

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



# AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4150/88

**POUFNE**

Egz. nr 1



Plk pil. dypl. Bogdan PALEN

## ZASTOSOWANIE ARTYLERYJSKO-RAKIETOWEGO UZBROJENIA STATKÓW POWIETRZNYCH W ZWALCZANIU CELÓW POWIETRZNYCH

PODREČZNIK

55399

WARSZAWA

1988



# AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4150/88

**POUFNE**

Egz. nr 1



Plk pil. dypl. Bogdan PALEN

## ZASTOSOWANIE ARTYLERYJSKO-RAKIETOWEGO UZBROJENIA STATKÓW POWIETRZNYCH W ZWALCZANIU CELÓW POWIETRZNYCH

PODRĘCZNIK

55399

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP  
WYDZIAŁ WOJSK LOTNICZYCH I OPK  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG WP wewn. 4150/88

~~POUFNE~~

Egz. nr ... 1

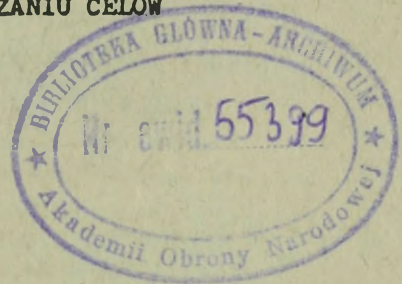
Przeklasyfikowana z *Poufne* na *Jawne*  
podstawa przekl. Wykaz Aktualnych Wojskowych  
Wydawnictw Wewnętrznych szt. gen. 1527/1001  
data i podpis *11.00.2001 B. Anst.*



Płk dypl. pil. Bogdan PALEŃ

ZASTOSOWANIE ARTYLERYJSKO-RAKIETOWEGO UZBROJENIA  
STATKÓW POWIETRZNYCH W ZWALCZANIU CELÓW  
POWIETRZNYCH

Podręcznik



SAWA

SPIS TREŚCI

	Str.
WSTĘP .....	9
CZĘŚĆ PIERWSZA	
PODSTAWOWE SYSTEMY RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW .....	14
ROZDZIAŁ I	
LOTNICZE UZBROJENIE ARTYLERYJSKIE I RAKIETOWE .....	14
1. Elementy balistyki wewnętrznej .....	14
1.1. Podstawowe określenia .....	14
2. Klasyfikacja uzbrojenia artyleryjskiego .....	15
2.1. Charakterystyka uzbrojenia artyleryjskiego będącego w wyposażeniu współczesnych samolotów i śmigłowców .....	16
2.2. Amunicja lotnicza .....	17
3. Niekierowane pociski raketowe klasy "powietrze-powietrze" ...	18
3.1. Charakterystyka niekierowanych pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze" .....	19
3.2. Wyrzutnie niekierowanych pocisków raketowych klasy p-p .	20
4. Kierowane pociski raketowe klasy "powietrze-powietrze" .....	21
4.1. Klasyfikacja kierowanych pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze" .....	21
4.2. Charakterystyka kierowanych pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze" .....	26
4.2.1. Budowa kierowanych pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze" .....	26
4.2.2. Charakterystyka koordynatorów .....	28
4.3. Ogólne dane taktyczno-techniczne pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze" .....	32
ROZDZIAŁ II	
SPOSOBY KIEROWANIA POCISKAMI RAKIETOWYMI .....	38
1. Samonaprowadzanie .....	40
1.1. Charakterystyka metod samonaprowadzania .....	40
1.1.1. Metoda zbliżenia równoległego .....	40
1.1.2. Metoda proporcjonalnego zbliżenia .....	41
1.1.3. Metoda pościgu .....	43
1.1.4. Metoda prostego zbliżenia .....	43
2. Kierowanie zdalne .....	44
2.1. Kierowanie dowódcze .....	46
2.2. Kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej .....	46
3. Kierowanie autonomiczne .....	49
4. Kierowanie kombinowane .....	50

## CZĘŚĆ DRUGA

PODSTAWY BALISTYKI ZEWNĘTRZNEJ .....	51
--------------------------------------	----

### ROZDZIAŁ I

PODSTAWOWE PRAWA RUCHU POCISKU RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO .....	51
1. Podstawowe określenia .....	51
2. Ruch środka ciężkości pocisku pod działaniem siły ciężenia .....	51
3. Działanie siły oporu powietrza na pocisk .....	55
4. Ruch środka ciężkości pocisku pod działaniem siły ciężenia i siły oporu powietrza .....	58
5. Ruch pocisku w powietrzu .....	60
6. Właściwości balistyki rakiet .....	63
6.1. Ruch niekierowanych pocisków rakietowych .....	63
6.2. Ruch kierowanych pocisków rakietowych .....	64

### ROZDZIAŁ II

ELEMENTY TORU LOTU POCISKU RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO .....	66
1. Charakterystyka podstawowych elementów toru lotu .....	66
2. Warunki toru lotu pocisku podczas strzelania z broni zamocowanej na statku powietrznym .....	68
3. Wpływ warunków strzelania na tor lotu pocisku .....	70
3.1. Wpływ prędkości lotu i wysokości .....	70
3.2. Wpływ kąta położenia celu na tor lotu pocisku .....	71
4. Obliczanie elementów toru lotu pocisku artyleryjskiego .....	73
4.1. Dane wyjściowe .....	73
4.2. Obliczanie czasu lotu pocisku .....	73
4.3. Obliczanie przeniżenia toru lotu pocisku .....	75
4.4. Obliczanie kąta celowania $\alpha$ .....	75
5. Obliczanie elementów toru lotu niekierowanego pocisku rakietowego .....	75
5.1. Zasady obliczeń .....	75
5.2. Określenie czasu lotu niekierowanego pocisku rakietowego i prędkości średniej .....	76
5.3. Określenie kąta celowania i przeniżenia toru lotu niekierowanego pocisku rakietowego .....	77
6. Graficzna budowa toru lotu kierowanego pocisku rakietowego .....	78
6.1. Wykreślenie toru lotu kierowanego pocisku rakietowego metodą równoległego zbliżania .....	78
6.2. Wykreślenie toru lotu kierowanego pocisku rakietowego prowadzanego w wiązce radiolokacyjnej .....	79

### ROZDZIAŁ III

TEORIA CELOWANIA PODCZAS STRZELANIA POWIETRZNEGO .....	83
1. Rozwiązanie zadania celowania w strzelaniu powietrznym .....	83

1.1.	Podstawowe pojęcia podczas rozwiązywania zadania celowania .	83
1.2.	Elementy trójkąta wyprzedzenia i ich określanie .....	85
1.3.	Proste sposoby określania poprawki na ruch celu .....	87
2.	Rozwiązywanie zadania celowania podczas strzelania pociskami raki- etowymi samonaprowadzającymi się .....	90
3.	Rozwiązywanie zadania celowania podczas strzelania pociskami kiero- wanymi w wiązce prowadzącej .....	91
3.1.	Zapewnienie wprowadzenia pocisku raketowego w wiązkę prowa- dzącą podczas strzelania w warunkach śledzenia automatyczne- go .....	91
3.2.	Właściwości rozwiązywania zadania celowania podczas naprowa- dzania pocisku za pomocą unieruchomionej wiązki prowadzącej.	93
4.	Rozwiązywanie zadania celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek .....	94
4.1.	Uwzględnienie ruchu celu .....	94
4.2.	Uwzględnienie obniżenia toru lotu pocisku raketowego lub artyleryjskiego .....	96
4.3.	Uwzględnienie ruchu samolotu strzelającego .....	98
4.4.	Uwzględnienie poprawki sumarycznej .....	100
4.5.	Określenie prędkości pocisku raketowego lub artyleryjskiego przy celu .....	101
4.6.	Uwzględnienie dynamicznego błędu celownika .....	102

#### ROZDZIAŁ IV

PODSTAWY BUDOWY SYSTEMÓW CELOWNICZYCH .....	104
1. Klasyfikacja celowników .....	104
2. Ogólna zasada budowy systemów celowniczych .....	106
3. Sposoby wypracowania poprawek kątowych przez półautomatyczne systemy celownicze .....	106
4. Zasada budowy kąta wyprzedzenia .....	109
4.1. Budowa zespołu żyroskopowego .....	109
4.2. Zasada wypracowania kąta wyprzedzenia .....	110
5. Ogólne zasady budowy celowników radiolokacyjnych .....	114
5.1. Przeznaczenie i klasyfikacja celowników .....	114
5.2. Zasady budowy i pracy celowników radiolokacyjnych .....	115
5.3. Podstawowe zespoły celownika radiolokacyjnego .....	116
6. Ogólne wiadomości o celowniku laserowym .....	119
6.1. Podstawowe zespoły celownika laserowego .....	119

#### CZĘŚĆ TRZECIA

ZASADY BOJOWEGO ZASTOSOWANIA RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS ZWALCZANIA CEŁÓW POWIETRZNYCH .....	122
---	-----

#### ROZDZIAŁ I

OKREŚLENIE MOŻLIWYCH WARUNKÓW ZASTOSOWANIA BOJOWEGO KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH PODCZAS ZWALCZANIA CEŁÓW POWIETRZNYCH .....	122
---	-----

1. Metody oceny możliwych warunków odpalania pocisków rakietowych podczas zwalczania niemanewrujących celów powietrznych .....	122
1.1. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według czasu lotu kierowanego .....	125
1.2. Określenie bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia zapalnika .....	127
1.3. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej prędkości zbliżania pocisku rakietowego do celu $U_{Dmin}^*$ ograniczonej zapalnikiem .....	127
1.4. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według rozporządzalnego przeciążenia pocisku rakietowego ..	129
1.5. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według charakterystyk koordynatora pocisku rakietowego ....	130
2. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania pociskami rakietowymi dla różnych kątów kursowych w płaszczyźnie poziomej .....	132
3. Właściwości budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze tylnej /przedniej/ półsfery celu .....	133
4. Możliwości wykonania powtórnych odpaleń pocisków rakietowych w jednym ataku .....	136
5. Ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu strzelającego .....	138
5.1. Równanie ruchu i toru lotu samolotu strzelającego podczas celowania i strzelania .....	138
5.2. Warunki lotu samolotu atakującego po krzywej celowania ....	141
5.3. Graniczna krzywa celowania .....	144
6. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowanych pocisków rakietowych podczas zwalczania celów manewrujących .....	145
6.1. Ogólna charakterystyka wpływu manewru celu na możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych .....	145
6.2. Strefa możliwego strzelania do celu manewrującego .....	146
6.3. Metoda budowy strefy możliwego strzelania do celu manewrującego dla pocisków na podczerwień .....	148
7. Ocena możliwości wejścia samolotu atakującego w strefę możliwego strzelania podczas atakowania celu powietrznego .....	150
8. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowanych pocisków rakietowych z uwzględnieniem charakterystyk systemów celowniczych.	151
8.1. Strefa pracy systemu celowniczego .....	152
8.2. Możliwości w wykryciu celu powietrznego .....	152
8.3. Możliwość przechwycenia celu na "automatycznym naprowadzaniu" .....	154
8.4. Możliwości celowanego odpalania i naprowadzania pocisków rakietowych na cel .....	155
8.5. Zakres dozwolonych odległości odpalania pocisków rakietowych .....	156

## ROZDZIAŁ II

OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA UZBROJENIA ARTYLERYJSKIEGO I NIEKIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH DO CELÓW POWIETRZNYCH .....	157
1. Ruch samolotu wyposażonego w nieruchome uzbrojenie podczas atakowania celu powietrznego .....	157
1.1. Ogólna charakterystyka ruchu atakującego samolotu w walce powietrznej .....	157
2. Krzywe celowania podczas ataku celu niemanewrującego .....	158
3. Krzywe celowania podczas ataku celu manewrującego .....	161
4. Warunki lotu po krzywych celowania .....	164
4.1. Graniczne dopuszczalne przeciążenie .....	164
4.2. Strefa dużych przeciążeń .....	164
5. Graniczne krzywe celowania .....	169
6. Strefa możliwego zbliżenia atakującego samolotu do celu .....	170
7. Strefa możliwych zderzeń samolotu atakującego z celem .....	172
8. Określenie strefy pracy systemu celowniczego .....	175
8.1. Określenie bocznej granicy strefy pracy celownika .....	176
8.2. Określenie bliższej i dalszej granicy strefy pracy celownika .....	177
9. Budowa strefy możliwego strzelania podczas stosowania niekierowanych pocisków raketowych i działek .....	178

## ROZDZIAŁ III

SKUTECZNOŚĆ BOJOWA RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA STATKÓW POWIETRZNYCH .....	181
1. Wiadomości wstępne .....	181
2. Pojęcie, treść i zadania skuteczności strzelania do celów powietrznych .....	181
3. Ocena dokładności strzelania .....	183
3.1. Błędy systematyczne .....	183
3.2. Błędy przypadkowe. Uchylenia prawdopodobne .....	183
3.3. Zależność wystrzałów .....	187
3.4. Prawdopodobieństwo trafienia .....	188
3.4.1. Rzut celu posiada kształt pasa i prostokąta .....	188
3.4.2. Rzut celu posiada kształt koła .....	190
3.4.3. Rzut celu posiada kształt złożony .....	190
4. Charakterystyki wrażliwości celów .....	191
4.1. Rażenie celu tylko podczas bezpośredniego trafienia pociskiem .....	191
4.2. Odległościowe rażenie celu .....	193
5. Prawdopodobieństwo rażenia celu przy kilku strzelaniach niezależnych .....	195
5.1. Pojęcie i właściwości strzelań elementarnych .....	195
5.2. Pojęcie i właściwości kilku strzelań niezależnych .....	195

5.3.	Sposoby określania prawdopodobieństwa rażenia celu kilkoma strzelaniami niezależnymi .....	195
5.4.	Prawdopodobieństwo rażenia celu podczas strzelania pociskami rakietowymi i artyleryjskimi o bezpośrednim działaniu rażącym .....	196
5.4.1.	Prawdopodobieństwo rażenia celu przy wykładniczym rozkładzie rażenia .....	196
5.4.2.	Prawdopodobieństwo rażenia celu przy schodkowym rozkładzie rażenia .....	197
6.	Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego podczas strzelania kierowanymi pociskami rakietowymi .....	199
6.1.	Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego pociskami samonaprowadzającymi się na podzerwień .....	199
6.2.	Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego pociskiem kierowanym za pomocą wiązki prowadzącej .....	201
7.	Prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem niezawodności środków technicznych, przeciwdziałania przeciwnika i innych czynników .....	202
7.1.	Wiadomości ogólne .....	202
7.2.	Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem niezawodności środków technicznych .....	203
7.3.	Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem przeciwdziałania ogniowego przeciwnika ....	205
7.4.	Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem różnych czynników poprzedzających wykonanie strzelania /łączone uwzględnienie różnych czynników/ .....	206

#### ROZDZIAŁ IV

METODY OKREŚLANIA POTRZEBNEJ ILOŚCI SIŁ STATKÓW POWIETRZNYCH I OCENY OCZEKIWANYCH WYNIKÓW DZIAŁAŃ BOJOWYCH JEDNOSTKI /PODODZIAŁU/ .....	207	✓
1. Wiadomości ogólne .....	207	
2. Sposoby określania potrzebnej ilości sił dla rażenia celu pojedynczego .....	207	
3. Określenie potrzebnej liczby samolotów /śmigłowców/ podczas zwalczania celu grupowego .....	209	
3.1. Sposób określenia potrzebnej ilości sił dla sposobu strzelania z przeniesieniem ognia .....	210	
3.2. Sposób określenia potrzebnej ilości sił podczas strzelania bez przeniesienia ognia .....	211	
4. Ocena oczekiwanych wyników działań bojowych jednostki /pododdziału/ .....	212	
4.1. Sposób określania oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania z przeniesieniem ognia .....	213	
4.2. Sposób określania oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania bez przeniesienia ognia .....	214	
ZAKOŃCZENIE .....	217	
WYKAZ LITERATURY .....	218	

ZAŁĄCZNIKI:

1 - Podstawowe dane taktyczno-techniczne pokładowych celowników radiolokacyjnych .....	219
2 - Podstawowe dane taktyczno-techniczne półautomatycznych celowników lotniczych .....	220
3 - Podstawowe dane kierowanych pocisków rakietowych klasy "powietrze-powietrze" .....	221
4 - Podstawowe dane taktyczno-techniczne niekierowanych pocisków rakietowych klasy p-p .....	224
5 - Podstawowe dane taktyczno-techniczne działek .....	224
6 - Podstawowe dane amunicji lotniczej .....	225
7 - Wartości współczynnika K podczas strzelania do celów powietrznych .....	225
8 - Wartości współczynnika zależności strzałów $\mu$ .....	225
9 - Wartości współczynnika niezawodności uzbrojenia "N" .....	226

## WSTĘP

Szkolenie personelu latającego jednostek lotniczych w umiejętności wykorzystywania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów jest ważnym i złożonym procesem.

Zasadniczym celem tego rodzaju wyszkolenia jest nauczenie personelu latającego doskonale władać bronią<sup>1/</sup> swojego samolotu /śmigłowca/, tak aby każdy z nich mógł wykonywać strzelanie na wszystkich możliwych prędkościach i wysokościach lotu, w każdych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy i podczas zakłóceń, rażąc cel w pierwszym ataku.

Bojowe zastosowanie raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów uczy teorii i praktyki racjonalnej organizacji strzelania powietrznego pociskami raketowymi i z działek. Daje odpowiedź na pytanie: jak organizować i wykonywać strzelanie, aby otrzymać możliwie maksymalny efekt.

Strzelaniem powietrznym nazywamy strzelanie z broni do celów powietrznych i naziemnych z aparatów latających, znajdujących się w powietrzu. Zadaniem strzelania powietrznego jest zniszczenie, względnie uszkodzenie celu.

Zadanie to można podzielić na dwie części:

- określenie możliwych warunków zastosowania uzbrojenia samolotu w walce powietrznej i podczas zwalczania celów naziemnych i wybranie z nich racjonalnych. Rozwiązuje się je na ziemi i dokładnie opracowuje na zajęciach teoretycznych i praktycznych oraz na aparaturze treningowej;
- realizację racjonalnych warunków zastosowania broni w powietrzu w bardzo ograniczonym czasie i w szybko zmieniającej się sytuacji powietrznej.

Działania bojowe lotnictwo prowadzi w każdych warunkach atmosferycznych przez całą dobę z użyciem wszystkich rodzajów uzbrojenia, na różnych prędkościach i wysokościach lotu. Dlatego też współczesnym środkiem bojowym stawia się wysokie wymagania.

Artyleryjskie i raketowe uzbrojenie samolotów i śmigłowców powinno zabezpieczyć rażenie wszystkich powietrznych i szerokiego kręgu celów naziemnych.

-----  
1/ Pod pojęciem broni rozumie się działka, karabiny maszynowe, wyrzutnie raketowe, które mogą być zamocowane na stałe, względnie na specjalnych urządzeniach na samolocie /śmigłowcu/ wykonującym strzelanie.

Do celów powietrznych zaliczamy samoloty, śmigłowce, balony, sterowce oraz rakiety. Jak wiadomo, cele powietrzne charakteryzują się między innymi dużymi prędkościami, a w niektórych przypadkach podczas wykonywania zadań, do takich celów jak balony, sterowce i śmigłowce /w reżimie zawisu/ mogą posiadać bardzo minimalne prędkości, bliskie zeru.

Rażenie celów naziemnych ogniem działek i rakiet prowadzić można z samolotów myśliwskich, myśliwsko-bombowych i śmigłowców.

Krąg celów naziemnych, do których stosuje się uzbrojenie raketowo-artyleryjskie, ograniczony jest zasięgiem samolotu, sposobami ataku i w niektórych przypadkach efektywnością zastosowania uzbrojenia. Cele naziemne mogą posiadać niedużą prędkość /czołgi, transportery, samochody itp./, względnie mogą być nieruchome.

W związku z ogólnym niedużym zasięgiem działania samolotów myśliwsko-bombowych, myśliwskich i śmigłowców, ich podstawowe cele i obiekty rażenia znajdują się w taktycznej i w operacyjno-taktycznej głębokości przeciwnika. Są to przede wszystkim:

- raketowe środki przenoszenia broni jądrowej, samoloty pociski, samoloty nosiciele na lotniskach, radiotechniczne środki dowodzenia i naprowadzania, czołgi, samochody specjalne, transportery opancerzone oraz środki bojowe;
- odkryta siła żywa, jak również w schronach, w ukryciach oraz załogi czołgów, bojowych wozów, samolotów, śmigłowców, samochodów;
- przeprawy wodne, zbiorniki z paliwem, odkryte składy amunicji, składy pociągów i inne obiekty gospodarcze.

Cele powietrzne i naziemne charakteryzują się różnorodną wrażliwością na działanie środków bojowych.

Do rażenia odkrytej siły żywej, balonów, pocisków raketowych różnego przeznaczenia, systemów radiotechnicznych, samolotów łącznikowych i śmigłowców wystarczające okazuje się trafienie pociskiem z broni o kalibrze 7,62 mm, względnie odłamkiem o wadze 5-10 g.

Do rażenia samolotów bojowych, siły żywej ukrytej w schronach, transporterach czy samochodach, zbiorników z paliwem, transportów kolejowych, pontonów oraz innych obiektów techniki bojowej potrzebny ogień z działek o kalibrze od 20-40 mm z pociskami przeciwpancernymi, zapalającymi, odłamkowymi, a także pociski raketowe różnego kalibru, odłamkowe i zapalające.

Do rażenia celów posiadających pancierz 200-300 mm /czołgi/ stosuje się pociski raketowe z głowicą kumulacyjną.

W ten sposób, charakterystyki współczesnych celów powietrznych i naziemnych stawiają przed środkami rażenia następujące wymagania:

- pociski rakietowe i artyleryjskie powinny zapewniać niezawodne rażenie celu, do którego są przeznaczone;

- systemy celownicze powinny realizować zadania strzelania z dużą dokładnością i na dużych odległościach do celu, a sam proces celowania powinien być automatyczny;

- komplet uzbrojenia umieszczony w samolocie powinien posiadać nieduży ciężar i rozmiary przy maksymalnej możliwości zabierania pocisków;

- uzbrojenie powinno być proste w eksploatacji i niezawodne w działaniu;

- lotnicze działka powinny posiadać niedużą siłę odrzutu /ażeby nie uszkadzać konstrukcji samolotu oraz wpływać na dokładność strzelania/; powinny się charakteryzować dużą szybkostrzelnością i nadawać pociskom olbrzymią prędkość początkową.

Oprócz tego, w zależności od przeznaczenia i typu samolotu /śmigłowca/ warunki zastosowania bojowego rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia zależą od konkretnego wariantu /schematu/ podwieszeń na danym typie aparatu latającego.

Systemem rakietowo-artyleryjskiego uzbrojenia samolotów /śmigłowców/ nazywamy zespół bojowych kierowanych i niekierowanych pocisków rakietowych /broni artyleryjskiej/, przeznaczonych do rażenia celów powietrznych i naziemnych oraz specjalne wyposażenie, zapewniające ich zastosowanie bojowe.

W skład systemu rakietowo-artyleryjskiego uzbrojenia samolotów /śmigłowców/ wchodzi następujące podstawowe elementy:

- środki rażenia /kierowane, niekierowane pociski rakietowe/, broń artyleryjska /działka, karabiny maszynowe/ i jednostki ognia do niej;

- stanowiska broni na samolocie /śmigłowcu/ - urządzenia odpalające pociski rakietowe;

- systemy celownicze zapewniające wykrycie celu, celowane odpalenie pocisków rakietowych /strzelanie z działek/, wyprowadzenie pocisku rakietowego na tor naprowadzania, w niektórych wypadkach i naprowadzenie jego na cel;

- aparatura sterowania systemem uzbrojenia i kontroli funkcjonowania systemu uzbrojenia i czynności pilota podczas strzelania.

Odpowiednio do wymagań warunków walki powietrznej i strzelania do celów naziemnych współczesny system rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów składa się z różnych pod względem konstrukcji mechanizmów, w których szeroko wykorzystuje się automatykę, telemechanikę i technikę obliczeniową.

W stosunku do systemu uzbrojenia, tak jak i do konkretnych środków rażenia stawia się następujące zasadnicze wymagania:

- duże prawdopodobieństwo rażenia zasadniczych celów, dla których jest przeznaczony;

- możliwie szeroki zakres warunków zastosowania bojowego;
- dobra odporność na zakłócenia;
- zapas amunicji wystarczający do wykonania zadań bojowych;
- zunifikowane /ujednolicone/ urządzenia podwieszeniowe;
- rozmieszczenie agregatów systemu uzbrojenia, przeważnie w gabarytach konstrukcji samolotu /śmigłowca/.

Miejsce poszczególnych rodzajów broni na schematach uzbrojenia współczesnych samolotów /śmigłowców/ określa się ich właściwościami bojowymi.

Samoloty myśliwskie posiadają działka zamontowane na stałe, względnie podwieszane w specjalnych zasobnikach, strzelające do przodu, niekierowane i kierowane pociski raketowe. Uzbrojenie myśliwca przeznaczone jest głównie do niszczenia celów powietrznych.

Na samolotach myśliwskich jako zasadę przyjmuje się montowanie 2-4 działek kalibru od 20-37 mm. Mocuje się także niekierowane pociski raketowe o kalibrze od 57 do 240-300 mm. Pociski raketowe kalibru 37-80 umieszczone są w specjalnych wyrzutniach po 16 lub 32 w każdej, natomiast większych kalibrów na wyrzutniach podwieszonych na zamkach podskrzydłowych, względnie podkadłubowych.

Kierowane pociski raketowe mogą być zróżnicowane pod względem wielkości i podwieszane są na specjalnych wyrzutniach. Mogą to być pociski z głowicami na podczerwień lub radiolokacyjnymi klasy "powietrze-powietrze" lub "powietrze-ziemia" o dużej sile niszczenia.

Dla zapewnienia wykonania tych zadań na samolotach myśliwskich mocuje się różnego rodzaju celowniki. Są to celowniki radiolokacyjne, zabezpieczające automatyczne wykrycie, naprowadzenie i oznaczenie celu powietrznego, a także wypracowanie potrzebnych danych do strzelania w dzień i w nocy w różnych warunkach atmosferycznych.

Samoloty myśliwsko-bombowe posiadają uzbrojenie przeznaczone głównie do niszczenia celów naziemnych. Mogą mieć zamocowane od 2 do 6 działek różnych kalibrów /23-37 mm/ na stałe lub w specjalnych zasobnikach, kierowane i niekierowane pociski raketowe.

Kierowane pociski raketowe różnego kalibru i przeznaczenia klasy "powietrze-ziemia", małego i średniego zasięgu mocowane są na specjalnych wyrzutniach. System kierowania pociskami może być dowódczy lub samonaprowadzający się.

Do walki powietrznej przewiduje się mocowanie pocisków kierowanych

"powietrze-powietrze" /np. na samolocie SU-22M4 pociski raketowe R-60/.

Systemy celownicze zapewniają dokładne naprowadzanie pocisków raketowych na cel, jak również celne prowadzenie ognia niekierowanymi pociskami raketowymi, czy też z działek.

Samoloty bombowe i transportowe mogą być wyposażone w działka i karabiny maszynowe, niekierowane pociski raketowe oraz w kierowane pociski raketowe w celu pokonania przeciwdziałania środków obrony przeciwlotniczej przeciwnika. Działka rozmieszcza się w różnych punktach samolotu do odpierania ataków lotnictwa myśliwskiego. Mogą to być działka montowane na stałych lub ruchomych stanowiskach, kierowane zdalnie lub też przez strzelców pokładowych.

Artyleryjskie uzbrojenie na samolotach bombowych i transportowych może służyć również do wystrzeliwania pocisków wytwarzających zakłócenia pasywne lub pułapek cieplnych.

Do zabezpieczenia celowania służą radiolokacyjne, panoramiczne stacje pokładowe, wypracowujące dane kompleksowo między innymi i do celnego prowadzenia ognia z działek i rakiet.

Śmigłowce uzbrojone są w kierowane i niekierowane pociski raketowe, działka i karabiny maszynowe przeznaczone głównie do niszczenia celów naziemnych.

Artyleryjskie uzbrojenie rozmieszczone jest na stałych lub ruchomych stanowiskach, zabezpieczających okrężny ostrzał w dolnej i górnej półsferze oraz w poziomie. Oprócz tego, uzbrojenie to zabezpiecza odparcie ataku śmigłowców przeciwnika lub samolotów.

Kierowane i niekierowane pociski raketowe umieszczone są w specjalnych wyrzutniach i służą do niszczenia celów punktowych, zwłaszcza pancernych i silnie opancerzonych. Do prowadzenia celnego ognia, ustawione są automatyczne i półautomatyczne celowniki.

