelania powietrznego udziela wytyczne perso -
nelowi latającemu dotyczące zagadnień zastosowania bojowego
środków obronnych. W wytycznych podaje się wiadomości o sa -
molotach myśliwskich przeciwnika /typy samolotów, ich uzbro -

jenie, stosowane chwytty taktyczne, możliwe warunki strzela-
nia, kierunki ataków i inne/ i daje zalecenia dotyczące
organizacji obrony, prowadzenia obronnej walki powietrznej
i zastosowania środków obronnych.-

Z A K O Ń C Z E N I E

Środki obrony powietrznej przeciwnika w stosunku do broniących się samolotów bombowych, transportowych i śmigłowców są środkami aktywnymi. Broniące się samoloty i śmigłowce nie mogą przewidzieć miejsca i czasu spotkania z przeciwnikiem, którego napad w pewnym sensie jest wykonywany z zaskoczenia. Od załóg broniących się samolotów i śmigłowców wymaga się szybkiego powzięcia decyzji i zgrania w wykorzystaniu środków obronnych w ograniczonym czasie.

Samoloty lotnictwa bombowego i transportowego oraz śmigłowce z zasady są aparatami wielomiejscowymi. Każdy członek załogi rozporządza i kieruje ogniem lub kilkoma środkami obronnymi, które skutecznie mogą być wykorzystane tylko na zasadzie wzajemnej informacji o sytuacji i zgodności działań wszystkich członków załogi. Załoga powinna doskonale znać warunki, możliwości i sposoby zastosowania środków obronnych oddzielnie i w kompleksie, oraz stanowić jeden zgrany kolektyw.

Zdolność skutecznego pokonania przeciwdziałania obrony powietrznej przeciwnika zależy także od sprawności i niezawodności środków obronnych. Dlatego personel latający powinien doskonale znać konstrukcję, zasady działania i zasady eksploatacji środków obronnych własnych samolotów /śmigłowców/.-

ZALĄCZNIKI

Tabela 1

Balistyczne charakterystyki pocisków artyleryjskich

Broń	v_0 , m/s	c
A-12,7	800	1,7
NR-23	690	1,8
AM-23	690	1,8
NR-30	780	1,5
N-37	700	1,0

Tabela 2

Balistyczne charakterystyki niekierowanych pocisków raketowych

Typ pocisku	V_0 , m/s	V_0' , m/s	c	Poprawka	Prędkość strzelającego samolotu /śmigłowca/ V_1 , m/s						
					0	50	100	150	200	250	300
S-5K	78	605	1,54	$\delta t, s$	0,35	0,32	0,29	0,26	0,24	0,23	0,22
				$\delta \alpha^T$	21,0	16,0	12,0	9,5	8,0	6,5	5,5
S-5M	46	714	1,48	$\delta t, s$	0,40	0,36	0,33	0,30	0,28	0,26	0,25
				$\delta \alpha^T$	20,0	16,0	12,5	10,0	8,5	7,5	6,5

Tabela 3

Wartości współczynnika wysokości Δ

H, km	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Δ	1,00	0,91	0,82	0,74	0,67	0,60	0,54	0,48	0,43	0,38	0,34
H, km	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
Δ	0,29	0,25	0,22	0,19	0,16	0,14	0,12	0,10	0,09	0,07	0,06

Tabela 4

Wartości średniej prędkości
lotu pocisku $v_{sr} / v'_{sr} /$

c_H^D $v_{o1} / v'_{o1} /$	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000
400	400	346	312	288	267	248	233
500	500	421	363	326	298	274	255
600	600	502	422	367	331	302	277
700	700	589	490	416	366	330	301
800	800	679	564	470	405	360	327
900	900	770	644	533	450	394	353
1000	1000	864	730	602	502	431	383
1100	1100	958	817	678	559	475	415
1200	1200	1054	908	759	625	523	449
1300	1300	1151	1000	845	697	576	489

Tabela 5

Wartości współczynnika k/k'

c_H^D v_{o1}/v_{o1}	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000
400	2,96	3,51	4,16	4,84	5,54	6,29	7,10
500	1,96	2,44	3,05	3,71	4,38	5,07	5,80
600	1,36	1,74	2,26	2,85	3,49	4,14	4,81
700	1,00	1,27	1,66	2,18	2,77	3,87	4,01
800	0,77	0,96	1,25	1,67	2,19	2,76	3,35
900	0,61	0,75	0,96	1,29	1,73	2,25	2,80
1000	0,49	0,60	0,76	1,00	1,37	1,82	2,32
1100	0,41	0,49	0,61	0,80	1,09	1,48	1,92
1200	0,34	0,40	0,50	0,64	0,87	1,20	1,60
1300	0,29	0,34	0,41	0,53	0,70	0,97	1,33

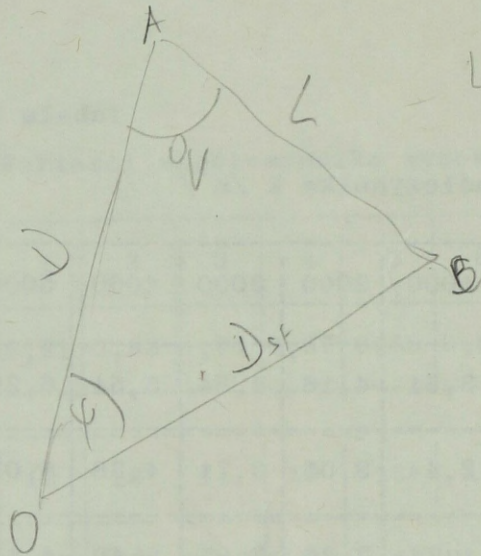
Wydrukowano w 100 egz.
 Egz. Nr 1-100 Bibl. Gł. OZS
 Wyk płk PAWŁOWSKI
 Nr PF-1876/WW

$$\frac{\sin \psi}{D} = \frac{\sin \phi}{D_{sf}}$$

$$\frac{v_c \cdot D}{v_{si}}$$

$$L = v_c \cdot t =$$

$$t = \frac{D}{v_{si}}$$



$$\frac{\sin \psi}{\frac{v_c \cdot D}{v_{si}}} = \frac{\sin \phi}{D}$$

$$\sin \psi = \frac{\sin \phi \cdot D}{\frac{v_c \cdot D}{v_{si}}}$$

$$= \frac{\sin \phi \cdot D}{1} \cdot \frac{v_{si}}{v_c \cdot D} = \sin \phi \cdot \frac{v_{si}}{v_c}$$

BIBLIOTEKA NAUKOWA 488 WP
 Archiwum Techniczne
 No ewid. ~~1242989~~