## CZĘŚĆ PIERWSZA

### PODSTAWOWE SYSTEMY RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

#### ROZDZIAŁ I

##### LOTNICZE UZBROJENIE ARTYLERYJSKIE I RAKIETOWE

#### 1. Elementy balistyki wewnętrznej

##### 1.1. Podstawowe określenia

Uzbrojenie artyleryjskie jest nadal ważnym elementem w systemie uzbrojenia wszystkich typów samolotów i śmigłowców. W system ten wchodzi między innymi działka i karabiny maszynowe, komplet amunicji, przyrządy i mechanizmy związane z uzbrojeniem samolotu /śmigłowca/.

Podstawowym elementem systemu lotniczego artyleryjskiego uzbrojenia jest działko /karabin maszynowy/. Ich konstrukcja i działanie oparte jest na prawach ruchu pocisku. Prawami tymi zajmuje się nauka o ruchu pocisku - balistyka.

Ruch pocisku artyleryjskiego zaczyna się w lufie, pod działaniem siły gazów. W przewodzie lufy pocisk otrzymuje konieczną prędkość początkową. Po wylocie z lufy pocisk jest jeszcze pod działaniem siły gazów, a następnie gdy działanie to zanika, to ruch ten odbywa się siłą bezwładności.

Prawa ruchu pocisku pod działaniem siły gazów odróżnia się od prawa ruchu pocisku po zaprzestaniu działania tych sił. Dlatego balistyka dzieli się na:

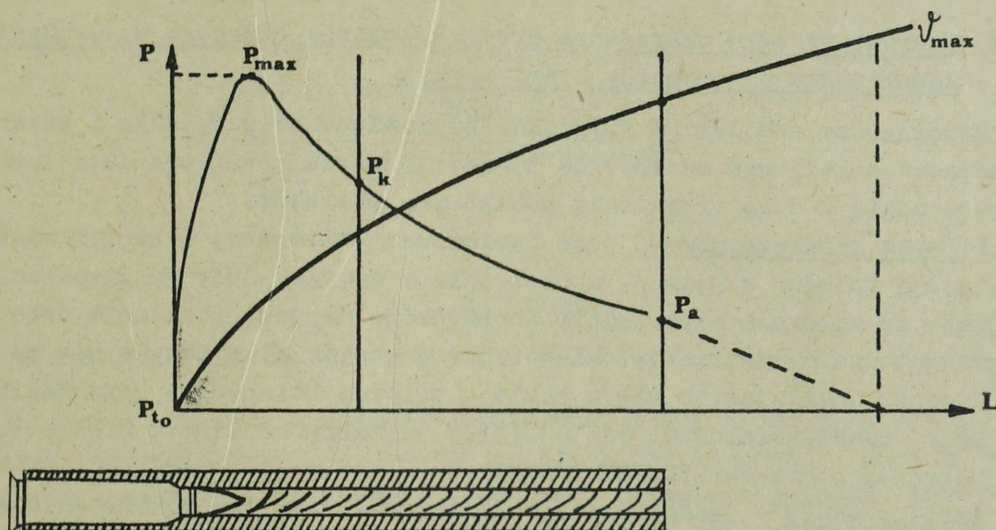
- balistykę wewnętrzną, tj. naukę o ruchu pocisków pod działaniem siły gazów prochowych, zachodzących wewnątrz lufy w czasie wystrzału;

- balistykę zewnętrzną - naukę o ruchu pocisku po wylocie z lufy i zaprzestaniu działania na niego siły gazów prochowych.

Zjawisko wystrzału przechodzi w bardzo krótkim czasie w tysięcznych częściach sekundy, przy bardzo wysokim ciśnieniu/do 3000-3500 kg/cm<sup>2</sup>/ i temperaturze do 2500-3000°C. Złożoność procesów zachodzących podczas wystrzału i warunki, w których on przebiega bada termodynamika i fizyka. Balistyka wewnętrzna szeroko wykorzystuje eksperymentalne dane o zjawi-

skach i procesach zachodzących podczas wystrzału badanych przez wyżej wymienione dyscypliny naukowe.

Przedstawiony poniżej wykres charakteryzuje zjawiska zachodzące podczas wystrzału.



Rys. 1. Wykres zmian ciśnienia i prędkości pocisku w przewodzie lufy

## 2. Klasyfikacja uzbrojenia artyleryjskiego

Ażby nastąpił wystrzał z broni lotniczej musi być załadowany nowy nabój, w określonym czasie. Dąży się do zautomatyzowania procesu strzelania wykorzystując do tego działanie sił gazów prochowych. Obecnie wszystkie procesy załadowania, ryglowania, wystrzału, zachodzą automatycznie, dlatego też broń lotniczą nazywa się automatyczną.

Lotniczą broń dzieli się wg stopnia automatyzacji na trzy grupy: częściowo automatyczną, samoładującą się i strzelającą automatycznie.

Częściowo z zautomatyzowanej broni energia gazów prochowych wykorzystywana jest na wykonanie niektórych operacji. Ostatecznie wystrzał przeprowadza się ręcznie. Takie działka mogą znajdować się w artylerii przeciwlotniczej, przeciwpancernej i na pokładach okrętów.

W samoladującej się broni proces załadowania odbywa się automatycznie po każdym wystrzale. Przykładem mogą być pistolety maszynowe itp.

W broni strzelającej automatycznie cały proces jest zautomatyzowany. Strzelanie odbywa się automatycznie od momentu rozpoczęcia ognia do momentu zakończenia strzelania, włącznie do rozchodowania amunicji. Maksymalną liczbę wystrzelonych pocisków w ciągu jednej minuty nazywamy szybkostrzelnością broni. Wszystkie lotnicze działka i karabiny maszynowe zaliczamy do strzelających automatycznie.

## 2.1. Charakterystyka uzbrojenia artyleryjskiego będącego w wyposażeniu współczesnych samolotów i śmigłowców

Współczesne samoloty i śmigłowce wyposażone są w działka i karabiny maszynowe o kalibrze od 12,7 do 37 mm. Odznaczają się one dużą szybkostrzelnością i dużą prędkością początkową pocisków.

Działko lotnicze GSz-23 jest dwulufowym automatem, w którym wystrzały następują kolejno z jednej, a następnie z drugiej lufy na przemian. Kolejność tę zapewnia odpowiednia konstrukcja napędu, podawania naboju i przygotowania wystrzałów. Kierowanie pracą działka odbywa się za pomocą organów znajdujących się w kabinie pilota. Działko to jest kalibru 23 mm o szybkostrzelności od 3000-3400 strzałów na minutę oraz prędkości początkowej pocisków 730-780 m/sek.

Działko NR-23 - jednolufowe, o kalibrze 23 mm. Zamocowane na samolotach typu Lim. Szybkostrzelność działka wynosi 800-950 strzałów na minutę, prędkość początkowa pocisku 780 m/sek., przy jego ciężarze 199 g. Zapas naboju na działko - 80 sztuk, ciężar działka 39 kg.

Działko NS-23 - jednolufowe, o kalibrze 23 mm. Zamocowane na samolotach typu Lim oraz na niektórych śmigłowcach. Ciężar działka 37 kg, szybkostrzelność 570 wystrzałów na minutę, prędkość początkowa pocisku 690 m/sek. Zapas naboju wynosi 80 sztuk.

Działko NR-30 - jednolufowe, o kalibrze 30 mm. Zamocowane na samolotach typu SU. Szybkostrzelność działka 850 wystrzałów na minutę. Prędkość początkowa pocisku 780 m/sek. Zapas naboju na działko 80 sztuk.

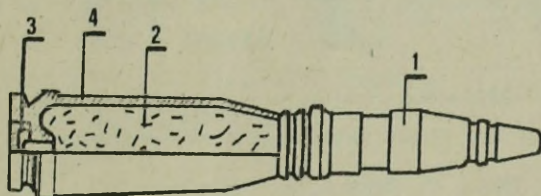
Działko N-37 - jednolufowe, o kalibrze 37 mm. Zamocowane na samolotach typu Lim. Szybkostrzelność 400 wystrzałów na minutę, zapas naboju 40 sztuk. Ciężar pocisku 758 g, prędkość początkowa 700 m/sek.

Karabin maszynowy 9-A-624 - jest czterolufowym szybkostrzelnym automatem, kalibru 12,7 mm. Szybkostrzelność 4000-5000 wystrzałów na minutę, ciężar karabinu - 48 kg. Komplet bojowy amunicji wynosi 1470 sztuk.

Karabin maszynowy A-12,7 - jednolufowy, o szybkostrzelności od 800-1000 wystrzałów na minutę. Prędkość początkowa pocisku 810 m/sek. Zapas amunicji 200 sztuk.

## 2.2. Amunicja lotnicza

Nabój lotniczy składa się z następujących głównych elementów: pocisku, ładunku prochowego, łuski, spłonki. Pocisk służy do bezpośredniego rażenia celu.



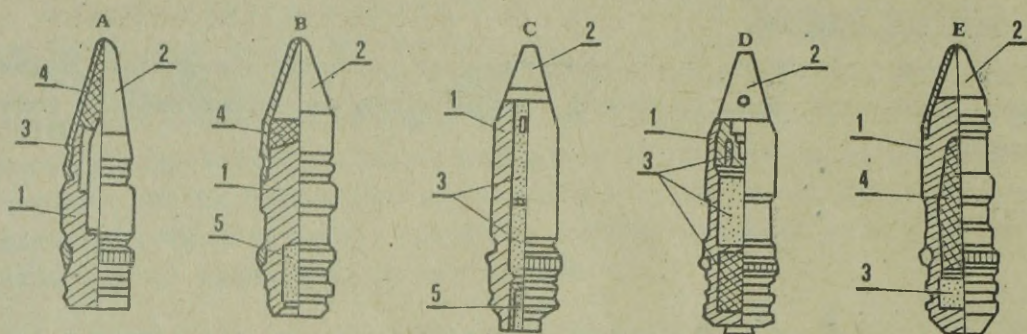
Rys. 2. Nabój

1 - pocisk, 2 - ładunek prochowy, 3 - spłonka, 4 - łuska

Podczas strzelania z działek lotniczych, taśmy amunicyjne ładuje się różnymi nabojami, tzn. z pociskami o różnym przeznaczeniu. Mogą to być naboje z pociskami odłamkowymi, burzącymi, przeciwpancernymi, specjalnymi /zapalające, przeciwradiolokacyjne i inne/. Najbardziej typową taśmą ładowaną do działek jest taśma o zawartości 30% pocisków przeciwpancernych i 70% pocisków odłamkowych, czy burzących, to znaczy że co 3 pocisk w taśmie jest przeciwpancerny.

Obecnie występują różne rodzaje amunicji lotniczej bez względu na kaliber broni:

- "BZ" - przeciwpancerno-zapalający;
- "BZT" - przeciwpancerno-zapalająco-smugowy;
- "OZ" - odłamkowo-zapalający;
- "OZT" - odłamkowo-zapalająco-smugowy;
- "OFZ" - odłamkowo-burząco-smugowy;
- "BR" - przeciwpancerno-burzący;
- "PRL" - przeciwradiolokacyjny.



1-Korpus  
2-Zapalnik

3-Materiał bojowy  
4-Ładunki zapalająco-wybuchowe

5-Materiał smugowy

Rys. 3. Amunicja lotnicza

- |   |       |
|---|-------|
| A - Pocisk przeciwpancerno-zapalające         | - BZ  |
| B - Pocisk przeciwpancerno-zapalająco-smugowy | - BZT |
| C - Pocisk odłamkowo-zapalająco-smugowy       | - OZT |
| D - Pocisk odłamkowo-burząco-zapalający       | - OFZ |
| E - Pocisk przeciwpancerno-rozrywający        | - BR  |

### 3. Niekierowane pociski raketowe klasy "powietrze-powietrze"

Niekierowanym raketowym uzbrojeniem nazywamy kompleks składający się z pocisków niekierowanych, wyrzutni raket i systemów celowniczych.

Kaliber niekierowanych pocisków raketowych na samolotach i śmigłowcach może być różny i waha się od 50 do 300 mm.

Niekierowane pociski raketowe dzielą się na:

- pociski klasy "powietrze-powietrze", przeznaczone do niszczenia celów powietrznych;
- pociski klasy "powietrze-ziemia", przeznaczone do niszczenia celów naziemnych.

Podział na klasy niekierowanych pocisków raketowych jest umowny, ponieważ można zamiennie stosować niekierowane pociski raketowe, tak do celów powietrznych jak i naziemnych /np. S-5M/.

Uzbrojenie raketowe w porównaniu z artyleryjskim odznacza się większym zasięgiem strzelania. Rakety przewyższają pod względem siły rażenia pociski artyleryjskie. Charakteryzują się wysoką gotowością i szybkostrzelnością, są proste w konstrukcji i obsłudze, a co ważne zbudowane z materiałów dostępnych w każdym państwie.

Rażenie celów raketami następuje nie tylko po bezpośrednim trafieniu, lecz również odłamkami, siłą wybuchu.

Lotniczy niekierowany pocisk raketowy przedstawia sobą bezpilotowy aparat latający, wiozący ładunek bojowy.

Składa się z następujących głównych elementów:

- silnika raketowego;
- części bojowej;
- zapalnika;
- usterzenia ogonowego.

W zależności od sposobów stabilizacji pocisku raketowego w locie i typu wyrzutni raketowej dzieli się na:

- na stałe zamontowanymi stabilizatorami;
- ze składanymi stabilizatorami;
- na obracające się;
- kombinowane.

Najważniejszą częścią pocisku raketowego jest ładunek bojowy. W zależności od przeznaczenia - ładunki bojowe dzielimy na:

- burzące - przeznaczone do rażenia różnych celów naziemnych siłą fali uderzeniowej, takich jak transporterów opancerzonych, samolotów na lotniskach, artylerii klasycznej, wyrzutni rakiet, przepraw i innych celów;

- odłamkowe - przeznaczone do rażenia celów powietrznych i naziemnych odłamkami. Może być niszczone siłą żywa, odkryta technika bojowa, samoloty i śmigłowce w powietrzu;

- odłamkowo-burzące - przeznaczone do rażenia celów naziemnych i powietrznych falą uderzeniową jak i odłamkami;

- kumulacyjne - przeznaczone do niszczenia broni pancernej;

- zapalające - przeznaczone do wzniesienia pożarów, rażenia siły żywej i techniki bojowej ogniem;

- specjalne - oświetlające, przeciwradiolokacyjne itp.

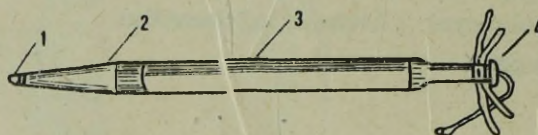
### 3.1. Charakterystyka niekierowanych pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze"

#### Niekierowany pocisk raketowy S-5M

Pocisk S-5M /S-5M-1/ przeznaczony jest do niszczenia celów powietrznych i nieopancerzonych celów naziemnych odłamkami oraz poprzez działanie burzące.

Wyposaża się go w czołowy mechaniczny zapalnik uderzeniowy W-5M1, który powoduje wybuch pocisku przy uderzeniu o przeszkodę lub samolikwidację po upływie 10-15 s lotu. Odległość uzbrajania zapalnika wynosi 100-350 m.

Zaleca się strzelanie pociskami do celów powietrznych przy atakowaniu z tylnej półsfery pod sylwetką 0/8-2/8, w odległościach 600-800 m od celu.



Rys. 4. Niekierowany pocisk rakietowy S-5

1 - zapalnik, 2 - część bojowa, 3 - prochowy silnik rakietowy, 4 - dysza wylotowa silnika ze statecznikami pocisku.

#### Niekierowany pocisk rakietowy S-5P

Jest przeznaczony do wytwarzania pasywnych zakłóceń radiolokacyjnych stacji nieprzyjaciela pracujący w zakresie długości fal centymetrowych. Pocisk S-5P uzbrojony jest w głowicę zawierającą ładunki /pakiety/ dipoli typu "DOS", odbijających fale elektromagnetyczne zakresu centymetrowego. Działanie pocisku polega na tym, że po upływie 7-9 sekund od zejścia pocisku z wyrzutni zaczyna działać urządzenie, które co 0,3 sekundy wyrzuca kolejno trzy pakiety dipoli "DOS", które rozlatując się tworzą obłoki wytwarzające zakłócenia pasywnie stacji radiolokacyjnych nieprzyjaciela.

#### 3.2. Wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych klasy p-p

Lotniczymi wyrzutniami nazywamy urządzenia przeznaczone do przenoszenia rakiet oraz nadania im odpowiedniego kierunku w momencie ataku. Wyrzutnie mogą występować jako: belkowe, rurowe oraz kasetowe.

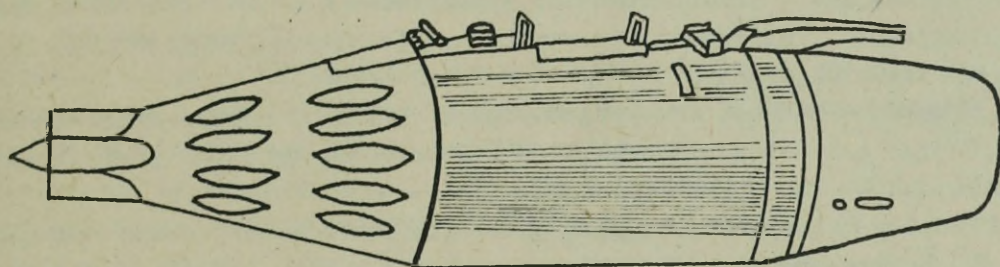
Ze względu na sposoby mocowania wyrzutni na samolotach i śmigłowcach, mogą występować jako wewnętrzne i zewnętrzne.

Wyrzutnie zawieszają się na specjalnych belkach nośnych umocowanych w zależności od statku powietrznego pod skrzydłami lub kadłubem, względnie i tu, i tu.

Do odpalania niekierowanych pocisków rakietowych klas "powietrze-powietrze", jak również "powietrze-ziemia" służą między innymi następujące rodzaje wyrzutni:

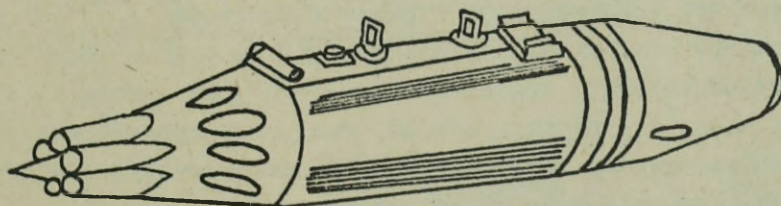
Wyrzutnia UB-32A - przeznaczona do załadowania i odpalania ze statku powietrznego niekierowanych pocisków rakietowych typu S-5.

Wyrzutnia składa się z: korpusu cylindrycznego, 32 luf kalibru 57 mm, urządzenia zamykającego, przedniego opływu, opływu tylnego. W celu umożliwienia stosowania różnego typu pocisków rakietowych wyrzutnia jest wyposażona w komplet różnych detali montowanych w tylnej części.



Rys. 5. Ogólny widok wyrzutni rakietowej UB-32A

Wyrzutnia UB-16-57 - przeznaczona jest do przenoszenia i odpalania ze statku powietrznego szesnastu niekierowanych pocisków rakietowych kalibru 57 mm. W celu umożliwienia stosowania różnego typu pocisków rakietowych wyrzutnia rakietowa jest wyposażona w komplet specjalnych detali, montowanych w tylnej części. Masa wyrzutni bez pocisków rakietowych 56-58 kg, a z pociskami rakietowymi 117-119 kg.



Rys. 6. Ogólny widok wyrzutni rakietowej UB-16-57

Wyrzutnia "Mars-2" - przeznaczona jest do przenoszenia i odpalania szesnastu niekierowanych pocisków rakietowych kalibru 57 mm.

Wyrzutnia posiada 16 luf o kalibrze 57 mm, masa jej wynosi 54 kg, a z pociskami S-5 - 117 kg.

#### 4. Kierowane pociski rakietowe klasy "powietrze-powietrze"

##### 4.1. Klasyfikacja kierowanych pocisków rakietowych klasy p-p

W skład lotniczego kierowanego uzbrojenia rakietowego wchodzi:

- rakiety kierowane;
- wyrzutnie rakiet;
- systemy celownicze.

Według przeznaczenia lotnicze kierowane pociski rakietowe dzieli się na następujące grupy:

- bojowe - przeznaczone do niszczenia powietrznych, naziemnych i morskich celów;

- zakłócające - przeznaczone do wytwarzania zakłóceń przeciwko systemom dowodzenia i naprowadzania statków powietrznych, radiostacjom oraz stacjom radiolokacyjnym;

- szkolne - służące do wypracowywania nawyków i odpracowania czynności podczas przycelowania i odpalenia w procesie bojowego przygotowania pilotów;

- rakiety cele szkolne - imitujące cele powietrzne podczas wykonywania zadań przez personel latający.

Kierowany pocisk raketowy - przedstawia sobą bezpilotowy aparat latający, wyposażony w raketowy silnik, głowicę bojową i specjalne oprzyrządowanie, zabezpieczające kierowanie podczas lotu do celu.

Bojowy kierowany pocisk raketowy może być sterowany różnymi sposobami.

Według sposobu sterowania rakiety dzieli się na:

- samonaprowadzające się;
- sterowane zdalnie;
- sterowane autonomiczne.

Podczas samonaprowadzania pocisk raketowy naprowadzany jest na cel za pomocą pokładowej aparatury, która samodzielnie określa położenie celu względem rakiety i wypracowuje sygnały sterowania.

Przy sterowaniu zdalnym kierowanie rakieta na cel odbywa się przy pomocy aparatury pokładowej, sygnałem wypracowanym na samolocie i przesłanym na pokład rakiety w postaci komend, względnie odpowiednio wypracowanych sygnałów /radiowych, radiolokacyjnych, świetlnych/, w których rakieta powinna znajdować się w drodze do celu.

Przy sterowaniu autonomicznym naprowadzenie rakiety dokonuje się sygnałami sterowania, wypracowanymi aparaturą znajdującą się na pokładzie rakiety /lot rakiety zaprogramowany, aparatura tylko koryguje go/.

W zależności od zastosowania kierowane pociski raketowe dzielimy na:

- dalekiego zasięgu;
- średniego zasięgu;
- małego zasięgu.

Kierowane pociski raketowe dalekiego zasięgu przeznaczone są do niszczenia celów powietrznych na odległościach 80-100 km i dalej.

Pociski kierowane średniego zasięgu przeznaczone są do niszczenia celów powietrznych na odległościach 20-50-70 km.

Pociski kierowane małego zasięgu przeznaczone są do niszczenia celów na odległościach 0,3-20 km.

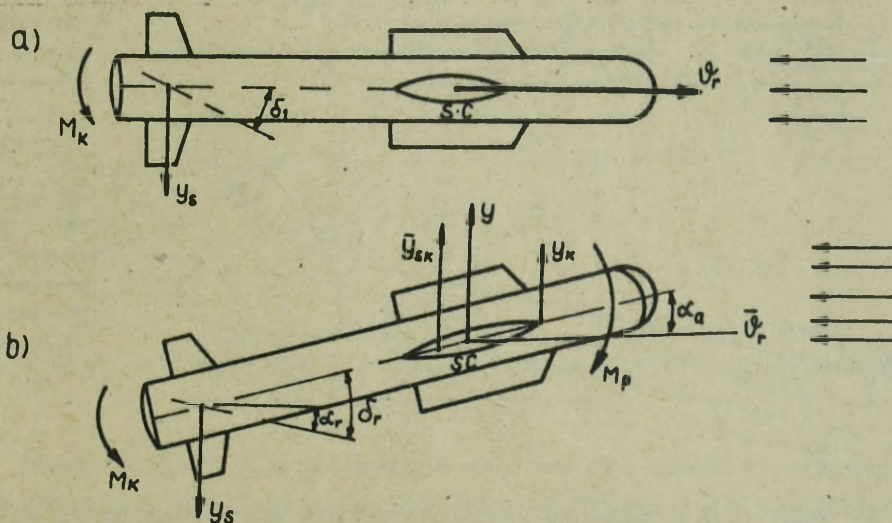
W zależności od zamocowania organów sterowania na korpusie rakiety można je podzielić na:

- z normalnym układem sterowania;
- z układem kaczka;
- z układem ruchomego skrzydła;
- z układem "delta".

Normalny układ aerodynamiczny charakteryzuje się tym, że skrzydła umieszczone są w pobliżu środka ciężkości, a stery w końcowej części rakiety. Działanie takiego układu omówimy poniżej:

Zakładamy, że rakieta zajmuje normalne horyzontalne położenie. Dla zmiany położenia rakiety należy wychylić stery na pewien kąt  $\delta_r$  /rys. 7/.

Wówczas na sterach powstaje siła podnosząca  $y_s$  tworząca moment kierujący  $M_k$ . Pod działaniem tego momentu rakieta zaczyna obracać się, pojawia się kąt ataku  $\alpha_a$  /rys. 7b/. Na skrzydłach i korpusie rakiety powstają siły podnoszące  $y_{skrz}$  i  $y_k$ . Suma ich  $y_{skrz} + y_k$  pozwoli na powstanie momentu przywracającego  $M_p$  /rys. 7b/. Gdy kąt ataku wyzwalający moment przywracający  $M_p$  będzie równy kierującemu, korpus rakiety przestanie się obracać.



Rys. 7. Układ sił i momentów działających w normalnym schemacie aerodynamicznym

Ustalonej wartości kąta ataku będzie odpowiadać określona siła podnosząca

$$\bar{y} = \bar{y}_{skrz} + \bar{y}_k - \bar{y}_s$$

przyłożona w środku ciężkości rakiety, prostopadła do wektora prędkości rakiety  $V_r$ . Będzie to siła kierująca, pod działaniem której rakieta

otrzyma normalne przyspieszenie i zmianę kierunku ruchu.

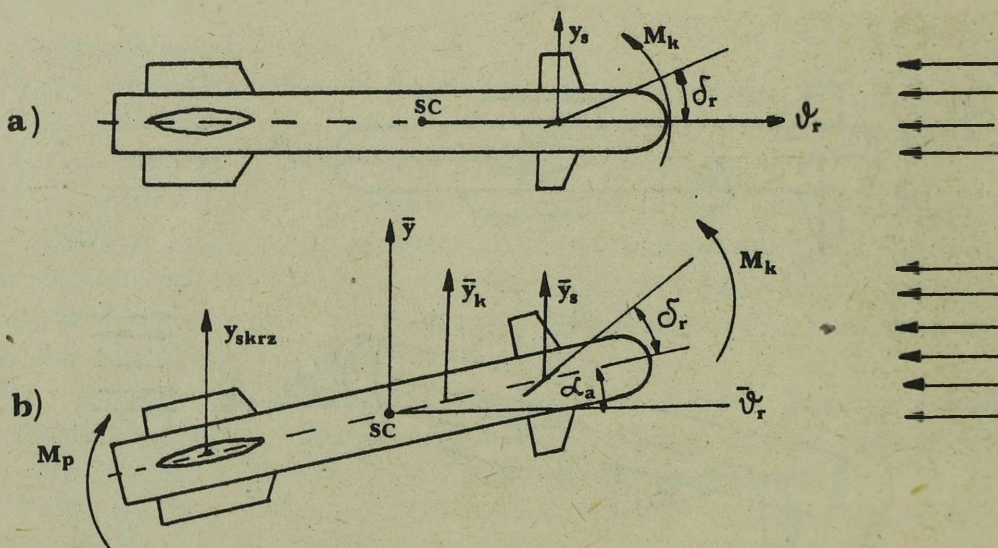
$$\underline{J_N} = -\frac{\bar{y}}{m}$$

Układ aerodynamiczny "kaczka" charakteryzuje się tym, że skrzydła znajdują się w końcowej części rakiety, a stery w przedniej części.

Przy układzie aerodynamicznym "kaczka" /rys. 8a/ powstanie siły kierującej rakiety jest takie samo jak przy układzie normalnym. Jednak sumaryczna siła kierująca będzie większa, ponieważ będzie równa sumie trzech sił, na sterach, skrzydłach i korpusie rakiety, tzn.:

$$\bar{y} = \bar{y}_{\text{skrz}} + \bar{y}_k + \bar{y}_s$$

W układzie "kaczka" stery pracują w strumieniu niezakłóconym.



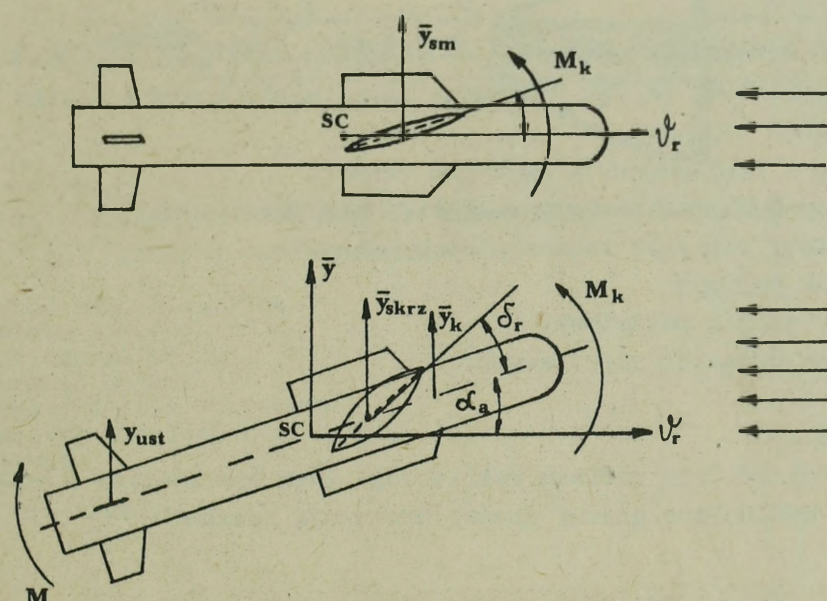
Rys. 8. Układ sił i momentów działających w aerodynamicznym schemacie "kaczka"

Wszystko to daje możliwość otrzymania siły kierującej przy tym układzie o około 30% większej niż w układzie normalnym, co zabezpiecza dużą rozpiętość przeciążeń rakiety i stateczności.

Wielkie zalety w szybkim tworzeniu siły kierującej rakiety wykazuje układ z ruchomym skrzydłem. W układzie tym skrzydła umieszczone są w pobliżu środka ciężkości rakiety, a nieruchome stabilizatory z tyłu. Podczas wychylenia skrzydła o kąt  $\delta_{\text{skrz}}$  /rys. 9/ powstaje siła kierują-

ca, przyłożona w pobliżu środka ciężkości rakiety, to znaczy brakuje pośredniego etapu tworzenia siły powodującej obrót korpusu rakiety. W układzie z ruchomym skrzydłem kąt ataku rakiety nie występuje. Taki sposób powstawania siły kierującej znacznie polepsza dynamiczne właściwości rakiety, jej szybkie działanie.

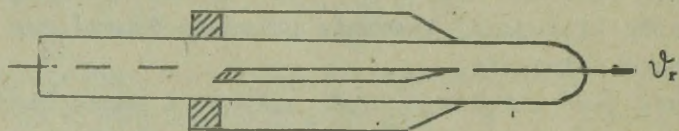
Wadą tego układu jest zwiększony opór czołowy i konieczność posiadania dużych sił do powrotu skrzydła do normalnego położenia.



Rys. 9. Układ sił i momentów działających w aerodynamicznym schemacie z ruchomym skrzydłem

Układ "delta" charakteryzuje się tym, że stery rozmieszczone są z tyłu skrzydeł, przylegają do ich tylnego brzegu. Stery w tym przypadku spełniają rolę lotek. Podczas powstawania siły kierującej rakieta, układ ten działa jak normalny. Konstrukcja ta powstała w wyniku dążenia do zwiększenia płaszczyzny skrzydeł przy zachowaniu ich niedużej płaszczyzny /rys. 10/.

Układ ten stosuje się szczególnie w wysokościowych i prędkościowych raketach kierowanych.



Rys. 10. Układ sterowania "delta"

#### 4.2. Charakterystyka kierowanych pocisków rakietowych klasy "powietrze-powietrze"

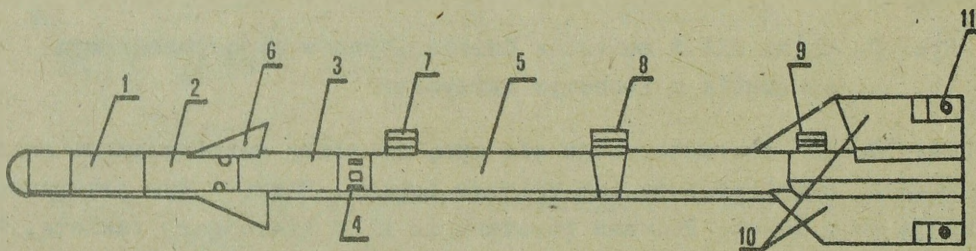
##### 4.2.1. Budowa kierowanych pocisków rakietowych klasy "powietrze-powietrze"

Lotniczy rakietowy pocisk kierowany jest bezpilotowym środkiem przenoszącym ładunek bojowy.

Składa się z następujących głównych części:

- termiczna lub radiolokacyjna głowica samonaprowadzająca;
- zbliżeniowy zapalnik radiowy lub optyczny;
- przedział bojowy;
- prochowy silnik rakietowy;
- przedział urządzeń sterujących;
- stery;
- skrzydła.

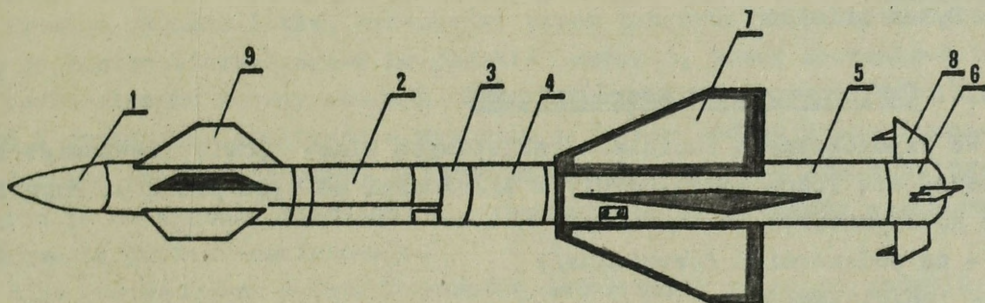
W zależności od typu pocisku rakietowego mogą być różnice w budowie, jednak wyżej wymienione główne części występują zawsze.



Rys. 11. Ogólny widok pocisku rakietowego samonaprowadzającego się na podczerwień

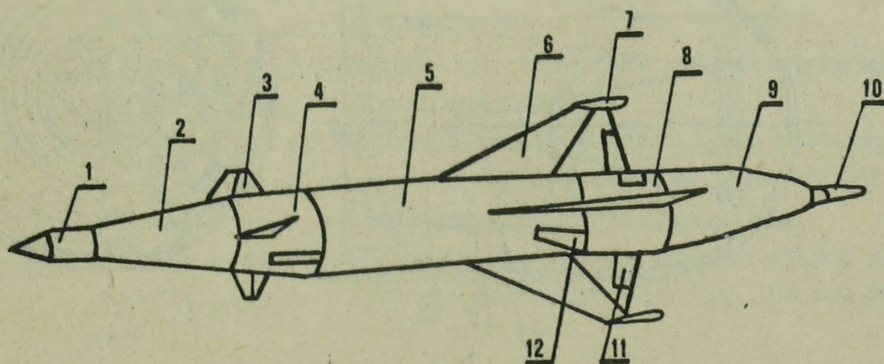
1. Termiczna głowica samonaprowadzająca
2. Mechanizm wykonawczy sterowania ze źródłem zasilania
3. Przedział bojowy
4. Optyczny zapalnik zbliżeniowy
5. Prochowy silnik rakiety

- 6. Stery
- 7. Prowadnica przednia
- 8. Prowadnica środkowa
- 9. Prowadnica tylna
- 10. Skrzydła
- 11. Żyrolotki



Rys. 12. Ogólny widok pocisku kierowanego z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzającą

- 1. Głowica radiolokacyjna
- 2. Zapalnik radiowy
- 3. Pilot automatyczny
- 4. Przedział bojowy
- 5. Prochowy silnik rakietowy
- 6. Przedział urządzeń sterujących
- 7. Skrzydła
- 8. Stery
- 9. Destabilizatory



Rys. 13. Ogólny widok pocisku rakietowego kierowanego w wiązkę prowadzącej stacji radiolokacyjnej

- 1. Zapalnik radiowy

2. Przedział bojowy
3. Ster
4. Przedział sterowania
5. Silnik raketowy na paliwo stałe
6. Statecznik
7. Smugacz
8. Blok stabilizacji połączony z lotkami
9. Przedział z aparaturą radiową
10. Antena
11. Lotki
12. Dysza silnika

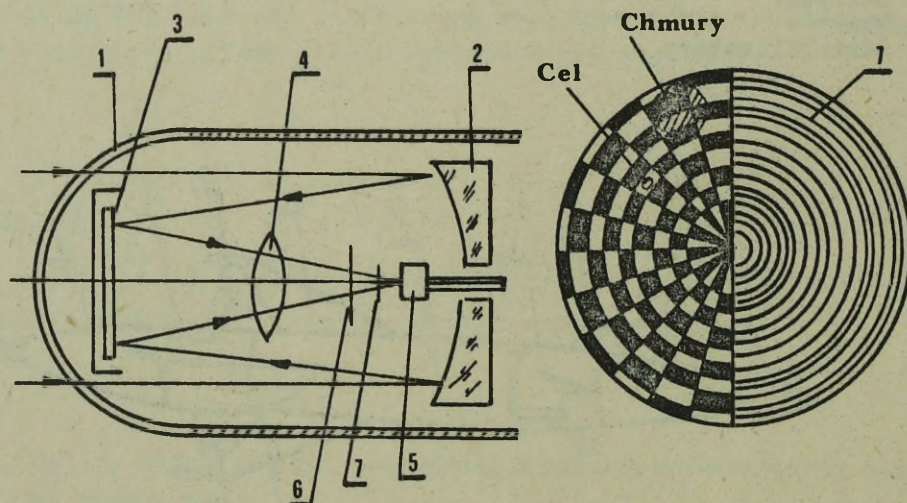
#### 4.2.2. Charakterystyka koordynatorów

We współczesnych pociskach raketowych klasy "powietrze-powietrze" stosuje się różne koordynatory w zależności od typu pocisku. Mogą to być koordynatory:

- na podczerwień /termiczne/;
- radiolokacyjny.

##### Koordinatory na podczerwień

W skład koordynatora na podczerwień wchodzi następujące główne elementy: system optyczny, filtr optyczny, odbiornik energii cieplnej, urządzenie analizujące, blok formowania sygnału niezgodności.



Rys. 14. System optyczny koordynatora na podczerwień z opornikiem fotoelektrycznym i dyskiem modulującym sygnał celu

Źródłem promieniowania podczerwonego są wszystkie nagrzane ciała,

a wśród nich i cele powietrzne. Nagrzane ciała wypromieniowują szerokie widmo częstotliwości w zakresie fal o długości od 0,76 do 750 mk. Czułe elementy koordynatorów podczerwonych pocisków raketowych przyjmują nie cały strumień promieniowania od celu, a tylko krótkofalową część widma wypromieniowania. Zależy to od czułości koordynatora, materiału opornika fotoelektronicznego, jego chłodzenia i charakterystyk filtrów świetlnych.

Promień od celu i tła, przechodzi przez przezroczysty filtr-1, odbija się od lustra sferycznego-2 na płaskie lustro-3, przez soczewkę-4 trafia na czuły element koordynatora-5. Przy tym przechodzi przez filtr optyczny-6 i urządzenie analizujące wykonane w formie modelującego dysku-7, do odbiornika energii cieplnej. Odbiornik energii cieplnej koordynatora przetwarza je na sygnały sterujące doprowadzone do mechanizmów wykonawczych sterowania pocisku raketowego.

Siła energetyczna wypromieniowania samolotów w poważnym stopniu zależy od warunków pracy silników i ekranowania ich nagranych elementów. W samolotach odrzutowych strumień promieni skierowany jest głównie do tyłu, a w samolotach /śmigłowcach/ z silnikiem tłokowym - w przybliżeniu we wszystkie strony.

Znając wykresy wypromieniowania cieplnego samolotów możemy określić odległość przechwycenia samolotu celu przez koordynator cieplny pocisku raketowego dla dowolnej wartości kąta kursowego  $q$ .

Odległość tę określamy ze wzoru:

$$D_q = \frac{I_q \cdot m \cdot \tau}{\phi}$$

gdzie:  $I_q$  - siła energetyczna wypromieniowania cieplnego samolotu celu w danym kierunku  $q$ ;

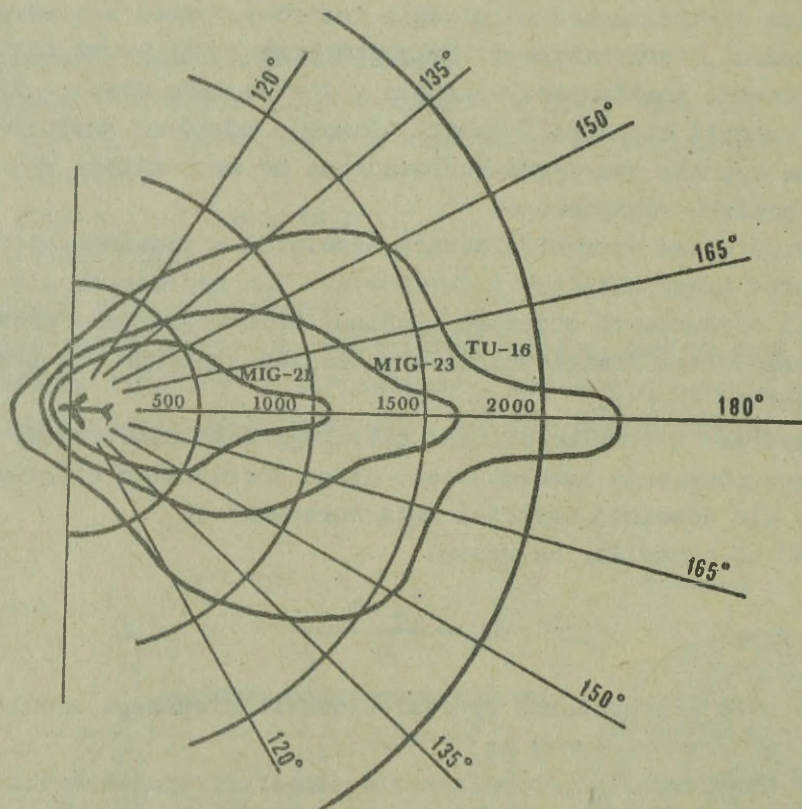
$\tau$  - współczynnik przepuszczania atmosfery charakteryzujący osłabienie promieni przez atmosferę;

$m$  - współczynnik selektywności koordynatora charakteryzujący część strumienia promieni, przyjmowanego przez cieplną głowicę samonaprowadzania pocisku raketowego;

$\phi$  - progowa czułość koordynatora, będąca konstrukcyjną charakterystyką cieplnej głowicy samonaprowadzania pocisku raketowego.

Odległość przechwycenia własnych samolotów przez koordynator na podczerwień konkretnego pocisku raketowego najprościej możemy określić na podstawie eksperymentu lotnego. Otrzymane wyniki eksperymentu odległości przechwycenia różnych samolotów w różnych warunkach możemy wykorzystać jako wzorowe dla określania odległości przechwycenia samolotów przeciwnika.

Badania wskazują, że dla różnych współczesnych samolotów kształt wykresów wypromieniowania ciepłego w przybliżeniu jest jednakowy, a wielkość energetycznej siły wypromieniowania  $\bar{I}_q$  różnych samolotów zależy od temperatury i płaszczyzny rzutu nagrzanego elementu samolotu w danym kierunku.



Rys. 15. Wykresy wypromieniowania ciepłego samolotów odrzutowych

Dla przybliżonych obliczeń przyjmujemy, że temperatura nagrzanego elementu silników i strumienia gazów różnych samolotów jest jednakowa, a ich płaszczyzna jest wprost proporcjonalna do maksymalnego sumarycznego ciągu silników podczas pracy na jednakowych zakresach. Przy takim założeniu łatwo otrzymamy wzór dla oceny odległości przechwycenia samolotu celu  $D_c$  przez koordynator cieplny według znanej /wzorcowej/ odległości przechwycenia  $D_w$  dla jednego i tego samego kursowego kąta celu  $q$ :

$$D_c = D_w \sqrt{\frac{P_c \cdot \tau_c}{P_w \cdot \tau_w}}$$

gdzie:  $D_c$  i  $D_w$  - odpowiednie odległości przechwycenia przez koordynator  
szukanego celu i wzorcowego samolotu celu dla kąta kursowego  $q$ ;

$P_c$  i  $P_w$  - odpowiednio maksymalny sumaryczny ciąg silników celu  
i samolotu, przyjętego jako wzorcowy;

$\tau_c$  i  $\tau_w$  - odpowiednie współczynniki przepuszczania atmosfery dla  
warunków ataku celu i samolotu wzorcowego.

Współczynnik przepuszczania atmosfery zależy od wysokości, odległości,  
długości fali i stanu atmosfery.

Na wysokościach powyżej 10 km  $\tau = 1$ , ze zmniejszeniem wysokości  
wielkość  $\tau$  zmniejsza się.

#### Koordynator radiolokacyjny

We współczesnych pociskach raketowych klasy "powietrze-powietrze"  
stosuje się koordynatory radiolokacyjne typu półaktywnego. Odległość  
działania koordynatora radiolokacyjnego określamy z podstawowego równania  
radiolokacji według wzoru:

$$D_c = 0,5 \sqrt[4]{K \frac{P_n \cdot \sigma_c}{P_{pr}}}$$

gdzie:  $P_n$  - moc nadajnika, opromieniowującego cel;

$P_{pr}$  - progowa czułość odbiornika pocisku raketowego;

$\sigma_c$  - skuteczna powierzchnia odbicia celu;

$K$  - współczynnik uwzględniający kierunkowość anteny nadawczej  
celownika i anteny odbiorczej pocisku raketowego.

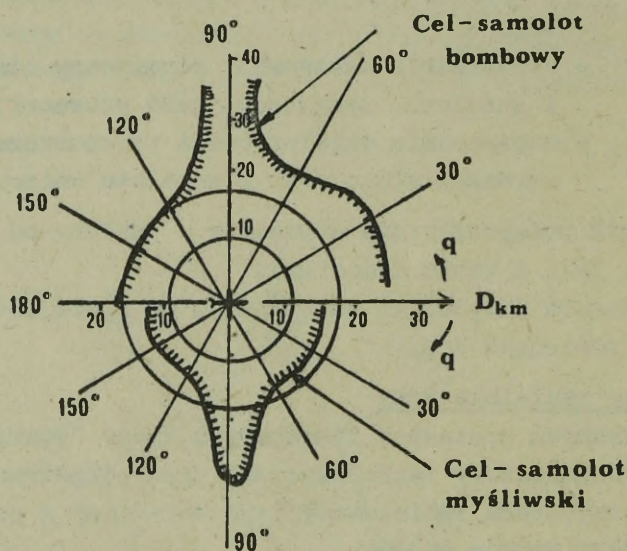
Odległość przechwycenia własnych samolotów dla różnych kierunków ataku  
przeważnie określa się drogą eksperymentalną. Odległość przechwycenia  
samolotów przeciwnika przez koordynator radiolokacyjny możemy w przybliżeniu  
określić drogą przeliczenia na podstawie znanych odległości przechwycenia  
samolotów przyjętych jako wzorzec.

Przeliczenia dla dowolnego kąta kursowego wykonujemy według wzoru:

$$D_c = D_w \sqrt[4]{\frac{\sigma_c}{\sigma_w}}$$

gdzie:  $D_c$  i  $D_w$  - odległości przechwycenia odpowiednio szukanego i wzorcowego  
celu dla dowolnego kąta kursowego  $q$ ;

$\sigma_c$  i  $\sigma_w$  - skuteczne powierzchnie odbicia celu i samolotu wzorcowego  
dla danego kąta kursowego  $q$ .



Rys. 16. Charakter zmiany odległości przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny pocisku raketowego typu Sparrow

Na rysunku pokazany jest charakter zmiany odległości przechwycenia celu typu "samolot myśliwski" i "ciężki samolot bombowy" przez koordynator radiolokacyjny pocisku raketowego Sparrow w płaszczyźnie poziomej.

Z rysunku wynika, że dla  $q = 90^\circ$  odległość przechwycenia znacznie się zwiększa, jednak ten wzrost odległości występuje tylko w bardzo wąskim sektorze i dlatego trudno wykorzystać go w praktyce. Przeważnie odległość przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny określa się dla  $q = 90^\circ$ .

Na skuteczne zastosowanie pocisków raketowych z koordynatorem radiolokacyjnym wywierają wpływ zakłócenia naturalne i sztuczne.

#### 4.3. Ogólne dane taktyczno-techniczne pocisków raketowych klasy "powietrze-powietrze"

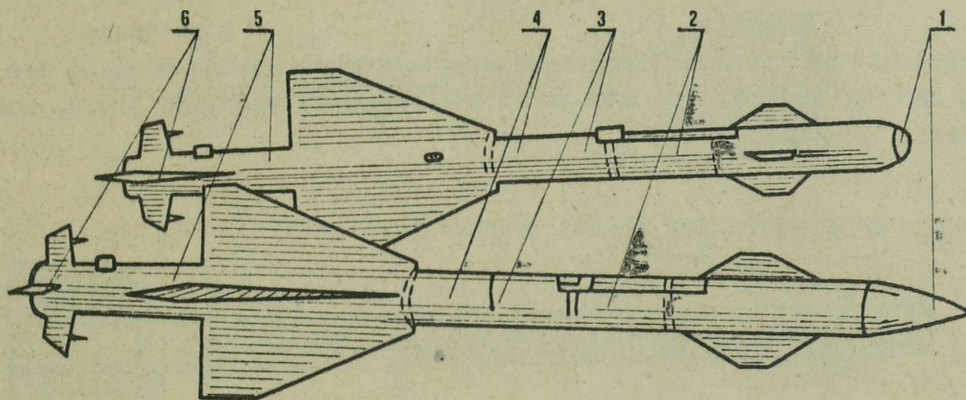
##### Pocisk R-23R

Kierowany pocisk raketowy R-23R jest samonaprowadzającym się na cel pociskiem klasy "powietrze-powietrze" z półaktywną radiolokacyjną głowicą. Przeznaczony jest do niszczenia celów powietrznych w dzień i w nocy, w zwykłych i w trudnych warunkach atmosferycznych /w chmurach/. Umożliwia atakowanie celu zarówno z tylnej jak i z przedniej półsfery, przy czym

może być odpalany do celu z każdego kierunku, jednak przy spełnionych określonych warunkach skutecznego odpalania pocisku do celu.

Podstawowe dane:

- wysokość zastosowania bojowego - od 40-25000 m;
- prędkość przyrządowa samolotu odpalającego /minimalna/ nie mniejsza niż 550 km/h, a liczba Macha - nie mniejsza niż 0,8;
- rozporządzalne przeciążenie pocisku - 20;
- maksymalne dopuszczalne przeciążenie  $/n_z/$  w momencie odpalania pocisku - 4;
- czas lotu kierowanego - 35 s;
- działanie części bojowej - odłamkowe lub odłamkowo-tnące;
- masa części bojowej - 25 kg.



Rys. 17. Kierowane pociski raketowe  
a/ R-23T, b/ R-23R

1. Głowica samonaprowadzająca /TGS-R-23T, RGS-R-23R/
2. Zapalnik radiowy
3. Pilot automatyczny
4. Część bojowa
5. Prochowy silnik raketowy
6. Przedział urządzeń sterowniczych

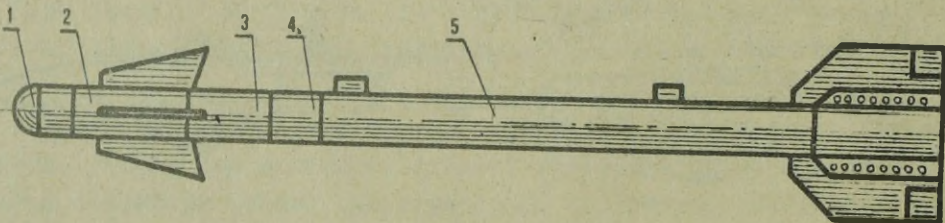
#### Pocisk R-13M

Kierowany pocisk raketowy R-13M jest pociskiem klasy "powietrze-powietrze", samonaprowadzającym się na cel, z termiczną głowicą /TGS/. Przeznaczony jest do niszczenia celów powietrznych, atakowanych tylko z tylnej półsfery w dzień, w zwykłych warunkach atmosferycznych i w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych, przy dobrej widzialności wzroko-

wej w strefie bezchmurnej, bez opadów, mgieł itp. Pociski R-13M mogą być też niekiedy wykorzystywane do rażenia celów naziemnych o małych wymiarach /celów punktowych/ wyróżniających się promieniowaniem cieplnym na tle innych obiektów.

Podstawowe dane:

- wysokość zastosowania bojowego - 40-25000 m;
- przedział maksymalnych odległości skutecznego odpalania pocisku do celu w granicach wysokości 40-25000 m, przy  $V_c/V_m = 0,8-1,0$  - 2500-13000 m;
- minimalna odległość skutecznego odpalania pocisku do celu w granicach wysokości 40-25000 m, przy  $V_c/V_m = 0,8-1,0$  - 900 m;
- maksymalne przeciążenie  $/n_z/$  celu wykonującego manewr - 3-5;
- maksymalny czas lotu kierowanego - 60 s;
- działanie części bojowej - odłamkowe lub odłamkowo-tnące;
- prędkość przyrzadowa samolotu odpalającego powinna wynosić nie mniej niż 550 km/h  $/V_p \geq 550$  km/h/, przy liczbie Macha  $Ma \geq 0,8$ , przy wysokości lotu  $H \leq 17500$  m.



Rys. 18. Kierowany pocisk raketowy R-13M

1. TGS
2. Przedział urządzeń sterowniczych
3. Radiowy zapalnik zbliżeniowy
4. Część bojowa
5. Prochowy silnik raketowy

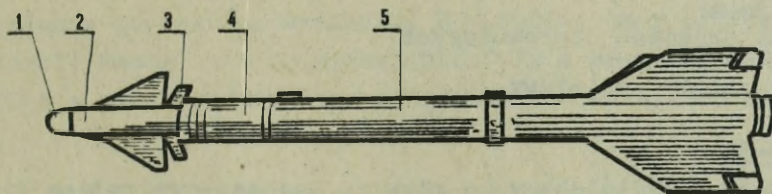
#### Pocisk R-3S

Kierowany pocisk raketowy R-3S jest przeznaczony do niszczenia celów powietrznych w dzień i w nocy w zwykłych warunkach atmosferycznych, przy dobrej widzialności wzrokowej, w strefie bezchmurnej podczas atakowania celu z tylnej półsfery. Pocisk R-3S może być wykorzystywany do rażenia /w wyjątkowych wypadkach/ naziemnych celów punktowych, pod warunkiem, że wyróżniają się one promieniowaniem cieplnym na tle ziemi i in-

nych obiektów. Przechwycenie celu przez ww. pocisk i naprowadzenie odbywa się za pomocą termicznej głowicy samonaprowadzającej /TGS/.

Podstawowe dane:

- wysokość zastosowania bojowego - 0-21500 m;
- maksymalna odległość skutecznego odpalania pocisku do celu w granicach wysokości 0-21500 m przy  $V_c/V_m = 0,8-1,0$  - 2000-8000 m;
- minimalna odległość skutecznego odpalania pocisku do celu w granicach wysokości 0-21500 m przy  $V_c/V_m = 0,8-1,0$  - 900 m;
- maksymalne przeciążenie  $/n_z/$  celu manewrującego - 2;
- czas kierowanego lotu pocisku - 21 s;
- działanie części bojowej - odłamkowe;
- prędkość przyrządowa samolotu odpalającego powinna wynosić nie mniej niż 550 km/h  $/V_p \geq 550$  km/h/, przy liczbie Macha  $Ma \geq 0,8$ .



Rys. 19. Kierowany pocisk raketowy R-3S

1. TGS
2. Przedział urządzeń sterowniczych
3. Część bojowa pocisku
4. Zapalnik optyczny zdalnego działania
5. Silnik prochowy

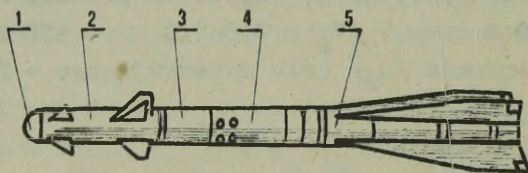
#### Pocisk R-60

Pocisk raketowy R-60, z termiczną głowicą samonaprowadzającą się jest przeznaczony do niszczenia celów powietrznych zarówno w dzień, jak i w nocy, nad i pod chmurami, przy atakowaniu celu z tylnej półsfery. Może być stosowany również do rażenia małowymiarowych, kontrastowych termicznie celów naziemnych.

Podstawowe dane:

- wysokość zastosowania bojowego - 0-20 km;
- maksymalna odległość odpalania przy ziemi - 1,5-2 km;
- na dużych wysokościach i w stratosferze - 8 km;
- minimalna odległość odpalania w warunkach bojowych - 0,2-0,3 km;
- w warunkach szkoleniowych - 0,6-0,7 km;
- maksymalne przeciążenie pocisku raketowego - 30;

- maksymalne przeciążenie celu - 8;
  - czas lotu kierowanego - 23 s;
  - typ części bojowej - prętowa;
  - prędkości, przy których można odpalać pociski od  $V_p = 450-1250$  km/h
- 1 liczbie Macha nie większej niż 2 / $Ma \leq 2$ /.



Rys. 20. Kierowany pocisk rakietowy R-60

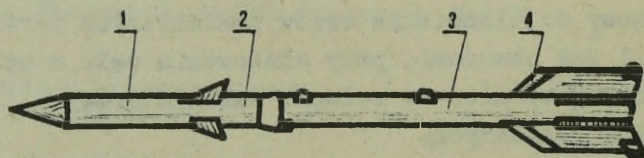
1. TGS
2. Część bojowa
3. Przedział urządzeń sterowniczych
4. Zapalnik zbliżeniowy
5. Prochowy silnik rakietowy

#### Pocisk R-3R

Pocisk R-3R z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzającą się przeznaczony jest do zwalczania celów powietrznych z tylnej półsfery w dzień i w nocy, we wszystkich warunkach atmosferycznych /w tym w chmurach/.

Podstawowe dane taktyczno-techniczne takie same jak w pocisku R-3S, a różnica jest w:

- czas samolikwidacji - 26-34 s;
- maksymalna odległość przechwycenia, na wszystkich wysokościach przy sylwetce celu  $R_c = 0/4$  - 7-8 km.



Rys. 21. Kierowany pocisk rakietowy R-3R

1. Przedział kierowania
2. Część bojowa
3. Pirotechniczny silnik rakietowy
4. Statecznik

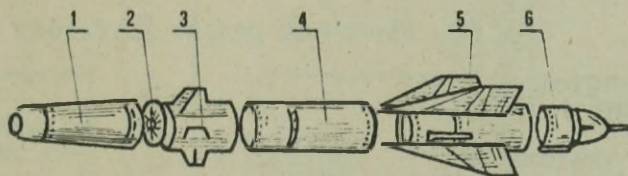
#### Pocisk R-55

Pocisk R-55 z termiczną głowicą samonaprowadzającą się przeznaczony jest do zwalczania celów powietrznych w dzień i w nocy, nad lub pod chmurami.

Naprowadzanie pocisku z TGS na cel wykonywane jest metodą proporcjonalnego zbliżania. Głowica ma zwiększoną odporność na zakłócenia oraz zapewnia możliwość zastosowania pocisku do niszczenia celów wykonujących lot na tle chmur lub powierzchni ziemi /wody/.

Podstawowe dane:

- maksymalne przeciążenie samolotu podczas odpalania - 5;
- maksymalna odległość odpalania:
  - na małej wysokości  $\pm$  1,8 km;
  - na dużej wysokości - 10 km;
- minimalna odległość odpalania - 1,2 km;
- czas lotu kierowanego - 12 s;
- czas samolikwidacji - 32-38 s;
- masa startowa - 91 kg;
- masa części bojowej - 9 kg;
- odpalenie pocisku na wysokości  $H < 5000m$ , przy prędkości odpowiadającej liczbie Macha nie mniejszej niż 0,7, a na wysokości powyżej  $H > 5000 m$  - przy prędkości przyrządowej nie mniejszej niż 650 km/h.



Rys. 22. Kierowany pocisk raketowy R-55

1. Przedział kierowania
2. Zbliżeniowy zapalnik optyczny
3. Urządzenie sterownicze i przednia część bojowa
4. Pirotechniczny silnik raketowy
5. Blok zasilania i zespół powietrzno-osprzętowy
6. Tylna część bojowa

#### Pocisk RS-2US

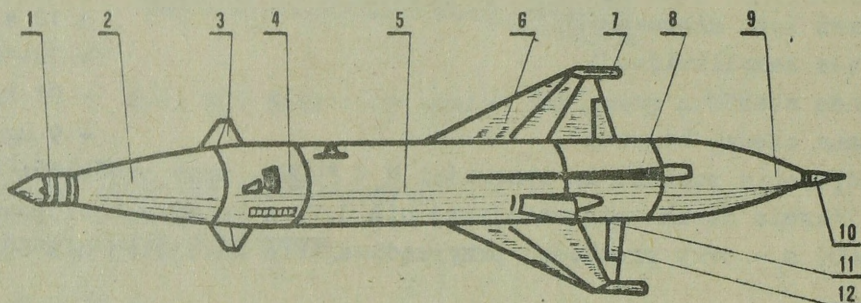
Kierowany pocisk raketowy RS-2US jest przeznaczony do rażenia celów powietrznych w dzień i w nocy, w dowolnych warunkach atmosferycznych.

W odróżnieniu od samonaprowadzających się pocisków raketowych, po odpaleniu pocisku raketowego RS-2US, pilot powinien śledzić cel do czasu spotkania się z nim pocisku, nie dopuszczając do ewolucji samolotu i przechyłów ponad  $30^{\circ}$ .

Wyjście w strefę odpalania, celowanie podczas ataku i prowadzenie do celu pocisku odbywa się za pomocą samolotowej stacji radiolokacyjnej.

Podstawowe dane:

- kaliber - 200 mm;
- czas lotu kierowanego - 12-15 s;
- ciężar pocisku - 82,5 kg;
- odpalanie pocisków raketowych na wysokościach do 5000 m na prędkościach odpowiadających liczbie Macha = 0,8, a na wysokościach większych od 5000 m na prędkościach nie mniejszych niż 550 km/h;
- promień zadziałania radiozapalnika - do 15 m.



Rys. 23. Kierowany pocisk raketowy RS-2US

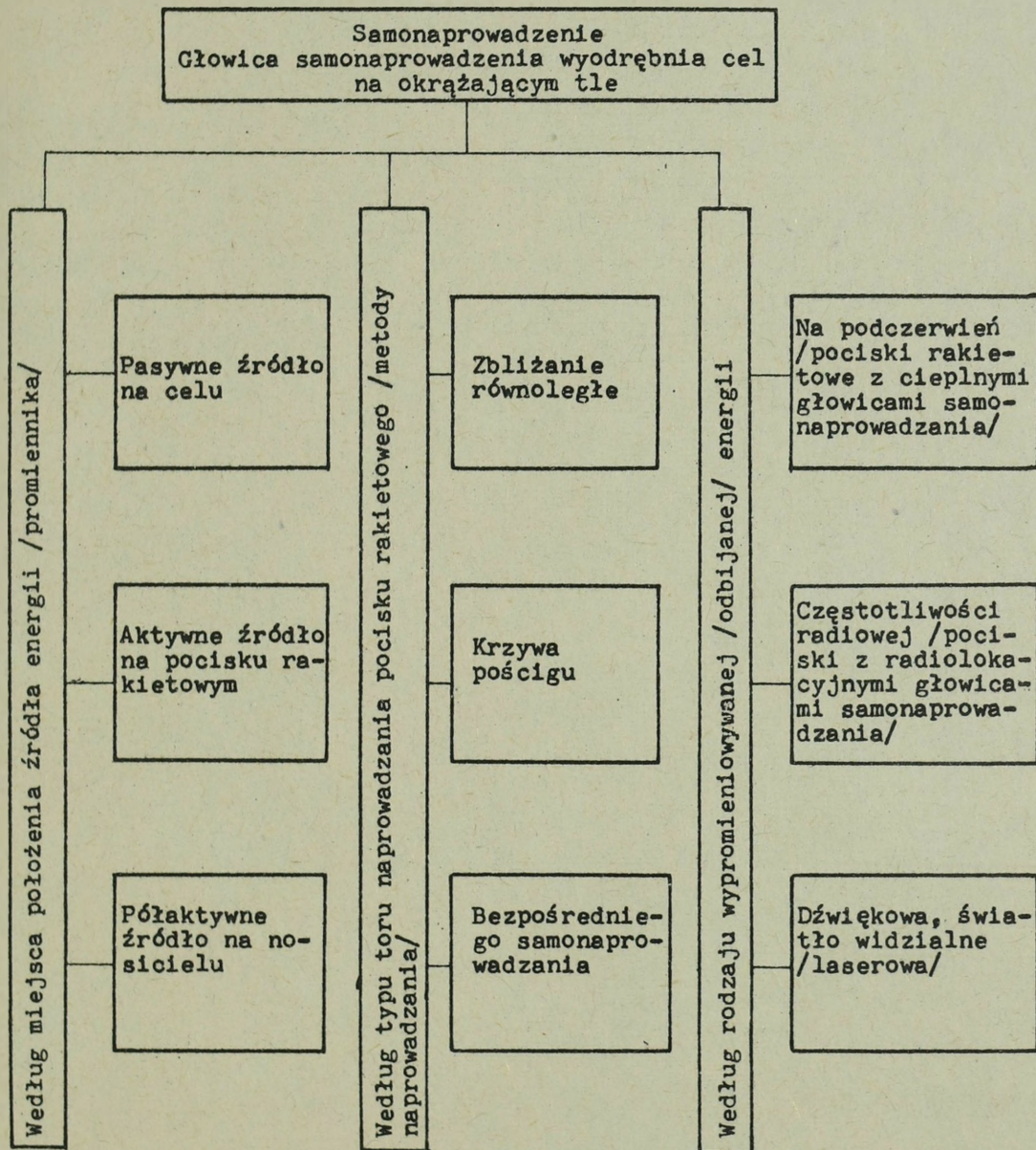
1. Zapalnik radiowy
2. Głowica bojowa
3. Ster
4. Przedział sterowania
5. Silnik raketowy
6. Statecznik
7. Smugacz
8. Blok stabilizacji
9. Przedział z aparaturą radiową
10. Antena
11. Dysza silnika
12. Lotki

## RODZDZIAŁ II

### SPOSOBY KIEROWANIA POCISKAMI RAKIETOWYMI

Sterowanie lotem pocisku raketowego odbywa się za pomocą aparatury pokładowej według komend /sygnałów/ otrzymywanych z następujących źródeł:

- od celu kontrastowo wyróżniającego się na tle;
- nadajnika umieszczonego na samolocie - nosicielu;



Rys. 24. Klasyfikacja układów samonaprowadzania

- urządzenia programowego umieszczonego w pocisku raketowym.
- Odpowiednio do tego istnieją trzy zasadnicze sposoby kierowania:
- samonaprowadzenie;
  - kierowanie zdalne;
  - kierowanie autonomiczne.

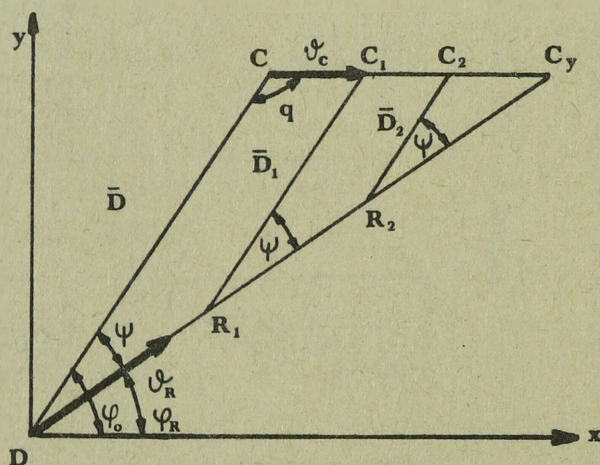
## 1. Samonaprowadzenie

Samonaprowadzenie to kierowanie lotem pocisku raketowego za pomocą aparatury pokładowej pocisku raketowego, reagującej na wypromieniowanie lub odbicie od celu jakiegokolwiek rodzaju energii. Cel powinien wyróżniać się kontrastowością z tła. Czułym elementem pocisku raketowego chwytającym sygnały jest koordynator pocisku raketowego wchodzący w skład głowicy samonaprowadzającej.

Na całym odcinku lotu pocisk raketowy posiada połączenie relacji pocisk-cel.

### 1.1. Charakterystyka metod samonaprowadzania

#### 1.1.1. Metoda zbliżenia równoległego



gdzie  $\bar{D} \parallel \bar{D}_1 \parallel \bar{D}_2$

Rys. 25. Schemat zbliżenia równoległego

Podczas zbliżenia równoległego linia odległości przesuwa się równolegle do swego położenia  $/\omega_0 = 0/$ , a wektor prędkości bezwzględnej pocisku raketowego  $\vec{V}_R$  skierowany jest do punktu spotkania pocisku raketowego z celem  $C_y$ , tworząc z linią odległości kąt  $\psi$

Wielkość kąta wyprzedzenia dla wykonania lotu rakiety metodą zbliżenia równoległego możemy określić ze wzoru:

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_R} \cdot \sin q$$

gdzie:  $\psi$  - kąt wyprzedzenia  
 $v_c$  - prędkość celu  
 $v_R$  - bezwzględna prędkość pocisku raketowego  
 $q$  - kąt kursowy celu

Ponieważ podczas zbliżania równoległego  $\omega_D = 0$ , to manewr celu w jakimkolwiek kierunku z prędkością kątową  $\omega_c$  powoduje tylko zmianę kąta  $q$ . Wtedy prędkość zmiany tego kąta  $|\dot{q}| = |\omega_c|$  i manewr pocisku raketowego, jeśli nie brać pod uwagę zmiany kąta natarcia, charakteryzuje się prędkością kątową tego pocisku równą prędkości zmiany kąta wyprzedzenia.

$$\omega_R = \dot{\psi}$$

gdzie:  $\omega_D$  - prędkość kątowa linii odległości pocisk raketowy-cel  
 $\omega_c$  - prędkość kątowa celu  
 $\omega_R$  - prędkość kątowa pocisku raketowego

Znaczy to, że podczas zbliżania równoległego tor rakiety może mieć niewielką krzywiznę. Istotnie, przy  $v_c = \text{const}$ ,  $v_R = \text{const}$ , otrzymamy  $q = \text{const}$  i  $\psi = \text{const}$ . Wobec tego  $\omega_R = 0$ , czyli tor pocisku raketowego jest linią prostą. Manewr celu w kierunku  $|\omega_c| \neq 0$  i zmiana prędkości  $|v_c| \neq 0$ , nie wywiera istotnego wpływu na  $\omega_R$ . Dlatego zbliżanie równoległe może zapewnić wykonanie strzelania pod dowolną sylwetką celu.

#### 1.1.2. Metoda proporcjonalnego zbliżania

Charakteryzuje się ona tym, że prędkość kątowa wektora prędkości pocisku raketowego  $\omega_R$  jest proporcjonalna do prędkości kątowej linii odległości  $\omega_D$ .

Określamy odpowiednią równość:

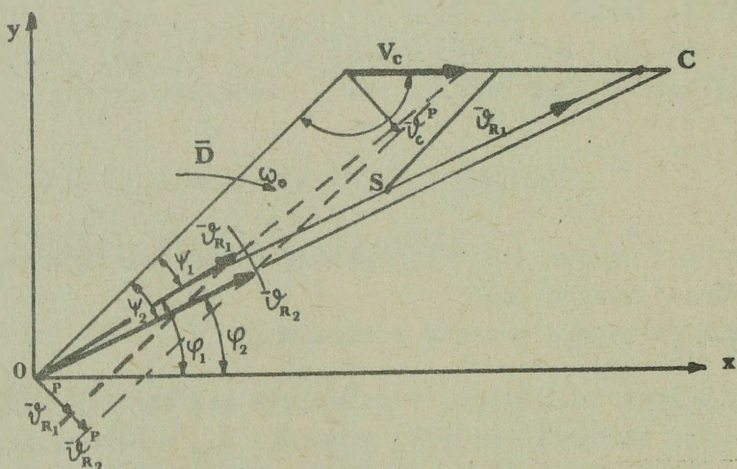
$$\omega_R = k \cdot \omega_D;$$

gdzie:  $k$  - współczynnik proporcjonalności, przy czym  $k > 1$ .

Metoda proporcjonalnego zbliżania pozwala uwzględnić tendencje w zmianach prędkości kątowej linii odległości  $\omega_D$  i zabezpieczyć stopniowe wchodzenie pocisku raketowego na zbliżanie równoległe kosztem obrotu wektora  $v_R$  z prędkością kątową  $\omega_R = k \cdot \omega_D$ .

Jeśli  $k > 1$ , to  $\omega_R > \omega_D$ , w wyniku tego między linią odległości i wektorem pocisku raketowego  $\vec{U}_R$  tworzy się kąt wyprzedzenia  $\psi_1$ , który może mieć wartość równą wartości odpowiadającej podczas zbliżania równoległego. Wówczas  $\omega_D = 0$  i pocisk raketowy może wykonywać lot metodą równoległą.

Gdy  $\psi_1 > \psi_2$  /lub  $\psi_1 < \psi_2$ /, to linia odległości przesuwa się w stronę zwiększenia /lub zmniejszenia/ kąta kursowego celu  $q$  i  $\omega_D$  posiada różny znak.



Rys. 26. Schemat proporcjonalnego zbliżenia

Ażeby zabezpieczyć z powrotem lot pocisku raketowego pod kątem  $\psi_1$  metodą równoległego zbliżenia, należy  $\omega_D$  zmniejszyć, co zrobić można przy stałych wielkościach  $\bar{V}_c$  i  $\bar{U}_R$  obróceniem wektora  $\vec{U}_{R1}$  z prędkością kątową  $\omega_{R1} = k \cdot \omega_{D1}$ , gdzie:

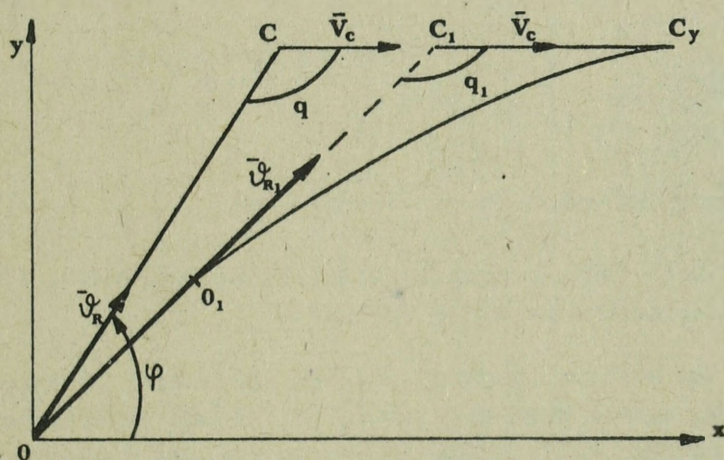
$$\omega_{D1} = \frac{V_c \cdot \sin q - U_{R1} \cdot \sin \psi_1}{D}$$

Z zależności tych wynika, że  $\omega_{R1} > 0$ , to znaczy wektor  $\vec{U}_{R1}$  w procesie ataku powinien zwrócić się w kierunku wektora  $\vec{U}_{R2}$ . Powrót wektora  $\vec{U}_{R1}$  powinien zakończyć się wówczas, gdy będzie on równoległy do linii wyprzedzenia. W tym przypadku następuje przybliżone przejście do metody równoległego zbliżenia. Punkt "S" jest momentem przejścia na metodę równoległego zbliżenia. Krzywoliniwny odcinek zależy od współczynnika "k" / $k \rightarrow \infty$ , a  $\omega_D \rightarrow 0$ /.

Metoda proporcjonalnego zbliżenia daje możliwość zabezpieczenia wyjścia rakiety do metody równoległego zbliżenia podczas odpalania jej przy mniejszym kącie wyprzedzenia, jednak z przeciążeniem w dopuszczalnych granicach.

### 1.1.3. Metoda pościgu

Przy metodzie pogoni wektor prędkości pocisku raketowego cały czas skierowany jest na cel.



Rys. 27. Tor lotu pocisku raketowego podczas naprowadzenia na cel metodą pogoni

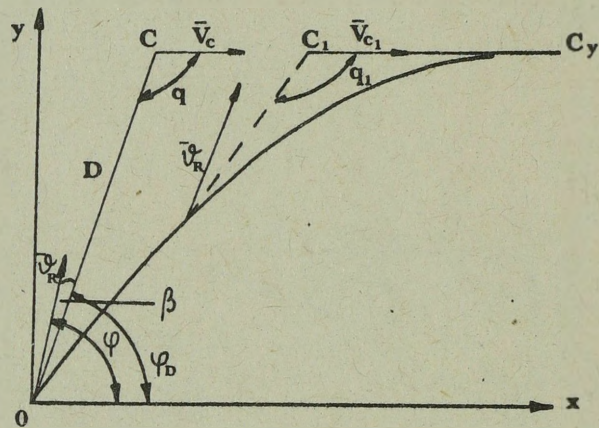
Ruch pocisku raketowego będzie następował po torze kinematycznym, zwanym krzywą pościgu, która kończy się wyjściem pocisku raketowego na cel.

W porównaniu z innymi metodami, metoda pościgu odznacza się znacznymi przeciążeniami pocisku raketowego, przy czym przeciążenia zwiększają się ze zmniejszeniem odległości do celu. Jednak ze zmniejszeniem odległości, zmniejsza się również kąt kursowy  $q$  do  $0^\circ$  lub  $180^\circ$ , wówczas i przeciążenia pocisku raketowego maleją do zera.

### 1.1.4. Metoda prostego zbliżenia

Przy metodzie prostego zbliżenia, podłużna oś pocisku raketowego skierowana jest na cel.

Tor lotu pocisku rakietowego przy tej metodzie jest analogiczny jak w metodzie pościgu. Właściwością tej metody w porównaniu z metodą pościgu jest to, że można tu zastosować o wiele prostsze urządzenie kierowania i śledzenia celu.



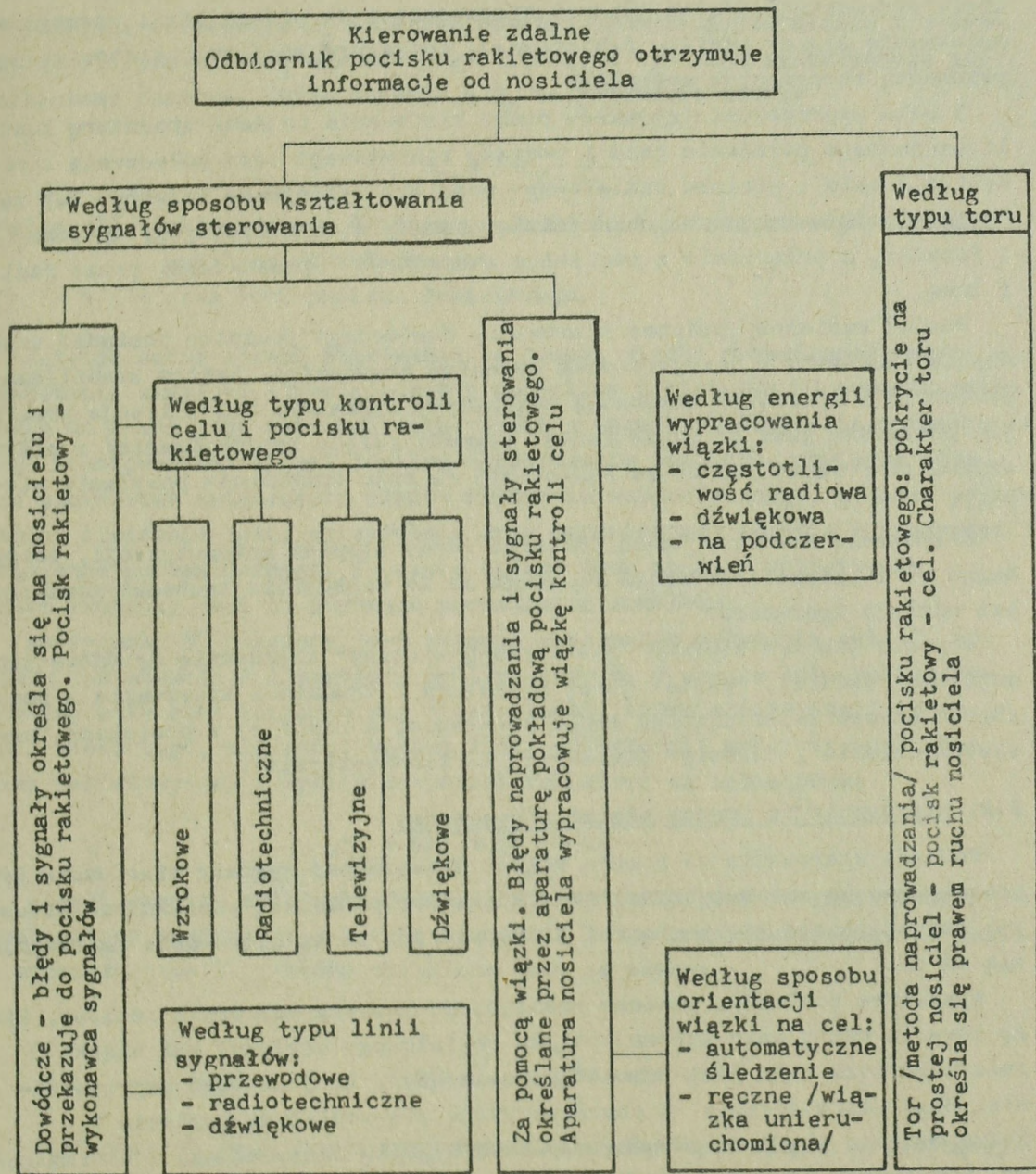
Rys. 28. Tor lotu pocisku rakietowego podczas naprowadzania na cel metodą prostego zbliżania

Samonaprowadzenie posiada istotną przewagę nad innymi sposobami kierowania. Podstawową zaletą jest największa dokładność strzelania /naprowadzania pocisku rakietowego/. Tłumaczy się to tym, że w miarę zbliżania pocisku rakietowego do celu, przy tych samych błędach kątowych, błędy liniowe ciągle maleją. Niemalże wartości mają i takie właściwości dodatnie samonaprowadzania, jak możliwość wyprostowania toru pocisku rakietowego przez zastosowanie równoległej metody zbliżania w celu zapewnienia strzelania zarówno do celów nie manewrujących jak i manewrujących z dowolnego kierunku oraz swoboda manewru samolotu strzelającego podczas użycia systemów samonaprowadzania typu aktywnego i pasywnego.

## 2. Kierowanie zdalne

Kierowaniem zdalnym nazywa się kierowanie na odległość. Przy takim sposobie kierowania posiada ono trzy podstawowe elementy: punkt kierowania, obiekt kierowania /np. pocisk rakietowy/ i linię połączenia między nimi.

W zależności od sposobów kształtowania sygnałów sterowania, kierowanie zdalne może być dwóch rodzajów: dowódcze i za pomocą wiązki.



Rys. 29. Klasyfikacja układów zdalnego sterowania

## 2.1. Kierowanie dowódcze

Podczas takiego rodzaju kierowania wszystkie sygnały kierowania całkowicie wypracowuje się na punkcie kierowania i za pomocą linii przesyłowej przekazuje się do pocisku raketowego. Aparatura pocisku raketowego jest wykonawcą otrzymanych sygnałów.

W celu wypracowania sygnałów punkt kierowania posiada aparaturę kontroli wzajemnego położenia celu i pocisku raketowego oraz połączenia z nim. Kontrola celu i pocisku raketowego może być wykonywana wzrokowo lub za pomocą środków technicznych /radiotechnicznych, akustycznych, optycznych i innych/, a połączenie z pociskiem raketowym - przewodami, przez radio i inne.

Pocisk raketowy podczas kierowania dowódczego powinien posiadać urządzenie odbiorcze z deszyfratorem sygnałów dowódczych, system stabilizacji przechyłu i aparaturę wykonania odebranych sygnałów. Stabilizacja przechyłu potrzebna jest do uzgadniania sygnału /błędu naprowadzania/ z płaszczyzną sterowania pociskiem raketowym /w celu uniknięcia pomylenia sterów/.

Kierowanie dowódcze może posiadać różny stopień automatyzacji, poczynając od zwykłego sterowania ręcznego aż do całkowicie zautomatyzowanego, bez udziału operatora.

W pociskach raketowych "powietrze-powietrze" kierowanie dowódcze stosuje się rzadziej, wskutek dużej aparatury i trudności kierowania z punktu startu szybko zmieniającego swoje położenie, a częściej w pociskach "powietrze-ziemia", "ziemia-powietrze" i "ziemia-ziemia".

## 2.2. Kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej

Podczas kierowania za pomocą wiązki prowadzącej sygnały kierowania wypracowywane są automatycznie przez aparaturę pokładową pocisku raketowego, poruszającego się w wiązce, którą poprzez punkt kierowania naprowadza się na cel.

Aparatura pokładowa pocisku raketowego posiada odbiornik radiowy, który określa odchylenie kątowe pocisku raketowego względem osi wiązki  $\Delta$  /wierzchołkiem kąta jest samolot strzelający/, to jest błąd naprowadzania. Błąd naprowadzania  $\Delta$  charakteryzuje się amplitudą napięcia  $U_0$ , którą określa się jako różnicę amplitud sygnału maksymalnego i minimalnego, wysyłanych do pocisku raketowego podczas jednego obrotu charakterystyki kierunkowej.

W celu zwiększenia dokładności naprowadzania pocisk raketowy może posiadać urządzenie, przekształcające błąd kątowy  $\Delta$  w odchylenie liniowe  $l$  na podstawie wzoru:

$$l = \Delta \cdot D_r$$

gdzie:  $D_r$  - odległość od pocisku raketowego do samolotu strzelającego.

Dokładne określenie  $D_r$  napotyka poważne trudności techniczne i w praktyce wykorzystuje się wartość przybliżoną. W tym celu wykorzystuje się mechanizmy czasowe, które określają  $D_r$  na podstawie wzoru:

$$D_r = V_r^* \cdot t$$

gdzie:  $V_r^*$  - obliczeniowa średnia prędkość pocisku raketowego względem samolotu strzelającego;

$t$  - czas lotu pocisku raketowego.

Istotną cechą ujemną kierowania za pomocą wiązki prowadzącej jest zespolenie samolotu strzelającego z pociskiem raketowym od momentu odpalenia do końca jego naprowadzania. Nawet w warunkach śledzenia automatycznego niedopuszczalne jest dowolne manewrowanie samolotu, ponieważ może ono spowodować zwiększenie błędów śledzenia automatycznego, a nawet przerwania śledzenia celu, szczególnie przy ograniczonej strefie i prędkości śledzenia automatycznego. W czasie całego lotu pocisku raketowego pilot zmuszony jest do płynnego prowadzenia samolotu.

Na rysunku 30 pokazany jest schemat wzajemnego położenia celu C, pocisku raketowego R i samolotu myśliwskiego M. W czasie lotu pocisk raketowy cały czas znajduje się w osi wiązki, która skierowana jest na cel. Wobec tego, prędkości kątowe linii odległości: myśliwiec-cel, pocisk raketowy-cel i myśliwiec-pocisk raketowy są sobie równe.

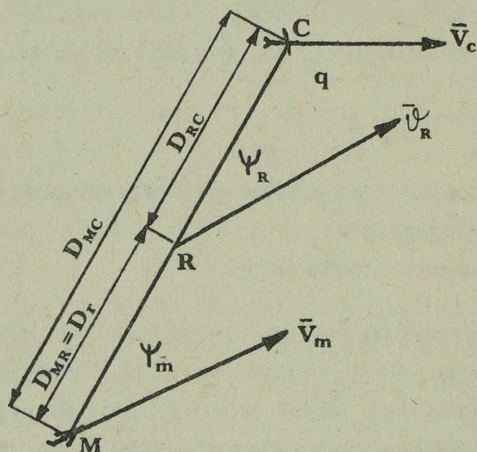
$$\omega_{D_{MC}} = \omega_{D_{RC}} = \omega_{D_{MR}} = \omega_D$$

Jeżeli samolot myśliwski podczas naprowadzania pocisku raketowego, posiadający prędkość  $V_m$ , będzie wykonywał lot metodą równoległą, to jest z wyprzedzeniem  $\psi_m$ , które określane jest ze wzoru:

$$\sin \psi = \frac{V_c}{V_m} \cdot \sin q$$

to otrzymamy  $\omega_D = 0$ , czyli brak przeniesień kątowych wiązki prowadzącej. W tym wypadku pocisk raketowy wykonywać będzie lot metodą równoległą, mając kąt wyprzedzenia określony według wzoru:

$$\sin \psi_R = \frac{V_c}{V_m} \cdot \sin q$$



Rys. 30. Schemat lotu pocisku raketowego w wiązce prowadzącej

Jak wiadomo, naprowadzanie pocisku raketowego metodą równoległą jest bardzo wygodne, ponieważ zapewnia lot po torze zbliżonym do prostego /  $\omega_R = \psi_R$ /. Istnienie  $\omega_D = 0$  zapewnia dużą dokładność prowadzenia celu przez wiązkę i w ten sposób powoduje zwiększenie dokładności naprowadzania pocisku raketowego.

Zazwyczaj celowniki do strzelania kierowanymi pociskami raketowymi za pomocą wiązki prowadzącej nie mają wylicznika  $\psi_m$ . W takim wypadku pilot po wprowadzeniu pocisku raketowego w wiązkę w wyniku płynnego manewru samolotu może usunąć przesunięcie katowe celu lub jego znacznika i nadać samolotowi w przybliżeniu kąt  $\psi_m$ , odpowiadający zbliżeniu równoległemu.

Jeżeli w czasie naprowadzania pocisku raketowego samolot myśliwski będzie wykonywał lot po krzywej pościgu /  $\psi_m = 0$ /, to prędkość kątową linii odległości określa się ze wzoru:

$$\omega_D = \frac{V_c}{D_{MC}} \cdot \sin q$$

$$\omega_D = \frac{V_c \sin q - V_R \cdot \sin \psi_R}{D_{RC}}$$

Porównując prawe strony równań, otrzymamy wzór dla kąta wyprzedzenia, z którym porusza się pocisk raketowy.

$$\sin \psi_R = \left(1 - \frac{D_{RC}}{D_{MC}}\right) \frac{V_C}{V_R} \cdot \sin q$$

Ze wzoru wynika, że podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu pocisk raketowy porusza się z kątem wyprzedzenia, który różni się mnożnikiem  $0 \leq \left(1 - \frac{D_{RC}}{D_{MC}}\right) \leq 1$  od wartości kąta wyprzedzenia, odpowiadającej zbliżaniu równoległemu.

Tor pocisku raketowego w danym wypadku, posiadać będzie znaczną krzywiznę, ponieważ prędkość kątową pocisku określa się jako sumę prędkości kątowych  $\omega_D$  i  $\psi_R$ .

$$\omega_R = \omega_D + \dot{\psi}_R$$

Przy tym w początkowym momencie, gdy  $D_{RC} = D_{MC}$  i  $\psi_R = 0$ , to  $\omega_R = \omega_D$ . W końcu cyklu naprowadzania pocisk raketowy spotyka się z celem według metody równoległej, ponieważ przy  $D_{RC} = 0$

$$\psi_R = \frac{V_C}{V_R} \cdot \sin q \text{ i wobec tego } \omega_R = \dot{\psi}_R$$

W wypadku lotu samolotu myśliwskiego po krzywej pościgu zwięża się zakres kierunków strzelania, obniża się dokładność prowadzenia celu przez wiązkę i w wyniku tego mała jest dokładność naprowadzania pocisku raketowego.

Kierowanie za pomocą wiązki prowadzącej, nawet w warunkach śledzenia automatycznego, możliwe jest podczas strzelania pod niedużymi sylwetkami. Praktycznie strzelanie do celu manewrującego staje się mało skuteczne.

Cechą ujemną kierowania za pomocą wiązki prowadzącej jest niemożliwość powtórnego strzelania przed końcem cyklu naprowadzania wcześniej odpalanych pocisków raketowych, ponieważ dla każdego odpalania wymagana jest stabilizacja wypromieniowania energii przez celownik, odpowiadającej przechyłowi w momencie odpalenia.

### 3. Kierowanie autonomiczne

Autonomicznym /lub programowym/ nazywa się takie kierowanie, przy którym pocisk raketowy kierowany jest tylko za pomocą swojej aparatury pokładowej, obliczonej dla określonego programu działania. Przy tym sposobie kierowania ani start, ani cel podczas lotu pocisku raketowego nie mają wpływu na jego ruch i wskutek tego nie można zmienić jego toru.

Zastosowanie kierowania autonomicznego do naprowadzania pocisku rakietowego na cel odbywa się bezpośrednio tylko podczas strzelania do celów nieruchomych o dużych wymiarach, z zasady, ze startu nieruchomego /ballistyczne pociski rakietowe/.

W pociskach rakietowych klasy "powietrze-powietrze" kierowanie autonomiczne odgrywa tylko rolę pomocniczą w postaci stosunkowo nieskomplikowanego czułego urządzenia typu bezwładnościowego. Niezależnie kierowanie autonomiczne w tych pociskach rakietowych wykorzystuje się tylko na niewielkim, początkowym odcinku toru lotu pocisku. Czas trwania tego lotu wynosi od ułamków sekundy do kilku sekund, lecz nie dłużej od czasu pracy silnika startowego /ten odcinek lotu często nazywa się lotem niekierowanym, autonomicznym/.

Podczas lotu autonomicznego pocisk rakietowy sterowany jest za pomocą stabilizatorów żyroskopowych kątów przechyłu i kątów natarcia, oraz akceleratorów, przeznaczonych do zmniejszenia wahań poprzecznych pocisku rakietowego.

Aparatura stabilizacji przechyłu, stabilizacji poprzecznej i podłużnej pocisku rakietowego wykorzystywana jest również i po zakończeniu lotu autonomicznego dla zapewnienia normalnych warunków działania podstawowego systemu kierowania i w celu zwiększenia dokładności naprowadzania pocisku rakietowego.

#### 4. Kierowanie kombinowane

Kierowanie kombinowane jest połączeniem kolejnym lub równoległym różnych, zasadniczo odmiennych sposobów kierowania.

Konieczność kierowania kombinowanego spowodowana została potrzebą zwiększenia zasięgu i dokładności naprowadzania pocisków rakietowych.

Zestaw i kolejność działania systemu kombinowanego zależą od charakterystyk celu /ruchliwości, kontrastowości, wymiarów i innych/, odległości do celu i parametrów aparatury sterowania /zasięgu działania, dokładności, wymiarów, ciężaru i innych/.

Systemy kombinowane wykorzystuje się przede wszystkim podczas strzelania na duże odległości, gdy wszystkie inne sposoby kierowania, stosowane oddzielnie, nie zapewniają naprowadzenia pocisku rakietowego od startu do celu. Mając na uwadze właściwości poprzednio rozpatrywanych sposobów kierowania wynika, że na końcowym odcinku lotu pocisku rakietowego celowe jest wykorzystanie samonaprowadzania.

W praktyce spotyka się następujące połączenie: kierowanie zdalne-samonaprowadzanie /klasy "ziemia-powietrze", "powietrze-ziemia"/, kierowanie autonomiczne-samonaprowadzanie /"ziemia-ziemia"/ i kierowanie zdalne - kierowanie autonomiczne /"ziemia-ziemia"/.

Dla pocisków rakietowych klasy "powietrze-powietrze" możliwe są połączenia parami: kierowanie zdalne-samonaprowadzanie i kierowanie autonomiczne-samonaprowadzanie.

## CZĘŚĆ DRUGA

### PODSTAWY BALISTYKI ZEWNĘTRZNEJ

#### ROZDZIAŁ I

#### PODSTAWOWE PRAWA RUCHU POCISKU RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO

##### 1. Podstawowe określenia

Teoria strzelania powietrznego bazuje na prawach ruchu pocisku po wylocie z lufy /zejścia z wyrzutni/. Prawa te stanowią treść balistyki zewnętrznej - nauki badającej ruch pocisku artyleryjskiego po zaprzestaniu działania na niego gazów prochowych.

Wiadomo, że pocisk artyleryjski po wylocie z przewodu lufy leci nie po linii prostej, zgodnej z kierunkiem osi lufy, a po krzywej.

Linia krzywa, kreślona jest środkiem ciężkości pocisku, nazywa się torem lotu pocisku.

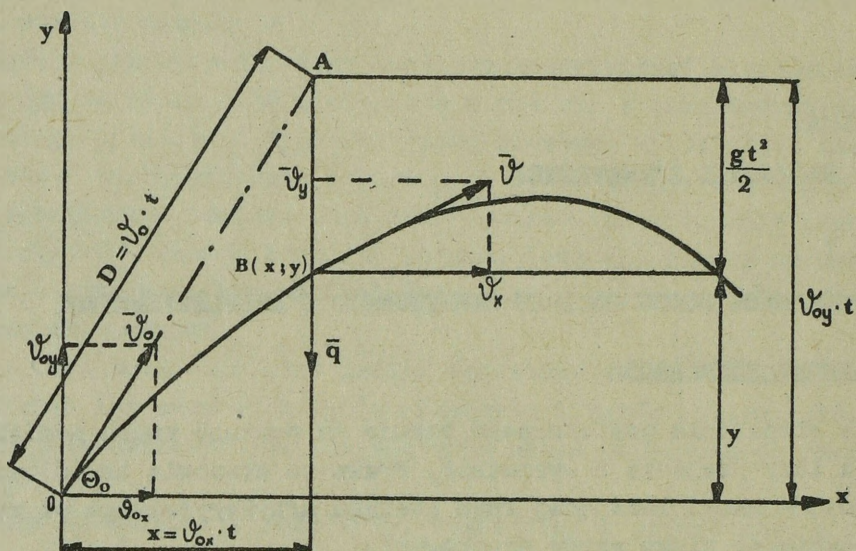
Ażeby zabezpieczyć trafienie pocisku w cel, należy znać: po jakim torze polecą pocisk w danych warunkach, położenie toru pocisku w przestrzeni, z jaką prędkością i ile czasu potrzeba na dołot pocisku do celu i inne charakterystyki toru, a zwłaszcza zjawiska zachodzące podczas ruchu pocisku.

Na pocisk w czasie jego ruchu działają dwie podstawowe siły: siła ciężkości -  $q$  i siła oporu powietrza -  $R$ . Od tych sił zależy charakter toru lotu pocisku.

Rozpatrzmy z początku ruch środka ciężkości w warunkach działania siły ciężkości - bez uwzględniania siły oporu powietrza, a następnie łącznie pod działaniem obydwu tych sił - traktując środek ciężkości jako punkt.

##### 2. Ruch środka ciężkości pocisku pod działaniem siły ciężkości

Zakładamy, że opór powietrza nie działa i pocisk porusza się jako punkt, którego masa równa jest masie pocisku i jest pod działaniem tylko siły ciężkości  $q$ , nadająca pociskowi przyspieszenie  $g$ .



Rys. 31. Współrzędne punktu ciężkości pocisku podczas ruchu w próżni

W punkcie "O" nastąpił wystrzał pod kątem  $\theta_0$  względem horyzontu z prędkością początkową pocisku " $v_0$ " /rys. 31/. Jeżeliby na pocisk nie działały żadne siły, to pocisk pod wpływem siły bezwładności poruszałby się prostolinijnie i za czas "t" przebyłby drogę  $D = v_0 \cdot t$  i znalazłby się w punkcie "A".

Na pocisk działa siła ciężkości  $q$ , odchylająca go w dół i za czas "t" obniży się w stosunku do punktu A na wielkość  $\frac{gt^2}{2}$  i znajdzie się w punkcie B, który znajduje się na torze lotu pocisku i określony jest współzrzednymi  $x$  i  $y$ .

Ruch środka ciężkości pocisku określony wektorem prędkości  $\vec{v}$ , rozkładamy na  $v_x$  i  $v_y$ .

Przyjmując dla początkowych warunków ruchu pocisku  $v_0$  i odpowiednio  $v_{0x}$  i  $v_{0y}$ , otrzymamy:

$$v_x - v_{0x} = 0 \quad \text{czyli} \quad /1/$$

$$v_x = v_{0x} \quad /2/$$

Dla osi  $y$ :

$$v_y = v_{0y} - gt \quad /3/$$

określamy

$$x = v_{ox} \cdot t \quad /4/$$

$$y = v_{oy} \cdot t - \frac{gt^2}{2} \quad /5/$$

Rozwiązując powyższe równania, otrzymamy równanie toru artyleryjskiego pocisku w próżni:

$$y = x \cdot \operatorname{tg} \theta_0 - \frac{gx^2}{2 v_0^2 \cdot \cos^2 \theta_0} \quad /6/$$

Jeśli w równaniu współczynnik przy  $x$  oznaczymy przez "a", a współczynnik przy  $x^2$  -  $\frac{1}{b}$ , to równanie to otrzyma następującą postać:

$$a = \operatorname{tg} \theta_0 \quad /7/$$

$$\frac{1}{b} = \frac{g}{2 v_0^2 \cdot \cos^2 \theta_0} \quad /8/$$

$$y = ax - \frac{1}{b} \cdot x^2 \quad \text{czyli} \quad /9/$$

$$x^2 - abx + by = 0 \quad /10/$$

Ostatnie wyrażenie przedstawia sobą równanie paraboli, której oś jest równoległa do osi  $y$ .

W próżni, tor lotu pocisku artyleryjskiego jest więc parabolą.

Rozpatrzmy niektóre charakterystyczne tory lotu pocisku artyleryjskiego w próżni:

a. Odległość  $X_c$ , którą przebędzie pocisk do przecięcia się z osią  $X$ , nazywamy odległością horyzontalną. Możemy ją określić, przy założeniu  $y = 0$ .

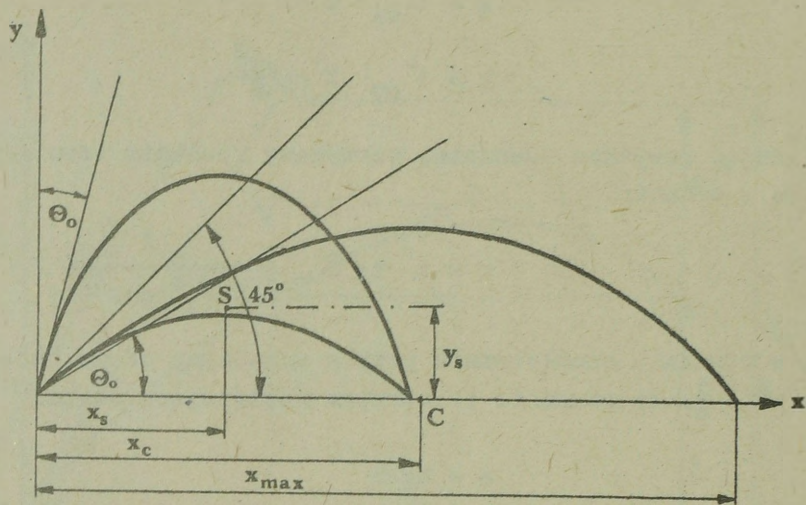
$$X_c = \frac{v_0^2}{g} \cdot \sin 2 \theta_0 \quad /11/$$

Z wyrażenia tego możemy wyprowadzić następujące wywody:

- jeżeli wystrzał nastąpił pod kątem do horyzontu  $\theta_0$  czyli  $90 - \theta_0$ , odległość horyzontalna będzie jednakowa przy wyrażeniu:

$$\sin 2 \theta_0 = \sin 2 /90 - \theta_0/ \quad /12/$$

- odległość horyzontalna będzie miała największą wartość  $X_{\max}$  przy  $\theta_0 = 45^\circ$ , wówczas  $\sin 2 \theta_0$  osiągnie maksymalną wartość równą jedności, czyli:



Rys. 32. Tory lotu pocisku w próżni

$$x_{\max} = \frac{v_0^2}{g} \quad /13/$$

- czas lotu pocisku na pełną odległość horyzontalną wynosi:

$$T = \frac{x_c}{v_{0x}} \quad /14/$$

podstawiając wartość  $x_c$  otrzymamy:

$$T = \frac{2v_0}{g} \cdot \sin \theta_0 \quad /15/$$

Czas lotu pocisku na pełną odległość będzie maksymalny podczas strzelania pionowo do góry /przy  $\theta = 90^\circ$ /;

b. Największą wartość, rzędna toru lotu pocisku ma w górnym odcinku i nazywa się wierzchołkiem toru lotu. Odciętą wierzchołką toru można określić, biorąc pochodną wyrażenia /6/ i porównać do zera:

$$y' = \operatorname{tg} \theta - \frac{gx}{v_0^2 \cdot \cos^2 \theta_0} = 0 \quad /16/$$

skąd

$$x_s = \frac{v_0^2 \cdot \sin 2 \theta_0}{2g} \quad /17/$$

Porównując wartość  $X_c$  z  $X_s$  ze wzoru /11/ stwierdzamy, że odcięta wierzchołka toru lotu  $X_s$  jest równa połowie odległości horyzontalnej.

Podstawiając do równania /6/ i przyjmując, że  $y = Y_s$  i  $x = X_s = \frac{X_c}{2}$  otrzymamy wzór dla wysokości toru lotu:

$$Y_s = \frac{X_c}{2} \cdot \operatorname{tg} \theta_0 - \frac{gX_c}{4v_0^2 \cdot \cos^2 \theta_0} \quad /18/$$

Po przekształceniu i uwzględnieniu wyrażenia  $X_c$  ze wzoru /11/ otrzymamy wzór:

$$Y_s = \frac{v_0^2}{2g} \cdot \sin^2 \theta_0 \quad /19/$$

Ze wzoru wynika, że największą wysokość toru lotu osiągnie się, gdy  $\theta_0 = 90^\circ$  przy strzelaniu pionowo w górę, tzn.  $Y_{\max}$ :

$$Y_{\max} = \frac{v_0^2}{2g}; \quad /20/$$

c. Ze wzoru /5/ wynika  $\frac{gt^2}{2} = v_0 \cdot t - y$ . Wielkość  $\frac{gt^2}{2}$  jest różnicą między rzędną prostej, zgodnej z kierunkiem wystrzału /pod kątem  $\theta_0$ / i rzędną toru lotu pocisku.

Różnica ta nazywa się przeniżeniem toru lotu pocisku i oznaczamy literą S

$$S = \frac{gt^2}{2} \quad /21/$$

Ze wzoru wynika, że przeniżenie toru lotu pocisku w próżni zależy tylko od czasu t, któremu odpowiadają jednakowe przeniżenia toru lotu;

d. Prędkość ruchu pocisku w dowolnym punkcie toru lotu określamy na podstawie równania:

$$\frac{m}{2} v^2 - \frac{m}{2} v_0^2 = -mgy$$

skąd

$$v = \sqrt{v_0^2 - 2gy} \quad /22/$$

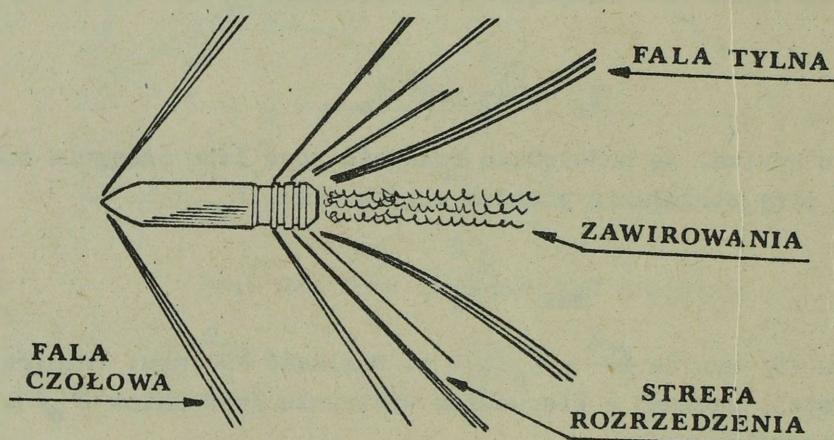
Ze wzoru /22/ możemy wyprowadzić następujące stwierdzenie:

- ze wzrostem rzędnej y prędkość pocisku  $v$  maleje i przyjmie minimalną wartość w górnym wierzchołku toru lotu przy  $y = Y_s$

$$v_{\min} = \sqrt{v_0^2 - 2gY_s}; \quad /23/$$

- w punkcie upadku pocisku /przy  $y = 0$ / prędkość jego będzie równa prędkości początkowej  $v_0$ ;
- prędkość pocisku w dowolnym punkcie toru lotu zależy tylko od położenia tego punktu na torze /od rzędnej  $y$ / i od prędkości początkowej  $v_0$ .

### 3. Działanie siły oporu powietrza na pocisk



Rys. 33. Działanie siły oporu powietrza na pocisk

Podczas ruchu pocisku w powietrzu, zachodzą różnorodne zjawiska mające wpływ na jego lot. Powstaje fala czołowa, za strefą rozrzedzenia powstaje fala tylna - hamująca lot pocisku. Oprócz tego na jego lot mają wpływ, nierówności powierzchni pocisku, a także obróbka tylnej części pocisku.

Wszystkie te czynniki wpływają na jego lot, a siłę która przeciwdziała ruchowi pocisku nazywamy siłą oporu powietrza i oznaczamy literą  $R$ .

Siłę oporu powietrza wyrażamy wzorem:

$$R = S \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot k \quad /1/$$

gdzie:  $R$  - siła oporu powietrza;

$S$  - powierzchnia przekroju poprzecznego;

$\rho$  - współczynnik oporu powietrza;

$v$  - prędkość pocisku;

$k$  - współczynnik funkcji kształtu pocisku i jego prędkości lotu;

$\frac{\rho v^2}{2}$  - napór dynamiczny.

Przekrój poprzeczny  $S$  określamy jako kaliber pocisku i oznaczamy  $d$ , a gęstość powietrza  $\rho$  - przez współczynnik wysokości  $\Delta$  i gęstości przy ziemi  $\rho_0$  otrzymamy:

$$S = \frac{\pi d^2}{4} \quad /2/$$

$$\rho = \rho_0 \cdot \Delta \quad /3/$$

Gęstość powietrza wyrażona jest w jednostkach masy, ale można ją przedstawić w jednostkach wagowych:

$$\rho = \frac{P_0}{g} \cdot \Delta \quad /4/$$

gdzie:  $P_0$  - wagowa gęstość powietrza przy ziemi w normalnych warunkach;  
 $\Delta$  - współczynnik odczytywany w specjalnych tablicach i zależny jest od wysokości  $\Delta = f/H$ .

Współczynnik  $k$  otrzymujemy w warunkach eksperymentalnych.

Ażeby nie określać tego współczynnika dla każdego typu pocisku /praco-  
 chłonne i bardzo trudne/, określa się dla jednego wzorcowego pocisku  
 i przyjmuje dla wszystkich. Oczywiście jeśli współczynnik  $k$  jest funkcją  
 prędkości i kształtu, to w rezultacie doświadczeń z pociskiem wzorcowym  
 o określonym kształcie, otrzymano funkcję tylko jednego czynnika - pręd-  
 kości. Oznacza się  $K_e /v/$

Ażeby otrzymać z  $K_e /v/$   $k$ , w balistyce wprowadzono współczynnik  
 kształtu pocisku  $i$ .

$$i = \frac{k}{K_e /v/} \quad /5/$$

$$k = K_e /v/ \cdot i \quad /6/$$

Wielkość  $i$  jest jedną z charakterystyk każdego typu pocisku.  
 Podstawiając wielkość  $S$ ,  $\rho$ ,  $k$  do wzoru wyjściowego otrzymamy:

$$R = \frac{1d^2}{g} \cdot \Delta \cdot \frac{\pi P_0}{8} \cdot K_e /v/ \cdot v^2 \quad /7/$$

Wyrażenie  $\frac{\pi P_0}{8} \cdot K_e /v/ \cdot v^2$  - gdzie wchodzi prędkość pocisku nazywamy  
 funkcją prędkości, albo funkcją oporu i oznaczamy  $F /v/$ . Wówczas:

$$R = \frac{1d^2}{g} \cdot \Delta \cdot F /v/ \quad /8/$$

Wartość  $F / v$  w zależności od prędkości przedstawia poniższa tabela:

$v$ m/sek	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
$F / v$	1	5	15	52	87	123	160	196	233	269

Przyspieszenie siły oporu powietrza  $j_R$  możemy określić podstawiając do wzoru na siłę oporu powietrza  $q$  - ciężar pocisku w miejsce  $g$ .

Stąd:

$$j_R = \frac{1d^2}{q} \cdot \Delta F / v \quad /9/$$

Wyrażenie  $\frac{1d^2}{q}$ , zależy tylko od charakterystyki pocisku i nazywamy go współczynnikiem balistycznym pocisku, oznaczając literą  $C$ .

$$C = \frac{1d^2}{q} \quad /10/$$

Iloczyn współczynnika balistycznego  $C$  ze współczynnikiem wysokości  $\Delta$  nazywamy połączonym balistycznym współczynnikiem pocisku i oznaczamy  $C_H$

$$C_H = C \cdot \Delta \quad /11/$$

Podstawiając do wzoru na przyspieszenie siły oporu powietrza otrzymamy:

$$j_R = C \cdot \Delta \cdot F / v = C_H \cdot F / v \quad /12/$$

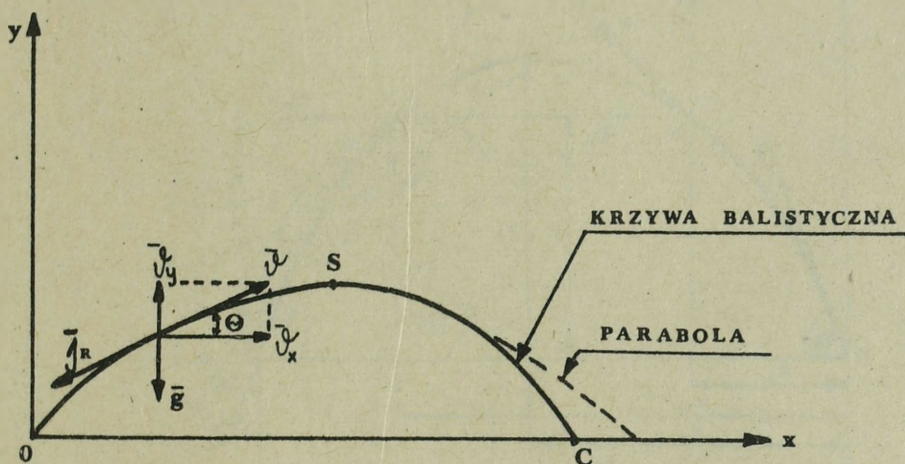
Przyspieszenie siły oporu powietrza  $j_R$ , jak i siła oporu powietrza  $R$  są wielkościami zmiennymi.

#### 4. Ruch środka ciężkości pocisku pod działaniem siły ciężenia i siły oporu powietrza

Podczas rozpatrywania ruchu pocisku artyleryjskiego stwierdzamy, że w rezultacie działania siły ciężenia i siły oporu powietrza, jego tor lotu nie będzie parabolą, a krzywą niesymetryczną, którą nazywamy krzywą balistyczną.

Rozpatrując warunki lotu oraz równanie ruchu pocisku możemy dokonać analizy właściwości tego toru w powietrzu:

a. prędkość minimalną pocisk osiągnie nie w górnym punkcie toru, a na etapie zniżenia. W górnym punkcie toru lotu pocisku /punkt  $S$ / prędkość maleje, ale nie jest minimalna. Minimalną wartość osiągnie w pewnym punkcie na dolnym odcinku toru i zależy ona od wielkości przyspieszenia siły oporu powietrza  $j_R$ .



Rys. 34. Tor lotu pocisku w powietrzu

Prędkość będzie malała dotąd, dopóki przyspieszenie siły oporu powietrza nie przyjmie wartości:

$$J_R = g \cdot \sin|\theta|; \quad /1/$$

b. prędkość pocisku  $v_1$  w punkcie  $M_1$  z rzędną  $y$  na odcinku toru wznoszącego w absolutnych wielkościach jest większa niż prędkość  $v_2$  w punkcie  $M_2$  na odcinku toru opadającego.

Tak jak punkty  $M_1$  i  $M_2$  mają jednakowe rzędne, tak i praca siły ciężkości na odcinku  $M_1 - M_2$  będzie równa zero /0/. Wobec tego zmiana energii kinetycznej na tym odcinku będzie równa pracy siły oporu powietrza  $R$  /rys. 35/.

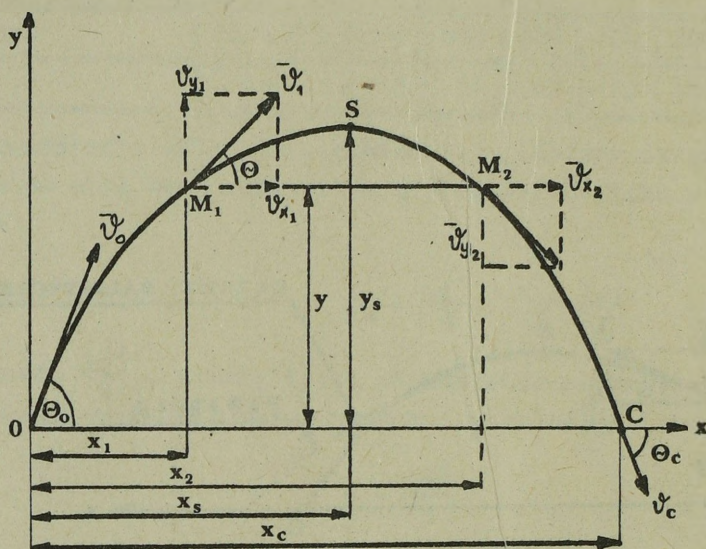
$$\frac{m v_2^2}{2} - \frac{m v_1^2}{2} = - \int_{x_1}^{x_2} R dx \quad /2/$$

gdzie:  $R$  rozpatruje się jako funkcję od  $x$ . Wówczas:

$$(v_2^2 - v_1^2) < 0 \quad /3/$$

czyli  $v_1 > v_2$  i analogicznie prędkość spotkania z celem  $v_c$  będzie mniejsza od prędkości wylotu  $v_0$

$$v_0 > v_c$$



$$v_1 > v_2 \quad v_{x_1} > v_{x_2} \quad v_0 > v_c \quad |v_{y_1}| > |v_{y_2}| \quad |\theta_1| < |\theta_2| \quad |\theta_0| < |\theta_c|$$

$$x_c - x_s < x_s$$

Rys. 35. Właściwości toru lotu pocisku w powietrzu

### 5. Ruch pocisku w powietrzu

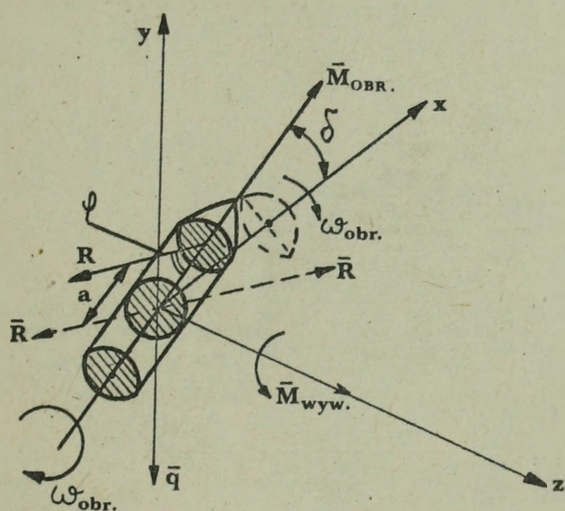
Podczas ruchu w powietrzu oś pocisku nie jest zgodna do stycznej toru lotu, a tworzy nieduży kąt odchylenia  $\delta$ , powstanie którego tłumaczy się wstrząsami i uderzeniami, które pocisk otrzymuje w momencie wylotu z lufy, wpływem gazów prochowych, obniżeniem pocisku pod działaniem siły ciężkości i innymi przyczynami.

Wiadomo, że na pocisk w powietrzu działają siły: ciężkości  $q$  - przyłożona w środku ciężkości pocisku i siła oporu powietrza -  $R$ .

Wcześniej zaznaczyliśmy już, że dla zmniejszenia szkodliwego działania przyspieszenia siły oporu powietrza na pocisk wydłuża się jego kształt /do określonych granic/, lecz wydłużenie pocisku doprowadza do przesunięcia punktu przyłożenia siły oporu powietrza ze środka ciężkości do przodu na wielkość "a".

Punkt przyłożenia siły oporu powietrza na pocisk nazywamy środkiem oporu. Przyjmuje się, że środek oporu znajduje się na osi podłużnej pocisku.

Kierunek siły oporu powietrza nie jest równoległy do stycznej toru lotu pocisku,  $\bar{a}$  tworzy kąt pomiędzy osią podłużną pocisku  $\varphi$ , wartość



Rys. 36. Wzajemne działanie sił na pocisk podczas lotu

którego będzie większa od kąta odchylenia osi podłużnej pocisku do stycznej toru lotu.

Wyprowadzając siłę  $R$  ze środka ciężkości pocisku przekonujemy się, że na pocisk działa para sił wywracających go względem osi, przechodzącej przez środek masy /rys. 36/

Moment pary sił nazywa się momentem wywracającym  $M_{wywr.}$ . Kierunek wektora  $M_{wywr.}$  jest prostopadłą do płaszczyzny działania pary. Można go wyrazić wzorem:

$$M_{wywr.} = R \cdot a \cdot \sin \alpha \quad /1/$$

Oprócz ruchu postępowego, od którego zależy siła  $R$ , pocisk w lufie otrzymuje obroty z prędkością kątową  $\omega_{obr.}$ . Dlatego po wylocie z lufy na pocisk działają nie tylko - wywracający, ale i obrotowy moment  $M_{obr.}$ . Wektor  $\bar{M}_{obr.}$  skierowany jest wzdłuż osi pocisku, a jego wielkość wynosi:

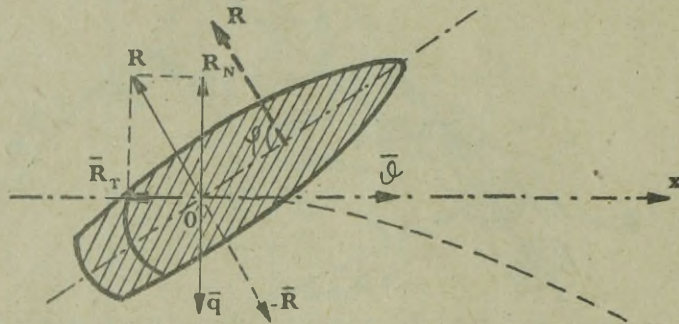
$$M_{obr} = \bar{I} \omega_{obr}$$

gdzie:  $\bar{I}$  - moment inercji pocisku względem jego osi symetrii.

Wskutek obrotu pocisk nabiera właściwości żyroskopu i pod działaniem zewnętrznych sił precesji z prędkością kątową  $\omega_{pr}$ , nie przewraca się w powietrzu.

Obrót ten zabezpiecza stateczność pocisku w locie. Oczywiście, ażeby

pocisk był stateczny powinien posiadać odpowiednią kątową prędkość obrotową  $\omega_{obr}$ , która zależy od stromości bruzd w kanale lufy.

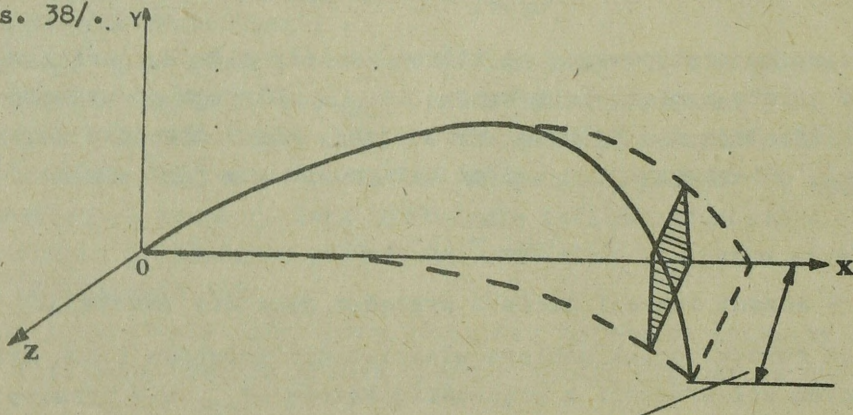


Rys. 37. Rozkład sił oporu powietrza

Rozpatrując ruch pocisku, rozkładamy siłę  $\bar{R}$  na dwie składowe:  $\bar{R}_T$  - do stycznej toru lotu i  $R_N$  - do normalnej /rys. 37/.

Składowa  $R_T$  odpowiada kierunkowi przyspieszenia siły oporu powietrza  $J_R$ , skierowana przeciwnie do prędkości pocisku  $\vec{v}$ . Wielkość  $R_T$  obliczamy ze wzoru dla siły  $R$ , a przyspieszenie siły oporu ze wzoru  $J_R$ .

Składowa  $R_N$  leży w płaszczyźnie działania wywracającej pary sił. Jej działanie zależy od kąta  $\varphi$ . Działanie siły  $R_N$  na obracający się pocisk jest takie, że odchyła jego tor w stronę obrotu pocisku. Zjawisko to nazywa się derywacją. Wielkość liniowa derywacji zależy od odległości strzelania. Przy zwiększaniu odległości lotu prędkość postępową pocisku zmniejsza się o wiele razy szybciej niż prędkość obrotowa i dlatego im większa odległość strzelania tym większe odchylenie boczne czyli derywacja /rys. 38/.



Boczne odchylenie toru lotu pocisku

Rys. 38. Derywacja

## 6. Właściwości balistyki raket

### 6.1. Ruch niekierowanych pocisków raketowych

W związku z obecnością silnika raketowego, wytwarzającego siłę ciągu, ruch rakiety różni się od ruchu pocisku artyleryjskiego niektórymi właściwościami.

W początkowym okresie, dopóki pracuje silnik, raketa znajduje się pod działaniem trzech sił: siły ciężenia  $q$ , siły ciągu silnika  $P$  i siły oporu powietrza  $R$ . W pewnym punkcie  $K$  na torze lotu rakiety, silnik przestaje pracować i raketa wykonuje lot, jak pocisk artyleryjski - pod działaniem siły ciężenia  $q$  i siły oporu powietrza  $R$ .

Siła ciężenia - albo ciężar rakiety,  $q$  nie jest stałą wielkością. W miarę wypracowania paliwa silnika raketowego, wielkość ta zmienia się od początkowej wielkości  $q_0$  do końcowej  $q_K$  do pełnego wypracowania paliwa. Różnica  $q_K - q_0$  jest ciężarem paliwa silnika raketowego.

Siła ciągu  $P$ . Określamy ją wzorem:

$$P = w \cdot \frac{G}{g}$$

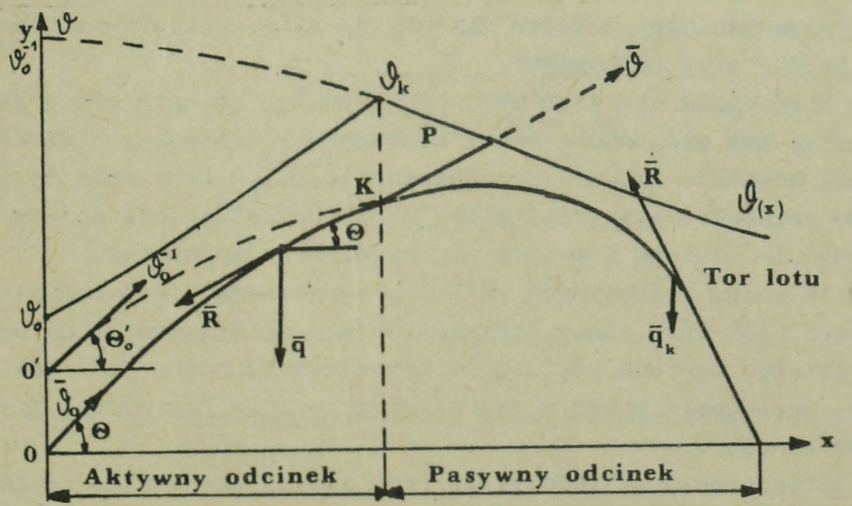
gdzie:  $w$  - prędkość wylotowa gazów z dyszy;

$G$  - sekundowy wagowy rozchód gazów przez dyszę silnika rakiety.

Przyspieszenie określamy ze wzoru:

$$j_p = w \cdot \frac{G}{q}$$

Tak jak ciężar rakiety się zmienia, zmienia się również przyspieszenie  $j_p$ , osiągając wartość maksymalną przy  $q = q_K$ .



Rys. 39. Siły działające na niekierowany pocisk raketowy, tor lotu oraz prędkość

Siła oporu powietrza - tak jak podczas lotu pocisku artyleryjskiego, powoduje przyspieszenie siły oporu powietrza  $j_R$ . Wielkość przyspieszenia siły oporu powietrza możemy określić ze znanego wzoru mnożąc licznik i mianownik przez  $q_K$

$$j_R = \frac{1}{q_K} \cdot \Delta \cdot \frac{q_K}{q} \cdot F / \dot{V}$$

gdzie:  $q$  - bieżący ciężar rakiety.

Wyrażenie  $\frac{q_K}{q}$  - wielkość zmienna, zależna od czasu lotu rakiety. Dopóki pracuje silnik wyrażenie to zwiększa się osiągając wartość jedności po zakończeniu pracy silnika. Działanie na raketę wyżej wymienionych sił określa charakter jej toru lotu /rys. 39/.

Odcinek toru lotu, na którym pracuje silnik i działa siła ciągu nazywamy aktywnym, a odcinek na którym silnik nie pracuje nazywamy pasywnym.

Na aktywnym odcinku toru lotu, szczególnie w początkowym okresie siła ciągu  $P$  i przyspieszenie  $j_P$  wiele razy przewyższa siłę oporu powietrza  $R$  i przyspieszenie siły oporu  $j_R$ . Dlatego prędkość rakiety na tym odcinku rośnie od początkowej  $\dot{V}_0$  do maksymalnej  $\dot{V}_K$  w końcu odcinka aktywnego.

## 6.2. Ruch kierowanych pocisków raketowych

Ruch kierowanych pocisków raketowych różni się od ruchu niekierowanych pocisków raketowych pewnymi właściwościami, uwarunkowanymi obecnością organów sterowania i działaniem siły kierowania.

Tor lotu kierowanych pocisków raketowych składa się również z części aktywnej i pasywnej. I tutaj działają takie same siły jak: siła ciągu  $P$  /na aktywnym odcinku/, ciężar rakiety  $q$ , siła oporu powietrza  $R$  i dochodząca siła  $F$  - siła kierowania.

Siła kierowania nie jest wielkością stałą, zmienia się w procesie lotu rakiety, tak wielkością jak i kierunkiem działania. W rezultacie jej działania powstaje zmienne przyspieszenie siły kierowania " $j_F$ ".

Prawa rządzące zmianą tej siły, jak i przyspieszenia zależą od sposobu kierowania raketą i metody naprowadzania jej na cel.

Badania ruchu kierowanych rakiet przeprowadza się w przestrzeni trójwymiarowej, jednakże ażeby otrzymać dane o działaniu sił na środek ciężkości rakiety, ograniczymy się do rozpatrzenia ruchu /tak jak z niekierowanymi raketami/ tylko w jednej płaszczyźnie /zazwyczaj kierowanie w jednym kanale/.

Dla uproszczenia zakładamy, że ruch odbywa się w płaszczyźnie  $XOy$  i że prędkość postępową  $\dot{V}$  i siły  $\bar{R}$  i  $\bar{P}$  skierowane są po stycznej do toru

lotu rakiety, a siła kierowana  $F$  - pod niewielkim kątem  $\xi$  do stycznej.

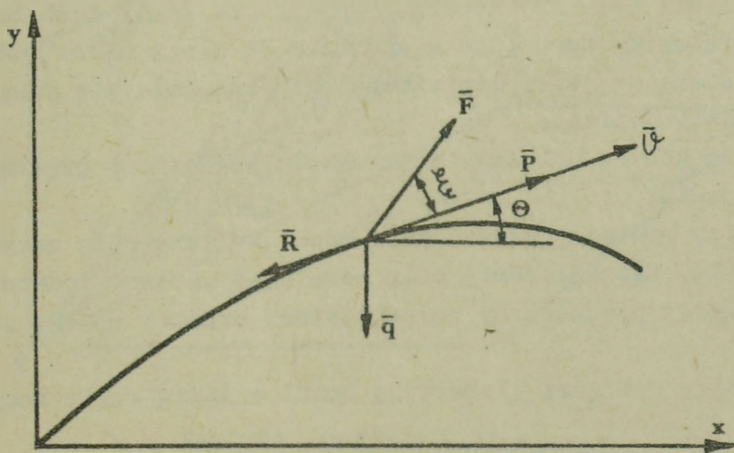
Pod względem działania siły kierowania, tor lotu kierowanego pocisku raketowego dzieli się na odcinki:

- autonomiczny odcinek lotu, na którym siła kierowania nie działa i  $j_F = 0$ ;

- kierowany odcinek lotu, na którym siła kierowania może przyjmować różne wielkości /w tym i  $F = 0$ / w zależności od dokładności lotu rakiety po torze naprowadzenia na cel /rys. 40/.

Autonomiczny lot rakiety rozpoczyna się zwykle na aktywnym torze lotu, dlatego, ażeby rakietą z początku lotu zajęła stałe położenie, przy którym zabezpiecza się możliwość kierowania nią.

Kierowany lot rakiety zaczyna się na aktywnym torze lotu i przedłuża się na część pasywną do spotkania z celem lub zakończenia pracy systemów kierowania.



Rys. 40. Schemat sił działających na kierowany pocisk raketowy

Tor lotu kierowanych rakiet zależy od metody naprowadzania na cel i sposobów kierowania nią.

## ROZDZIAŁ II

### ELEMENTY TORU LOTU POCISKU RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO

#### 1. Charakterystyka podstawowych elementów toru lotu

Ażeby nastąpiło spotkanie pocisku z celem, należy tak skierować broń, by tor lotu pocisku przeciął się z celem. Osiąga się to w rezultacie celowania, opartego na znajomości charakterystyk toru lotu pocisku, jego położenia w przestrzeni w zależności od warunków strzelania.

Elementy toru lotu pocisku artyleryjskiego odpowiadają elementom toru lotu rakiety niekierowanej.

W rozdziale I p. 2 omawiane są tory lotu pocisków i przedstawione takie wielkości jak: odległość horyzontalna  $X_c$ , wysokość toru lotu pocisku  $Y_s$ , przniżenie  $S$ , prędkość i czas lotu pocisku; są to wszystkie parametry ruchu pocisku i są elementami kinetycznymi toru lotu.

Geometryczne elementy przedstawione są na rys. 41 i do nich należą:

- płaszczyzna horyzontalna, przechodząca przez punkt wylotu pocisku  $O$ , nazywa się płaszczyzną broni;

- płaszczyznę pionową, przechodzącą przez linię rzutu nazywamy płaszczyzną strzelania, albo płaszczyzną rzutu;

- linia  $OC$ , łączy punkt wylotu pocisku  $O$  z punktem spotkania z celem  $C$  i nazywa się linią celu. Na linii tej mierzy się odległość strzelania  $D$ , dlatego też linię celu możemy nazwać linią odległości strzelania;

- odległość linii celu do dowolnego punktu na linii toru lotu "y" nazywamy przewyższeniem toru lotu w stosunku do linii celu. Może mieć ona wartość dodatnią - jeśli linia toru lotu znajduje się powyżej linii celu i ujemną jeśli poniżej;

- linia  $OA$ , na której położony jest wektor początkowy prędkości  $V_0$ , nazywamy linią rzutu;

- kąt  $\varepsilon$  zawarty pomiędzy płaszczyzną broni a linią celu nazywamy kątem położenia celu. Kąt położenia celu może mieć wartość dodatnią, jeśli znajduje się powyżej płaszczyzny horyzontalnej broni i ujemną jeśli poniżej;

- kąt  $\theta_0$  zawarty pomiędzy płaszczyzną broni a linią rzutu nazywamy kątem rzutu;

- kąt  $\alpha$  zawarty pomiędzy linią celu a linią rzutu nazywamy kątem celowania

$$\alpha = \theta_0 - \varepsilon$$

Kąt celowania  $\alpha$  - zawsze ma wartość dodatnią. Kąt celowania ma ważne znaczenie podczas strzelania, pokazuje na jaką wartość należy broń podnieść - na wielkość przeniżenia  $S$ . W ten sposób kompensuje się przeniżenie pocisku za czas jego lotu do celu.

Trójkąt  $OAC$ , bokami którego są: linia rzutu, linia położenia celu i odcinek pionowy, równy przeniżeniu - nazywamy trójkątem balistycznym /rys. 41/.

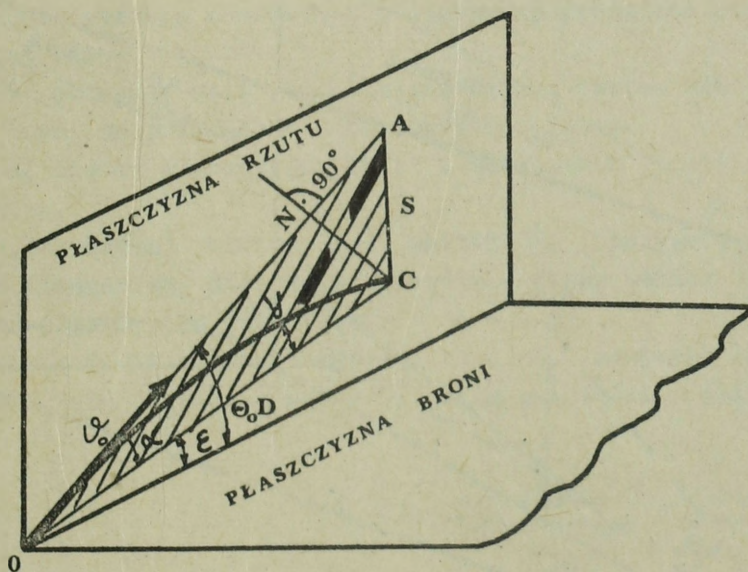
Elementy trójkąta balistycznego związane są ze sobą zależnościami, które widać na rysunku 41.

Odcinek  $CN$  - linia prostopadła do linii  $OA$  i

$$\sin \alpha = \frac{CN}{D}$$

Kąt celowania  $\alpha$  podczas strzelania w powietrzu ma wartość niedużą i dlatego możemy dokonać pewnych przybliżonych uproszczeń:

$$CN = S \cdot \cos \varepsilon$$



Rys. 41. Trójkąt balistyczny

$$\sin \alpha \approx \alpha$$

$$\alpha = \frac{S}{D} \cdot \cos \varepsilon$$

Wszystkie wymienione powyżej elementy trójkąta balistycznego rozpatrywane są dla strzelania z broni nieruchomej.

Przy strzelaniu z samolotu warunki wylotu i elementy toru lotu pocisku są inne, nazywamy je względnymi.

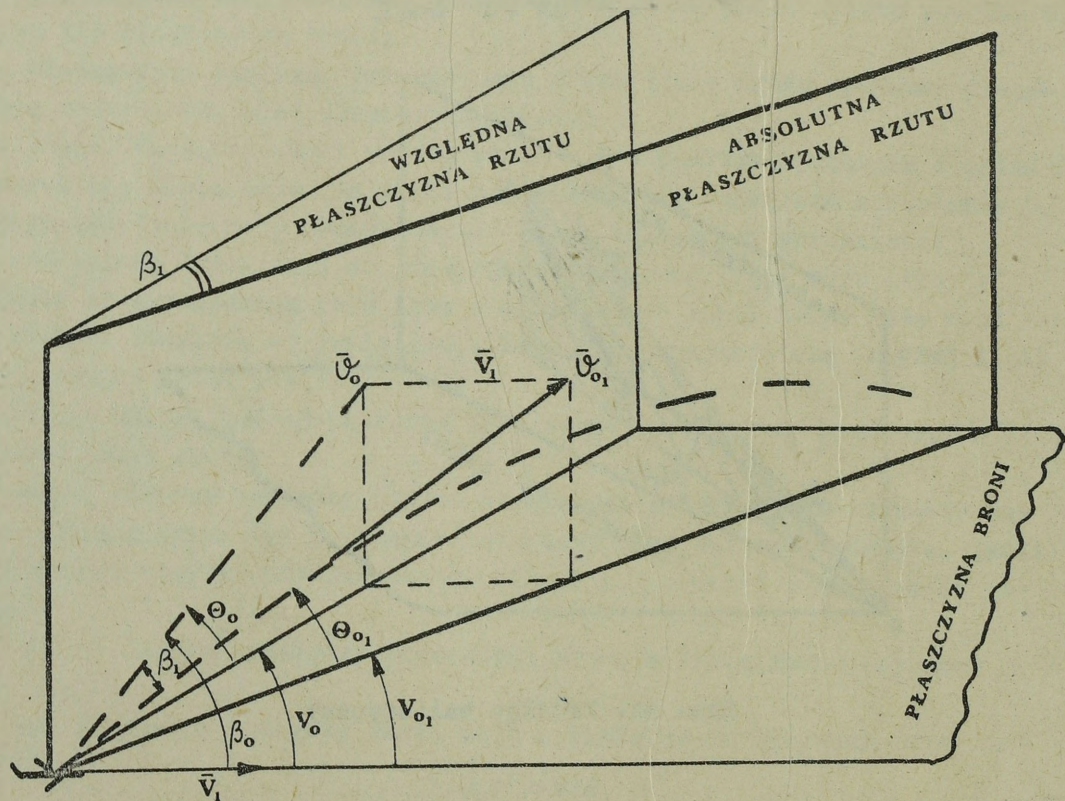
## 2. Warunki toru lotu pocisku podczas strzelania z broni zamocowanej na statku powietrznym

Podczas strzelania z broni zamocowanej na samolocie, kierunek strzelania i wektor prędkości początkowej pocisku  $\vec{V}_0$  nie zawsze są zgodne z kierunkiem wektora prędkości samolotu  $\vec{V}_1$ .

Przyczyną tego może być przemieszczenie broni w procesie celowania /w przypadku stanowisk ruchomych broni/, a także kątów ataku lub ślizgu podczas lotu samolotu.

Na rysunku 42 pokazane są warunki lotu pocisku podczas strzelania z broni zamocowanej na stanowisku ruchomym.

Względna płaszczyzna rzutu położona jest pomiędzy osią samolotu /wek-



Rys. 42. Warunki toru lotu pocisku podczas strzelania z ruchomego stanowiska

torem prędkości samolotu  $V_1$  a rzutem wektora  $\vec{v}_0$  na płaszczyznę broni. Kąt zawarty pomiędzy wektorem  $\vec{v}_1$  a względną płaszczyznę rzutu nazywamy względnym burtowym kątem  $\gamma_0$ .

Kąt  $\beta_0$  pomiędzy wektorem prędkości samolotu  $\vec{v}_1$  a wektorem początkowej prędkości pocisku  $\vec{v}_0$  - nazywamy względnym nachylonym burtowym kątem broni.

W rezultacie dodania prędkości  $\vec{v}_0$  i  $\vec{v}_1$  pocisk przy wystrzale z samolotu otrzymuje prędkość sumaryczną  $\vec{v}_{01}$ , którą nazywamy absolutną początkową prędkości pocisku. Wielkość tej prędkości możemy określić z trójkąta, a prędkości utworzonego z wektorów  $\vec{v}_0$ ,  $\vec{v}_1$ ,  $\vec{v}_{01}$  z twierdzenia cosinusów.

$$v_{01} = \sqrt{v_0^2 - 2 v_0 v_1 \cdot \cos \beta_0 + v_1^2}$$

Gdy  $\beta_0 = 0^\circ$  /strzelanie do przodu/ lub  $\beta_0 = 180^\circ$  /strzelanie do tyłu/ to:

$$v_{01} = v_0 \pm v_1$$

Położenie wektora absolutnej początkowej prędkości pocisku  $\vec{v}_{01}$  określone jest kątami  $\gamma_{01}$  i  $\theta_{01}$ .

Kąt  $\gamma_{01}$  pomiędzy osią podłużną samolotu a rzutem wektora  $\vec{v}_{01}$  na płaszczyźnie broni nazywamy absolutnym burtowym kątem.

Kąt  $\theta_{01}$  między płaszczyzną broni i wektorem  $\vec{v}_{01}$  nazywamy absolutnym kątem rzutu.

Linie, na której położony jest wektor  $\vec{v}_{01}$ , nazywamy absolutną linią rzutu, a płaszczyznę pionową przechodzącą przez wektor  $\vec{v}_{01}$ , nazywamy absolutną płaszczyzną rzutu.

Kąt  $\beta_1$  zawarty między wektorami  $\vec{v}_0$  i  $\vec{v}_{01}$  nazywamy kątem względnym.

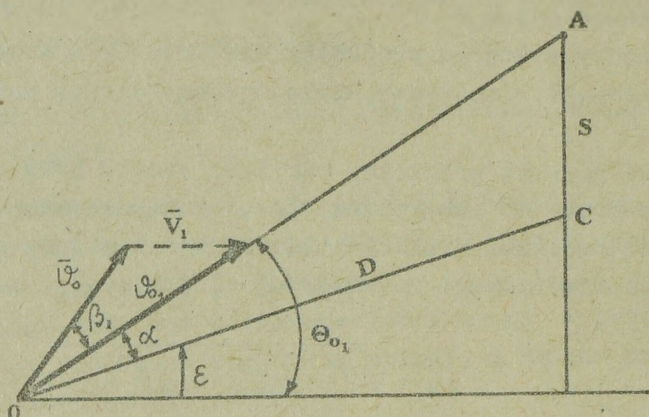
Wartość kąta  $\beta_1$  określamy z trójkąta prędkości z twierdzenia sinusów:

$$\frac{\sin \beta_1}{v_1} = \frac{\sin /180 - \beta_0/}{v_{01}} = \frac{\sin \beta_0}{v_0}$$

skąd:

$$\sin \beta_1 = \frac{v_1}{v_{01}} \cdot \sin \beta_0$$

Względny kąt  $\beta_1$  występuje często podczas strzelania z broni zamocowanej na stanowiskach nieruchomych w podłużnej osi samolotu /rys. 43/.



Rys. 43. Elementy toru lotu pocisku podczas strzelania z samolotu

Strzelanie z samolotu może przebiegać przy różnych prędkościach i wysokościach lotu, pod różnymi kątami. Warunki te mają ogromny wpływ na celność i skuteczność strzelania.

### 3. Wpływ warunków strzelania na tor lotu pocisku

#### 3.1. Wpływ prędkości lotu i wysokości

Zmiana wielkości prędkości samolotu strzelającego  $V_1$  ma wpływ na wielkość absolutnej początkowej prędkości pocisku, co wiąże się ze zmianą toru lotu pocisku.

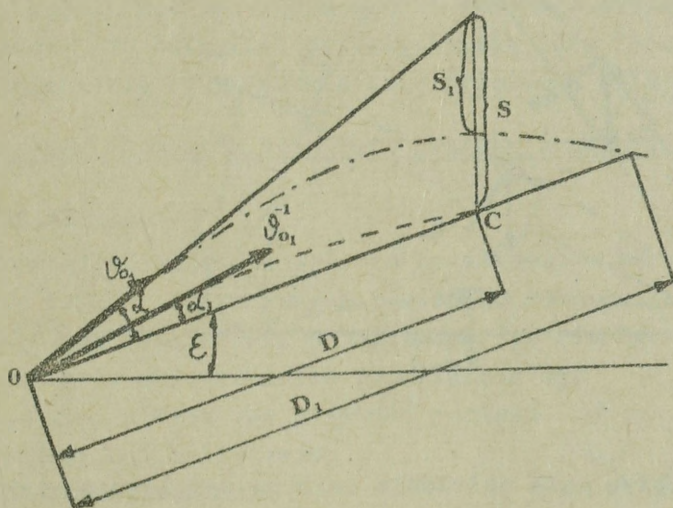
Tak, przy zwiększeniu prędkości  $V_0$ , skraca się czas lotu pocisku przy danej odległości strzelania  $D$ . W związku z tym zmniejsza się przemieszczenie toru lotu pocisku na odległość  $D$  z wielkości  $S$  do wielkości  $S_1$ . Tor lotu staje się płaski i przecina się z linią celu na odległości  $D_1$  /rys. 44/, która jest większa od odległości  $D$ . Przy zmniejszeniu prędkości jest na odwrót, krzywizna toru lotu zwiększa się, a odległości przecięcia się jej z linią celu zmniejsza się.

Analogiczny wpływ na tor lotu pocisku ma wysokość lotu podczas strzelania. Podczas zmiany wysokości, tak jak i przy zmianie prędkości  $V_0$ , zmienia się czas lotu pocisku na danej odległości i krzywizna toru lotu pocisku zmienia się.

Odległości przecięcia się toru lotu z linią celu przy różnych prędkościach i wysokościach lotu będą stałe, jeśli odpowiednio będziemy zmie-

niać kąt celowania  $\alpha$ . Widać to ze wzoru:

$$D = \frac{S}{\alpha} \cdot \cos \varepsilon$$



Rys. 44. Wpływ zmiany wysokości i prędkości lotu samolotu na tor lotu pocisku

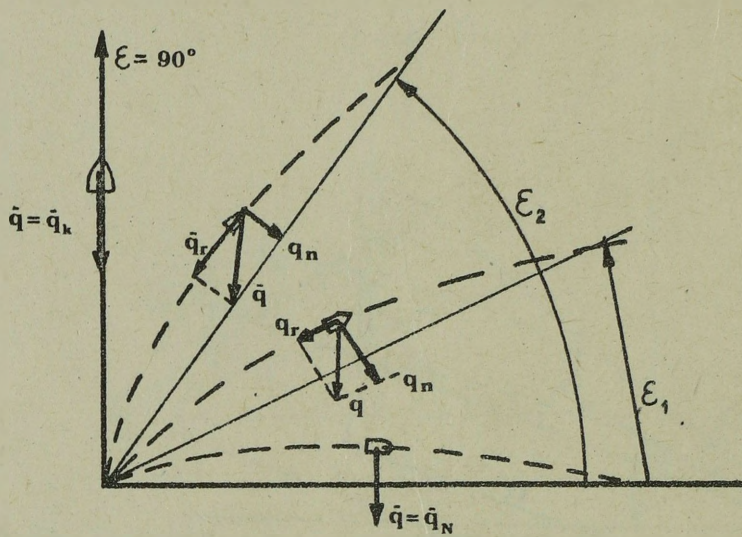
Np., ażeby zachować stałą odległość strzelania  $D$  podczas zwiększania wysokości i prędkości lotu przy zmniejszeniu przniżenia z  $S$  do  $S_1$ , należy zmniejszyć kąt celowania do odpowiedniej wielkości  $\alpha_1$ .

### 3.2. Wpływ kąta położenia celu na tor lotu pocisku

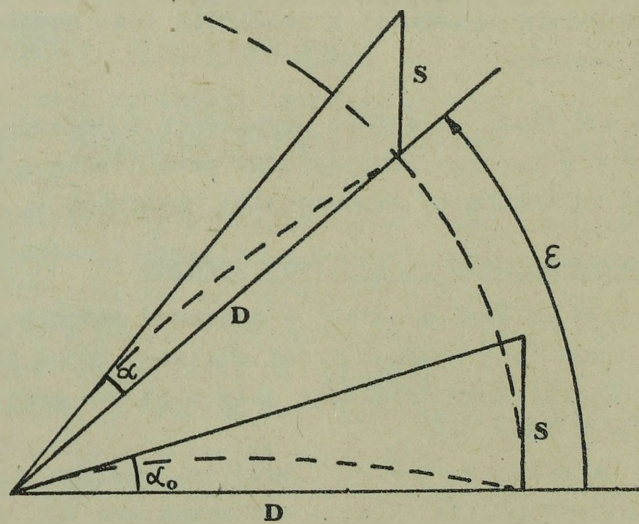
Podczas zmiany kąta położenia celu  $\varepsilon$  w znacznym stopniu zmienia się tor lotu pocisku. Można to zrozumieć prześledziwszy różne położenia osi pocisku w stosunku do kierunku działania siły ciężenia przy różnych kątach położenia celu  $\varepsilon$  /rys. 45/.

Rozłóżmy siłę  $\bar{q}$  na składowe: po podłużnej osi pocisku  $q_v$  i prostopadła do niej  $q_N$ ; stwierdzamy, że siła  $q_N$  zakrzywiająca tor lotu będzie mniejsza przy zwiększaniu kąta  $\varepsilon$ . Dlatego też, zachowując stały kąt celowania  $\alpha_1$ , a zwiększając kąt położenia  $\varepsilon$ , bardziej płaski staje się tor lotu i tym większe są odległości przecięcia się go z linią celu.

Zachowanie stałej odległości przecięcia się toru lotu z linią położenia celu przy różnych kątach  $\varepsilon$ , zachowamy drogą odpowiednich zmian kąta celowania  $\alpha$ .



Rys. 45. Wpływ kąta położenia celu na tor lotu pocisku



Rys. 46. Zmiana kąta celowania przy zmianie kąta położenia celu

Widać to wyraźnie na rys. 46. Wyznaczając kąt celowania przy  $\epsilon = 0$   $\alpha_0$  równa się

$$d_0 = \frac{S}{D}$$

przy  $\varepsilon \neq 0$

$$d = d_0 \cdot \cos \varepsilon$$

Stąd, jeżeli kąt celowania będzie zmieniał swoją wartość według wzoru  $d = \frac{S}{D} \cdot \cos \varepsilon$  to odległość przecięcia się toru lotu z linią położenia celu nie zmieni się przy zmianie kąta położenia celu  $\varepsilon$ .

#### 4. Obliczanie elementów toru lotu pocisku artyleryjskiego

##### 4.1. Dane wyjściowe

Najprostszymi metodami wyliczenia elementów toru pocisku jest wykorzystanie tablic balistycznych w różnego rodzaju zbiorach tabel.

Wyjściowymi parametrami w tablicach, jak również w obliczeniach ze wzorów podanych w poprzednich rozdziałach są:

- absolutna początkowa prędkość pocisku  $v_0$ ;
- współczynnik balistyczny  $C_H$ ;
- odległość strzelania  $D$ ;
- prędkość strzelającego samolotu  $v_1$ .

Mając te dane oraz odpowiednie tablice łatwo obliczymy najważniejsze elementy toru lotu pocisku, a mianowicie:

- czas lotu pocisku  $t$ ;
- przeniżenie toru lotu  $S$ ;
- kąt celowania  $\alpha$ .

##### 4.2. Obliczanie czasu lotu pocisku

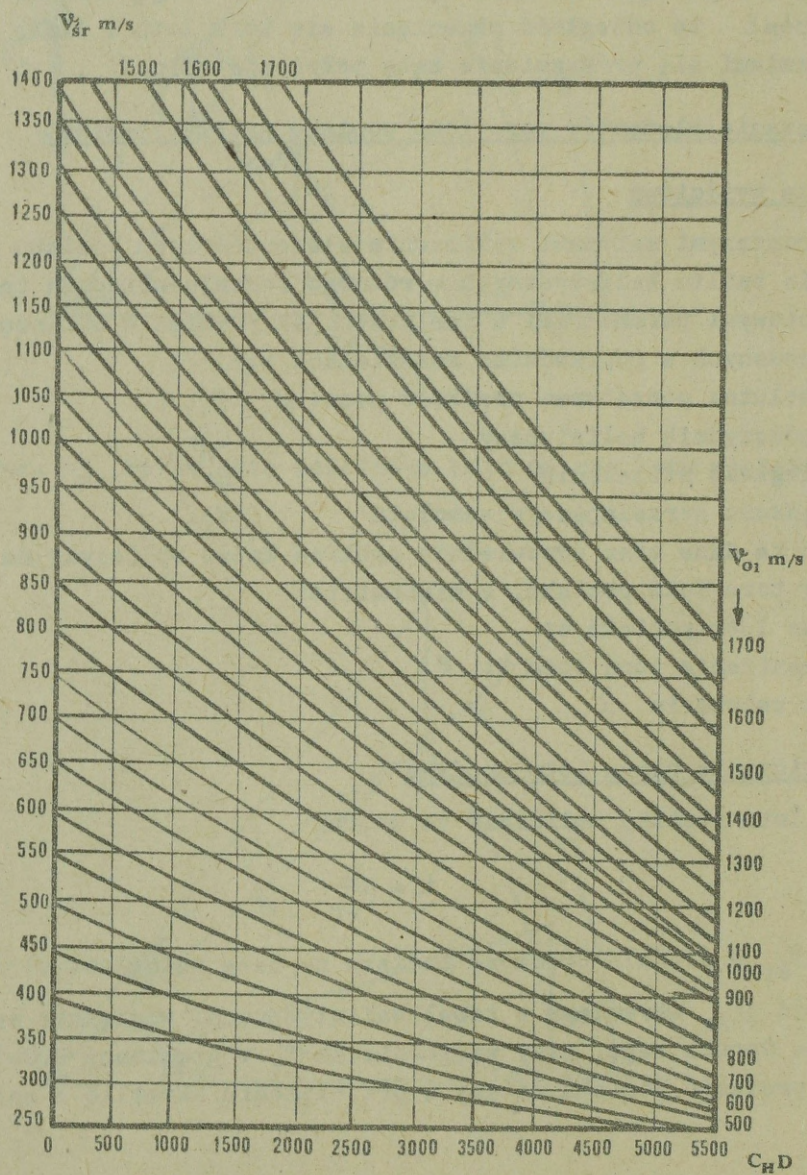
Czas lotu pocisku obliczamy ze wzoru:

$$t = \frac{D}{v_{sr}}$$

gdzie:  $v_{sr}$  - średnia prędkość pocisku na daną odległość strzelania  $D$ .

Wartość  $v_{sr}$  określamy z tabel balistycznych, względnie ze specjalnych grafików. Oprócz tego, przy wartościach  $v_0$ , w granicach 800-1000 m/sek., średnią prędkość pocisku możemy w przybliżeniu określić z następującego wzoru:

$$v_{sr} = v_0 - 0,134 C_H D$$



Rys. 47. Grafik określania średniej prędkości pocisku  $V_{sr}$

#### 4.3. Obliczanie przeniżenia toru lotu pocisku

Przeniżenie toru lotu obliczamy ze wzoru:

$$S = 10^{-5} \cdot k \cdot D^2$$

gdzie:  $k$  - współczynnik balistyczny - funkcja  $C_H$ ,  $D$ ,  $U_0$ ,  
Wartość  $k$  odczytujemy z tabel.

Przeniżenie toru lotu obliczamy również z innego wzoru:

$$S = \frac{gt^2}{2}$$

gdzie:  $g$  - przyciąganie ziemskie -  $9,81 \text{ m/sek}^2$ ;  
 $t$  - czas lotu pocisku w sekundach.

#### 4.4. Obliczanie kąta celowania $\alpha$

Podstawiając do wzoru:

$$\alpha = \frac{S}{D} \cdot \cos \varepsilon ; \quad S = 10^{-5} k \cdot D^2$$

otrzymamy:

$$\alpha = 10^{-5} k \cdot D \cdot \cos \varepsilon$$

Wartość kąta  $\alpha$  wyrażamy w radianach. Jednak ze względu na małe wartości kąta celowania, określać będziemy je w tysięcznych.

Jak wiemy, jeden radian wynosi  $\frac{360}{2\pi} = 57,3^\circ$  czyli  $3440'$ .

Wobec tego  $1^T = 3,44'$ , a  $1^\circ = 17,5^T$ . Wyrażając kąt celowania w tysięcznych obliczamy:

$$\alpha^T = 10^{-2} k \cdot D \cdot \cos \varepsilon$$

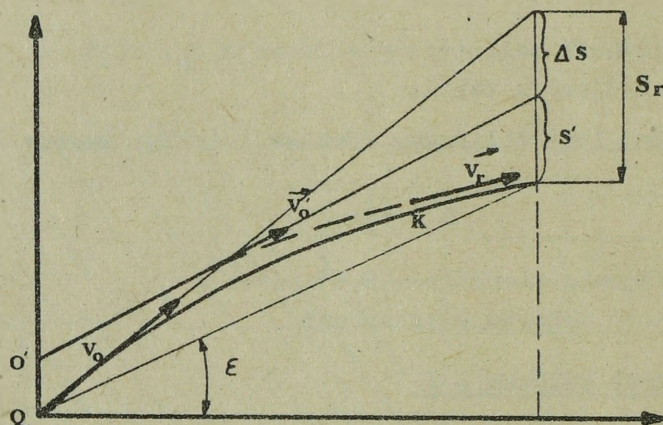
Wynik - otrzymany w tysięcznych można przeliczyć na jednostki w minutach mnożąc przez 3.44.

#### 5. Obliczanie elementów toru lotu niekierowanego pocisku raketowego

##### 5.1. Zasady obliczeń

Jak wiemy z poprzednich rozważań, o prawach ruchu niekierowanych pocisków raketowych, na pasywnym odcinku toru lotu stosujemy prawa takie jak przy rozwiązywaniu zadań toru pocisku artyleryjskiego. Wiemy również, że pasywny odcinek toru lotu stanowi większą część toru lotu niekierowanego pocisku raketowego.

Podobnie jak dla pocisku artyleryjskiego określamy takie parametry jak:  $U'_0$ ,  $U'_{sr}$ ,  $t'$ ,  $S'$ :



Rys. 48. Przeniesienie toru lotu niekierowanego pocisku raketowego i równoważnego pocisku obliczeniowego

Wielkość  $U'_0$  nazywamy obliczeniową względną początkową prędkością pocisku raketowego.

Wielkość  $U'_0$  nazywamy obliczeniową absolutną prędkością pocisku raketowego.

Za pomocą tablic, wykresów, grafików, możemy tak samo jak dla pocisku artyleryjskiego mając  $U'_0$  i  $C_H D$  określić  $U'_{sr}$  i  $k'$  dla równoważnego obliczeniowego pocisku, a zatem określamy parametry niekierowanego pocisku raketowego.

Do obliczeń będziemy stosować te same wzory, co dla pocisku artyleryjskiego.

### 5.2. Określenie czasu lotu niekierowanego pocisku raketowego i prędkości średniej

Różnica pomiędzy prędkościami pocisku raketowego i równoważnego obliczeniowego pocisku na części toru lotu od punktu wylotu do punktu k jest taka, że ogólny czas lotu rakiety  $t_r$  na odległość D jest większy niż czas lotu równoważnego obliczeniowego pocisku  $t'$  na tę samą odległość.

Różnicę tę - to znaczy pomiędzy  $t_r$  i  $t'$  oznaczamy  $\delta t$ .

$$t_r = t' + \delta t$$

Wartość  $\delta t$  określamy z tabel, a  $t'$  ze wzoru:

$$t' = \frac{D}{V_{sr}}$$

Prędkość średnią niekierowanego pocisku raketowego obliczamy:

$$V_{r/sr} = \frac{D}{t_r};$$

natomiast  $V_{sr}'$  odczytujemy z tabel lub grafików opracowanych w zależności od  $C_H$ ,  $D$  i  $V_0'$ .

### 5.3. Określenie kąta celowania i przeniżenia toru lotu niekierowanego pocisku raketowego

Z rysunku 48 widać, że  $S_r$  określamy:

$$S_r = S' + \Delta S$$

Podstawiając do odpowiedniego wzoru wartość  $S_r$  na miejsce  $S$  otrzymamy kąt celowania dla niekierowanego pocisku raketowego.

$$\alpha_r = \left/ \frac{S'}{D} + \frac{\Delta S}{D} \right/ \cos \varepsilon$$

Wyrażenie  $\frac{S'}{D}$  jest wartością równą kątowi celowania obliczeniowego równoważnego pocisku artyleryjskiego przy wartości  $\varepsilon = 0$ , czyli

$$\alpha_0' = \frac{S'}{D}$$

przedstawiając wyrażenie w tysięcznych przyjmie ono postać:

$$\frac{S'}{D} = \alpha_0' = 10^{-2} \cdot k' \cdot D$$

gdzie:  $k'$  jest funkcją  $V_0'$ ,  $C_H$ ,  $D$ , określane z tabel lub wykresów.

Wyrażenie  $\frac{\Delta S}{S}$  jest różnicą pomiędzy kątami celowania rakety i obliczeniowego równoważnego pocisku przy wartości  $\varepsilon = 0$ , czyli

$$\delta \alpha_0 = \frac{\Delta S}{D}$$

Ostateczny wzór na kąt celowania dla niekierowanego pocisku raketowego przyjmie postać:

$$\alpha_r^T = /10^{-2} \cdot k' \cdot D + \delta \alpha_0^T / \cdot \cos \varepsilon$$

gdzie: wartość  $\delta \alpha_0^T$  i  $\delta t$  określamy z tabel.

Obniżenie toru pocisku obliczamy z takiego samego wzoru jak dla pocisku artyleryjskiego; określamy  $S'$  i  $\Delta S$ , gdzie:

$$S' = 10^{-5} \cdot k' \cdot D^2$$

Podstawiając do wzoru  $S_r = S' + \Delta S$  otrzymamy

$$S_r = 10^{-3} \cdot D / 10^{-2} \cdot k' \cdot D + \delta \alpha_0^T / \quad /w m/$$

Jest to ostateczny wzór na obliczenie toru lotu niekierowanego pocisku raketowego, stosunkowo prosty i nieskomplikowany w stosowaniu.

#### 6. Graficzna budowa toru lotu kierowanego pocisku raketowego

Zadanie określenia elementów toru lotu kierowanego pocisku raketowego, możemy wykonać z dostateczną dokładnością dla celów praktycznych wykreślając graficznie tor lotu.

Danymi wyjściowymi dla tego zadania są:

- prawo zmiany prędkości rakiety w czasie  $v_r / t /$  z tablic lub wykresów/;
- prędkość strzelającego samolotu  $V_1$  i prędkość celu  $V_c$ ;
- tor lotu celu i jego współrzędne względem samolotu strzelającego w momencie odpalenia rakiety w postaci odległości  $D_0$  i kąta kursowego celu  $q_0$ ;
- tor lotu strzelającego samolotu w procesie naprowadzania /dla rakiet zdalnie kierowanych/.

#### 6.1. Wykreślenie toru lotu kierowanego pocisku raketowego metoda równoległego zbliżania

Chcąc określić tor lotu pocisku raketowego metodą równoległego zbliżania, wychodzimy z założenia, że linia rakiet-cel pozostaje na początku równoległa do toru lotu celu.

W procesie wykreślenia toru lotu musimy przestrzegać następujących zasad:

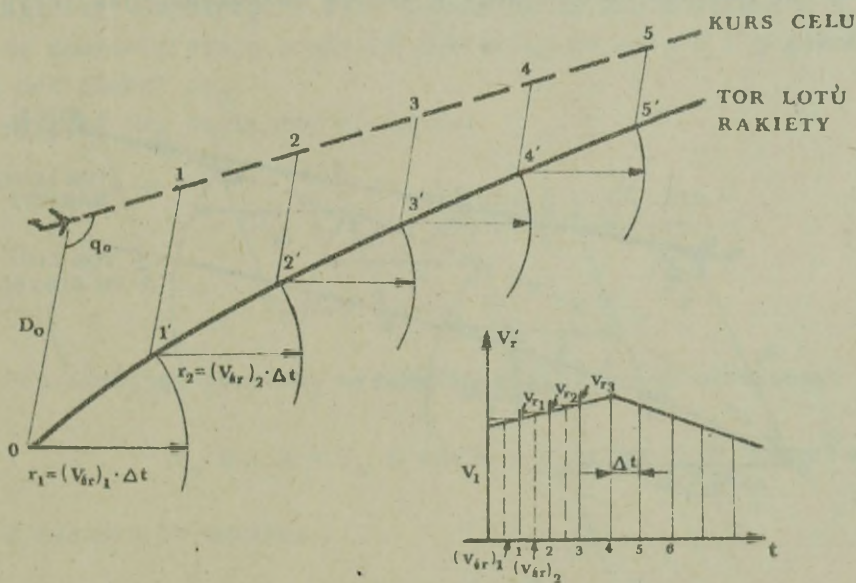
1. w odpowiedniej skali do współrzędnych  $D_0$  i  $q_0$  rysujemy schemat wzajemnego położenia samolotu strzelającego i celu w momencie odpalenia pocisku;
  2. przyjmujemy przerwy czasowe  $\Delta t$  /im mniejsze  $\Delta t$ , tym rysunek dokładniejszy/, na linii kursu celu odkładamy odcinki drogi  $\Delta S_c = V_c \cdot \Delta t$ , za czas lotu celu  $\Delta t$ .<sup>2/</sup> Odcinki te oznaczamy 1, 2, 3 itd.;
  3. z punktów 1, 2, 3 itd. prowadzimy linie proste równoległe do linii -----
- 2/ Przyjmujemy, że  $V_c = \text{const}$  i  $V_1 = \text{const}$ .

$D_0$  wyprowadzonej z punktu  $O$  do celu w momencie odpalania pocisku;

4. z tablic, względnie z wykresów określamy średnią prędkość rakiety dla każdego wykreślonego odcinka. Na przykład - na pierwszym odcinku  $\langle \dot{V}_{sr} \rangle_1 = \frac{V_1 + \dot{V}_r}{2}$ , na drugim  $\langle \dot{V}_{sr} \rangle_2 = \frac{\dot{V}_r + \dot{V}_r}{2}$  itd. /  $\dot{V}_r$  i  $\dot{V}_2$  - prędkości rakiety na końcu pierwszego i drugiego odcinka/;

5. z punktu  $O$  promieniem  $r_1 = \langle \dot{V}_{sr} \rangle_1 \cdot \Delta t$ , wykreślamy łuk z punktu 1, prowadzimy równoległą do  $D_0$  i przecięcie się jej z łukiem o promieniu  $r_1$  da nam punkt  $1'$ . Następnie z punktu  $1'$  promieniem  $r_2 = \langle \dot{V}_{sr} \rangle_2 \cdot \Delta t$  wykreślamy identycznie łuk i przeprowadzamy równoległą z punktu 2 i otrzymamy  $2'$  i tak dalej. Otrzymamy kilka punktów  $1', 2', 3' \dots n'$ ;

6. Otrzymane punkty łączymy linią, która będzie torem lotu pocisku rakietowego /rys. 49/.



Rys. 49. Budowa toru lotu pocisku rakietowego samonaprowadzającego podczas zastosowania metody zbliżenia równoległego

### 6.2. Wykreślenie toru lotu kierowanego pocisku rakietowego naprowadzanego w wiązce radiolokacyjnej

Kolejność budowy toru lotu pocisku rakietowego naprowadzanego w wiązce radiolokacyjnej jest następująca:

1. w odpowiedniej skali do współrzędnych  $D_0$  i  $q_0$  rysujemy schemat wzajemnego położenia samolotu strzelającego i celu w momencie odpalenia pocisku raketowego;

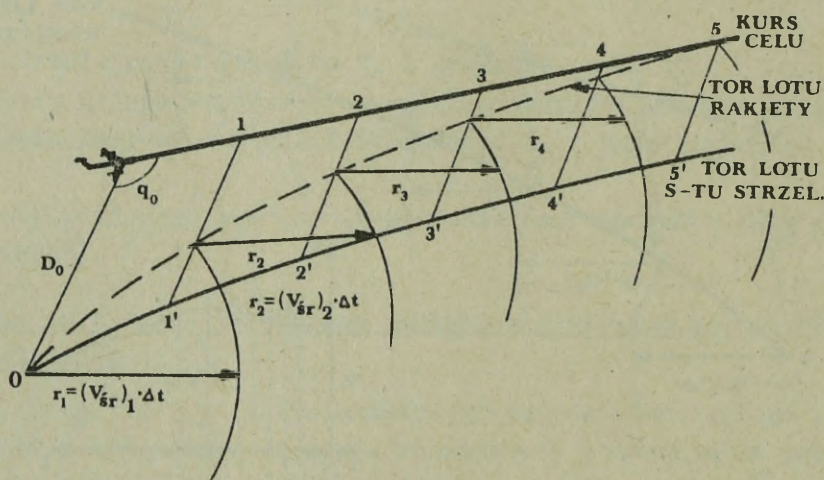
2. określamy odcinki czasowe  $\Delta t$  i na linii kursu celu odkładamy odcinki drogi  $\Delta S_c = v_c \cdot \Delta t$ . Końce odcinków oznaczamy cyframi /1, 2, 3, ... n/;

3. z punktu 0 rysujemy tor lotu samolotu strzelającego, na niej odkładamy odcinki drogi  $\Delta S_1 = v_1 \cdot \Delta t$  za czas jego lotu  $\Delta t$ ;

4. poszczególne punkty będące końcem odcinków  $\Delta S_1$  łączymy z punktami na linii lotu celu z punktem 1, 2, 3 ... n liniami równoległymi;

5. z tabel lub wykresów odczytujemy  $U_{sr}$  rakiety, dla każdego odcinka;

6. promieniem  $r_1 = U_{sr1} \cdot \Delta t$  z punktu 0 rysujemy łuk, przecięcie którego z linią łączącą punkty 1, 1' da nam punkt. Następnie z punktem 1', 2' promieniami  $r_2, r_3 \dots r_n$ , analogicznie rysujemy łuki i otrzymujemy odpowiednie punkty, które łączymy krzywą. Krzywa ta jest torem lotu kierowanego pocisku raketowego w wiązce radiolokacyjnej /rys. 50/.



Rys. 50. Budowa toru lotu pocisku raketowego naprowadzanego w wiązce radiolokacyjnej

Tak więc rysując graficznie tor lotu pocisku raketowego możemy określić elementy, charakteryzujące lot kierowanego pocisku raketowego.

Drogą bezpośrednich pomiarów możemy określić czas lotu rakiety, odległość, kąt przechwycenia między linią lotu celu a styczną do toru lotu pocisku raketowego w punkcie spotkania.

Znając czas lotu z tablic, względnie wykresów określamy prędkość rakiety na dowolnym odcinku toru lotu.

Analizując tor lotu kierowanego pocisku rakietowego możemy również określić przeciążenie, powstające podczas tego lotu. Będzie to przeciążenie kinematyczne, od którego będzie zależał lot rakiety na torze naprowadzania.

Przeciążenie kinematyczne oznaczamy  $n_k$  i obliczamy ze wzoru:

$$n_k = \frac{j_n}{g}$$

gdzie:  $j_n$  - przyspieszenie;

$g$  - przyciąganie ziemskie - 9,81 m/sek<sup>2</sup>.

Chcąc określić  $n_k$ , zakładamy że rakietą znajduje się w punkcie O, a jej wektor prędkości skierowany jest pod kątem  $\psi$  w stosunku do linii odległości. Współrzędne celu określone są wielkościami D i q, a ruch rakiety charakteryzuje prędkość zbliżania do celu  $\dot{D}$  i prędkość kątowna linii odległości  $\omega_D$ .

Wartość  $\omega_D$  obliczamy ze wzoru:

$$\omega_D = \dot{\varphi}_D = \frac{V_c \cdot \sin q - \dot{\varphi}_r \cdot \sin \psi}{D}$$

czyli

$$V_c \cdot \sin q - \dot{\varphi}_r \cdot \sin \psi = \omega_D \cdot D$$

Różniczkując powyższe wyrażenie według czasu otrzymamy:

$$\dot{V}_c \sin q + V_c \cdot \dot{q} \cos q - \dot{\dot{\varphi}}_r \sin \psi - \dot{\varphi}_r \dot{\psi} \cos \psi = \dot{\omega}_D \cdot D + \omega_D \cdot \dot{D}$$

Z rysunku 51 wynika:

$$q = 180 - \varphi_D + \varphi_C$$

$$\varphi = \varphi_s - \varphi_r$$

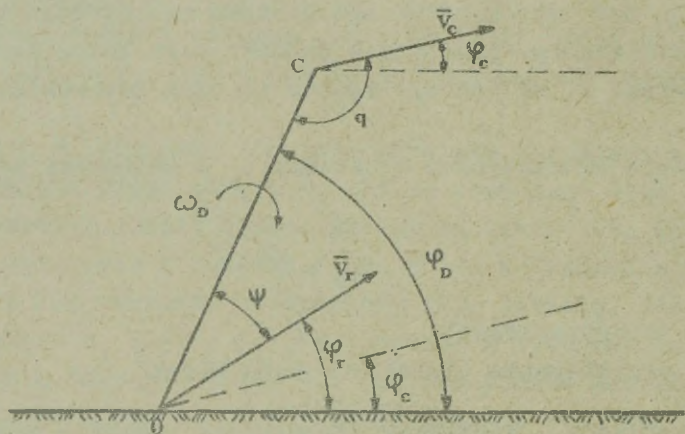
skąd

$$\dot{q} = \omega_C - \omega_D$$

$$\dot{\psi} = \omega_s - \omega_r$$

gdzie:  $\omega_C$  - prędkość kątowna wektora  $V_c$

$\omega_r$  - prędkość kątowna wektora  $\dot{\varphi}_r$



Rys. 51. Schemat współrzędnych rakiety i celu

Podstawiając wartość  $q$  i  $\psi$  do wzoru powyżej i wiedząc, że  $j_N = \omega_r \cdot \vartheta_r$ , a  $j_{Nc} = \omega_c \cdot v_c$  otrzymamy wzór:

$$j_N = \dot{v}_c \frac{\sin q}{\cos \psi} - j_{Nc} \frac{\cos q}{\cos \psi} - \vartheta_r \operatorname{tg} \psi - \frac{1}{\cos \psi} [\dot{\omega}_D \cdot D + 2 \omega_D \cdot \dot{D}]$$

Podstawiając do wzoru na  $n_k$  otrzymamy:

$$n_k = \dot{v}_c \frac{\sin q}{\cos \psi} - n_c \frac{\cos q}{\cos \psi} - \vartheta_r \frac{\operatorname{tg} \psi}{g} - \frac{1}{g \cos \psi} [\dot{\omega}_D \cdot D + 2 \omega_D \cdot \dot{D}]$$

gdzie:

$$n_c = \frac{j_{Nc}}{g}$$

Ze wzoru widać, że pierwsze i drugie wyrażenie zależy od manewru celu według prędkości i kierunku, trzecie wyrażenie zależy od zmian prędkości rakiety pod wpływem przyspieszeń osiowych. Im mniejsze przeciążenie, wywołane przyspieszeniem osiowym rakiety, tym większa część rozporządzalnego przeciążenia zostaje przeznaczona na skompensowanie manewru celu podczas bojowego zastosowania rakiet. Dlatego na aktywnym torze lotu, gdzie osiowe przyspieszenie  $\vartheta_r$  jest duże, działa automatyka rakiety. Ze wzoru widać, że zmniejszenie wielkości trzeciego członu jest możliwe, zmniejszając kąt  $\psi$ . Może to być wykonane wyborem kierunku ataku.

Czwarte wyrażenie ze wzoru zależy od metody naprowadzania rakiety na

cel. Jeśli we wzorze przyjmiemy  $\omega_D = 0$ , to wzór przyjmie postać dla metody równoległego zbliżania:

$$n_k = \dot{V}_c \frac{\sin \alpha}{g \cos \psi} - n_c \frac{\cos \alpha}{\cos \psi} - \dot{\psi}_r \frac{\operatorname{tg} \psi}{g}$$

Dla celu niemanewrującego pierwsze dwa człony będą miały wartość 0 i wzór przyjmie postać:

$$n_k = - \dot{\psi}_r \frac{\operatorname{tg} \psi}{g}$$

Przyjmując  $\psi = 0$ , możemy wyprowadzić wzór na  $n_k$  podczas naprowadzania na krzywej pogoni.

Tak więc przy  $\psi = 0$ ,  $\dot{\omega}_r = \dot{\omega}_D$ , podstawiając do wzoru  $j_N = \dot{\omega}_r \cdot \dot{\psi}_r$  na miejsce  $\dot{\omega}_r$  wartość  $\dot{\omega}_D$  otrzymamy:

$$n_k = \frac{\dot{\psi}_r \cdot V_c}{g \cdot D} \cdot \sin \alpha$$

Wartość czynników wchodzących w skład wzoru można określić dla dowolnego punktu toru lotu pocisku podczas budowania go metodą graficzną.

### ROZDZIAŁ III

#### TEORIA CELOWANIA PODCZAS STRZELANIA POWIETRZNEGO

##### 1. Rozwiązanie zadania celowania w strzelaniu powietrznym

###### 1.1. Podstawowe pojęcia podczas rozwiązywania zadania celowania

Na rezultat strzelania powietrznego ma wpływ ogromna ilość czynników. Wiele z nich zależy od praw ruchu celu, strzelającego samolotu, pocisku, od wzajemnego położenia atakującego i atakowanego samolotu w momencie wystrzału /odpalenia/, od fizycznych właściwości atmosfery, w której zachodzi strzelanie.

Wiele zależy od systemów celowniczych, które rozwiązują zadanie celowania, to znaczy określają kąt położenia broni w momencie wystrzału, którego wynikiem będzie spotkanie pocisku z celem.

Kierowanym pociskom raketowym spotkanie pocisku z celem zapewnia również system sterowania /kierowania/. Dlatego też, zadanie celowania roz-

wiązywane za pomocą celownika, sprowadza się do zapewnienia wejścia pocisku raketowego na tor lotu kierowanego.

Położenie broni względem celu określa się sumaryczną poprawką kątową  $\Delta \varepsilon$ , która jest sumą geometryczną składowych poprawek kątowych, uwzględniających ruch celu i pocisku oraz wzajemne położenie osi broni i celownika.

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

Bezwzględny układ współrzędnych stosuje się przeważnie podczas posługiwania się celownikami zwykłymi, a także podczas strzelania ze stanowisk nieruchomych.

Względny układ współrzędnych stosuje się podczas strzelania ze stanowisk ruchomych z wykorzystaniem celowników półautomatycznych i automatycznych.

W którymkolwiek by układzie zadanie celowania było rozwiązywane, sumaryczna poprawka kątowa  $\Delta \varepsilon$  będzie taka sama.

Różnica polega tylko na charakterze i wielkościach poprawek składowych.

W bezwzględnym układzie współrzędnych poprawka  $\Delta \varepsilon$  składa się z:

- kąta wyprzedzenia  $\psi$  - jest to kąt zawarty pomiędzy wektorem wyprzedzonej odległości a wektorem odległości strzelania. Kąt wyprzedzenia uwzględnia przemieszczenie celu  $L_c$  w czasie lotu pocisku  $t / L_c = V_c \cdot t /$ ;

- kąta celowania  $\alpha$  uwzględniającego obniżenie toru pocisku  $S$  pod działaniem siły ciężkości względem wektora jego bezwzględnej prędkości początkowej  $V_{01}$ ;

- kąta przeniesienia  $\beta_1$  uwzględniającego przeniesienie pocisku w wyniku niepokrycia się wektorów  $\vec{U}_0$  - początkowej prędkości pocisku i  $\vec{V}_1$  - prędkości lotu samolotu strzelającego.

Sumaryczna poprawka kątowa  $\Delta \varepsilon$  podczas strzelania we względnym układzie współrzędnych składa się z następujących składowych:

- względnego kąta wyprzedzenia  $\psi_r$ , uwzględniającego przemieszczenie się celu w czasie lotu pocisku  $\alpha_r = V_r \cdot t$ ; gdzie  $V_r$  - względna prędkość lotu celu;

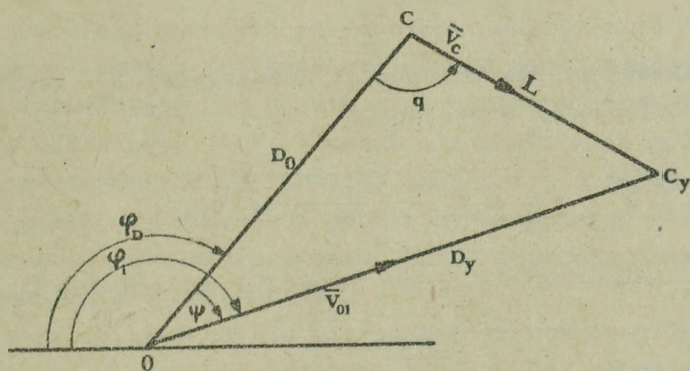
- kąta zwłoki  $\delta$ , uwzględniającego zwłokę pocisku względem wektora  $U_0$ ;

- względnego kąta celowania  $\alpha_r$ , biorącego pod uwagę obniżenie toru pocisku  $S_r = S$  na odległości jego lotu  $D_r$  względem samolotu strzelającego;

- poprawki kątowej na efekt burtowy  $\delta$ ;

- poprawki kątowej na paralaksę broni  $\Delta \pi$
- względnego kąta znieślenia  $\psi_{wr}$  podczas strzelania do celu naziemnego.

## 1.2. Elementy trójkąta wyprzedzenia i ich określanie



Rys. 52. Trójkąt wyprzedzenia

### Elementy trójkąta wyprzedzenia:

- $\psi$  - kąt wyprzedzenia;
- $q$  - kąt kursowy celu;
- $D_0$  - początkowa odległość strzelania;
- $D_y$  - wyprzedzona odległość strzelania;
- $L$  - wyprzedzenie liniowe;
- $O$  - punkt wylotu;
- $C$  - początkowy punkt spotkania pocisku z celem;
- $C_y$  - punkt spotkania pocisku z celem.

### Określenie odległości

Z trójkąta wyprzedzenia otrzymamy:

$$\frac{C C_y}{V_c} = \frac{L}{V_c} = t \qquad \frac{O C_y}{V_{sr}} = \frac{D_y}{V_{sr}} = t$$

gdzie:  $t$  - czas lotu pocisku i celu do punktu  $C_y$ ;

$V_{sr}$  - średnia prędkość lotu pocisku do punktu  $C_y$ .

Jak widzimy, dla określenia odległości  $D_y$ , musimy znać  $t$ , a  $t$  obliczyć możemy znając  $D_y$ . Strzelającemu w momencie wystrzału znana może być tylko początkowa odległość do celu  $D_0$ . Dlatego rozpatrzmy przybliżoną metodę określenia odległości.

Z twierdzenia cosinusów z trójkąta wyprzedzenia mamy:

$$D_y = \sqrt{D_0^2 + v_c \cdot t / 2 - 2 v_c \cdot t \cdot D_0 \cdot \cos q}$$

Podstawiając do tego wzoru czas lotu, określony według wzoru dla odległości początkowej  $D_0$ , to jest:

$$t_1 = \frac{D_0}{v_{sr}}$$

gdzie:  $v_{sr}$  - otrzymujemy dla odległości początkowej  $D_0$ , otrzymamy wzór przybliżony dla odległości strzelania:

$$D_{y1} = \sqrt{D_0^2 + v_c \cdot t_1 / 2 - 2 v_c \cdot t_1 \cdot D_0 \cdot \cos q}$$

Określamy czas lotu pocisku - tym razem dla odległości  $D_{y1}$

$$t_2 = \frac{D_{y1}}{v_{sr1}}$$

Podstawiając do wzoru ten czas na  $D_y$  otrzymamy nowy wzór dla odległości  $D_{y2}$  i w ten sposób otrzymamy nowy przybliżony wzór na odległość strzelania. Przeprowadzając kilkakrotnie wyliczenia otrzymamy stosunkowo dokładne określenia odległości strzelania.

Podczas określania kąta kursowego, widzimy że jego wartość może być zawarta w przedziale  $180^\circ \leq q \leq 0$ , przy czym  $q = 0$  podczas ataku czołowego i  $q = 180^\circ$  przy ataku z tyłu. Przy tych wartościach  $\cos q$  zmienia się od 1 do -1. Dlatego największą wartość  $D_y$  będzie posiadało przy ataku z tyłu, a najmniejszą z przodu.

#### Kąt wyprzedzenia $\psi$

Kąt wyprzedzenia określamy z trójkąta wyprzedzenia na podstawie twierdzenia sinusów:

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_{sr}} \cdot \sin q$$

Dla niedużych wartości kąta wyprzedzenia w przybliżeniu możemy przyjąć  $\sin \psi \approx \psi$ . Wówczas wzór na kąt wyprzedzenia będzie miał postać

$$\psi = \frac{v_c}{v_{sr}} \cdot \sin q \quad \text{/w radianach/} \quad \text{lub}$$

wyrażając w tysięcznych

$$\psi^T = \frac{v_c}{v_{sr}} \cdot \sin q \cdot 10^3 \quad \text{/w tysięcznych/}$$

Mnożnik  $\sin q$  we wzorze na wyprzedzenie, oznaczony sinusem kąta celu nazywamy sylwetką celu. Sylwetka celu charakteryzuje położenie celu w stosunku do strzelającego samolotu i służy pośrednio do określenia kierunku ruchu celu. Sylwetka celu może zmieniać się od 0 do 1, tak jak granice zmian kąta kursowego celu.

### 1.3. Proste sposoby określania poprawki na ruch celu

W celu określenia poprawki na ruch celu należy znać prędkość celu, jego sylwetkę i średnią prędkość pocisku na danej odległości strzelania. Wiadomo, że strzelający nie będzie miał dokładnej informacji o ruchu celu i dlatego zakładamy, że  $V_c = \text{const}$  dla ułatwienia wyliczenia zadania. Będzie to uproszczenie duże, chociaż znając typ samolotu celu, wiemy jaką może mieć prędkość maksymalną i popełnimy stosunkowo nieduży błąd w kierunku zwiększenia kąta wyprzedzenia, który skompensuje się podczas dłuższego naprowadzania i celowania.

Ażeby nie przeciążać umysłu pilota danymi poszczególnych typów samolotów łączy się je w grupy o podobnych danych, np. samoloty myśliwskie, myśliwsko-bombowe, bombowe, śmigłowce. Dla każdej grupy można przyjąć średnie dane, które pilot powinien znać.

Wielkość kąta wyprzedzenia jest wprost proporcjonalna do sinusa kąta kursowego celu. Jak widać z rysunku 53 wielkość kąta kursowego  $q$  zależy od kąta  $\varphi$  w płaszczyźnie poziomej lotu celu i kąta  $\varepsilon$  leżącego w płaszczyźnie pionowej do płaszczyzny lotu celu. Wiadomo, że przy kątach wierzchołkowych w ostrosłupie zachodzi zależność pomiędzy cosinusem kątów:

$$\cos / \Pi - q / = -\cos q = \cos \varepsilon \cdot \cos \varphi$$

Stąd otrzymamy zależność kąta kursowego celu od kierunku ataku.

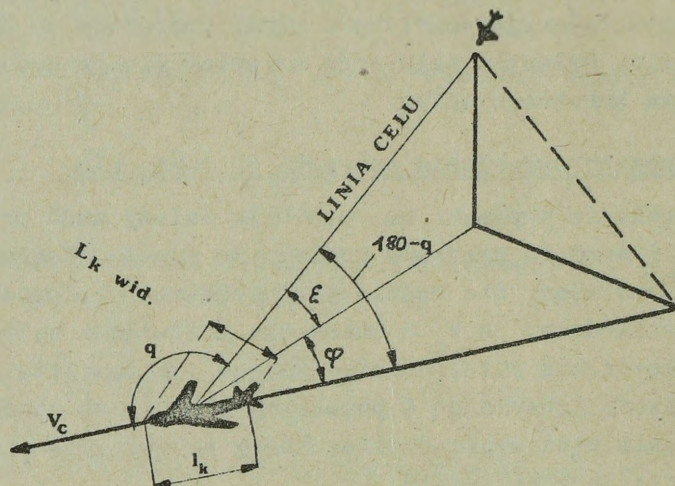
$$\sin q = \sqrt{1 - \cos^2 \varepsilon \cdot \cos^2 \varphi}$$

Zależność tę widać na rysunku 53.

Pilot powinien umieć szybko i stosunkowo dokładnie określić w locie sylwetkę celu. Jest to konieczne do wykonania zadania celowania i orientacji podczas manewru. Jak widać na rys. 53 widoczna długość kadłuba celu

$l_{k \text{ wid.}}$  zależy od kąta kursowego. Stąd:

$$\frac{l_{k \text{ wid.}}}{l_k} = \sin / 180 - q / = \sin q$$



Rys. 53. Schemat określania sylwetki celu podczas ataku

Wzór ten przetłumaczony na język praktyczny nazywamy sylwetką celu i ma on postać:

$$R_c = \sin q = \frac{k}{4}$$

gdzie:  $R_c$  - oznacza sylwetkę celu

$0 \leq k \leq 4$  - liczba całkowita.

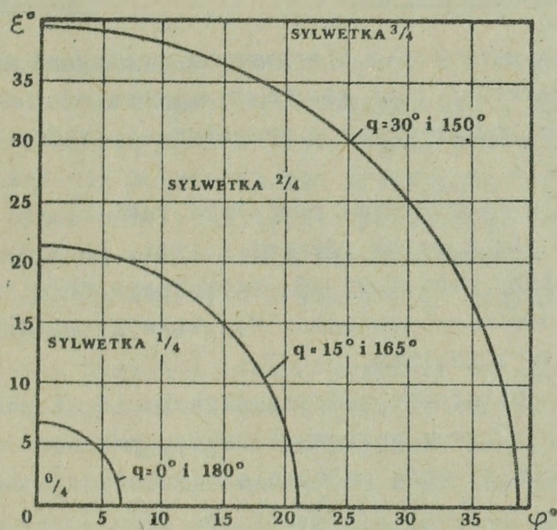
Wielkość  $\sin q$  podczas ataków z różnych kierunków ma dużą ilość wartości. Dlatego rozpatrzmy tylko przypadki na określonych kątach kursowych, przy wartościach: 0, 0,25, 0,50, 0,75, 1,0. Takimi kątami kursowymi będą: 0 i 180°, 15 i 165°, 30 i 150°, 50 i 130°, 90°.

Wówczas zapiszemy:

$$\begin{aligned} R_c &= 0/4 = 0,00 \text{ przy } q = 0 \text{ i } 180^\circ; \\ R_c &= 1/4 = 0,25 \text{ przy } q = 15^\circ \text{ i } 165^\circ; \\ R_c &= 2/4 = 0,50 \text{ przy } q = 30^\circ \text{ i } 150^\circ; \\ R_c &= 3/4 = 0,75 \text{ przy } q = 50^\circ \text{ i } 130^\circ; \\ R_c &= 4/4 = 1,00 \text{ przy } q = 90^\circ. \end{aligned}$$

Praktycznie sylwetka celu wyrażona w czwartych częściach jednostki pokazuje nam ile razy /w liczbach całych/ widoczna część kadłuba  $l_{k \text{ wid.}}$  jest mniejsza od długości rzeczywistej kadłuba  $l_k$ .

Dla dokładnych pomiarów /np. podczas oceny fotostrzelań/ sylwetkę celu wyraża się nie w czwartych częściach, a w ósmych częściach jednostki.



Rys. 54. Wykres zależności  $q$  od kierunku

Tabela nr 1

Odstęp kątów kursowych w stopniach	Wielkość sylwetki		Odstęp kątów kursowych
	w ósmych częściach	w czwartych częściach	
180-176,5°	0/8	0/4	180-173°
176,5-169°	1/8		
169-162°	2/8	1/4	173-158°
162-154°	3/8		
154-146°	4/8	2/4	158-141°
146-136,5°	5/8		

Prostych i praktycznych sposobów określania odległości strzelania  $D$  i prędkości średniej pocisku nie ma. Jednakże opracowano zasady w celu określenia wyprzedzenia w zależności od prędkości celu. I tak:

$$\psi^T = v_c^D \cdot k \quad \text{/w tysięcznych/}$$

gdzie prędkość samolotu celu bieżemy w dziesiątkach prędkości /wyrażone w km/g/ i mnożymy przez licznik sylwetki  $k$  i otrzymamy wartość wyprzedzenia kąowego w tysięcznych.

Przykład: prędkość samolotu celu wynosi 700 km/g, a sylwetka celu 2/4. Jakie będzie potrzebne wyprzedzenie kąowe  $\psi$  ?

$$\psi^T = 70 \cdot 2 = 140 \text{ tysięcznych}$$

## 2. Rozwiązywanie zadania celowania podczas strzelania pociskami rakieta- nymi samonaprowadzającymi się

Celowanie podczas strzelania kierowanymi pociskami rakietaowymi polega na tym, że musimy określić taki kierunek wektora odpowiadający początkowej prędkości pocisku rakietaowego w przestrzeni, który zabezpieczy po odpaleniu rażenie celu.

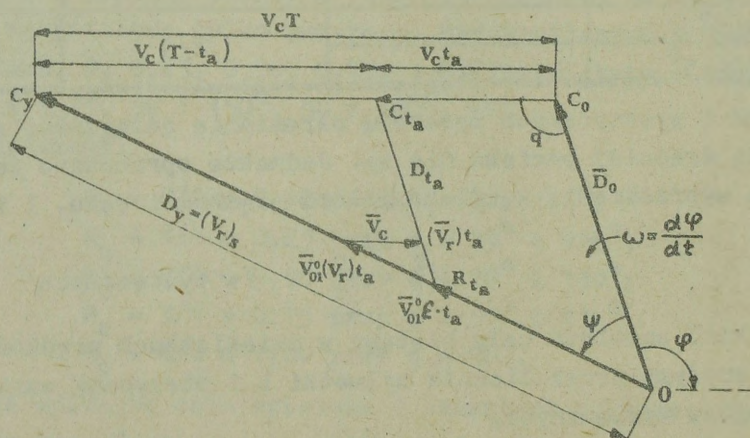
Podczas strzelania kierowanymi pociskami rakietaowymi należy stwierdzić, że mogą one spotkać się z celem różnymi torami. Im większe odchylenie będzie posiadał pocisk rakietaowy od optymalnego toru lotu, tym większy zapas przeciążenia powinien posiadać. Wszystko to wiąże się z celowaniem i obliczeniem toru lotu pocisku.

Celowanie i jego obliczenie podczas strzelania kierowanymi pociskami ściśle związane jest z typem pocisku i przyjętymi metodami naprowadzania.

Podczas rozwiązania zadania celowania nasuwają się następujące problemy:

- wybór kierunku odpalenia, zabezpieczający wejście pocisku rakietaowego na tor lotu, metodę naprowadzania;
- określenie normalnych przyspieszeń pocisku rakietaowego na aktywnym odcinku toru lotu.

Strzelający w momencie odpalenia znajduje się w punkcie  $O$ , a cel w punkcie  $C_0$  /rys. 55/. Pocisk skierowany jest na cel pod kątem wyprzedzenia  $\psi$ . W końcu aktywnego odcinka toru lotu rakiety /t.j. przez czas lotu aktywnego rakiety  $t_a$ /, będzie ona w punkcie  $R_{t_a}$  i ma prędkość  $(\bar{V}_R)_{t_a}$ ; cel w punkcie  $C_{t_a}$ . Pozostałe elementy trójkąta wyprzedzenia widoczne są na rysunku 55.



Rys. 55. Schemat celowania podczas odpalenia samonaprowadzającego się pocisku rakietaowego

### 3. Rozwiązane zadania celowania podczas strzelania pociskami kierowanymi w wiązce prowadzącej

Podczas strzelania pociskami raketowymi, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej, w warunkach śledzenia automatycznego, naprowadzanie tych pocisków na cel zapewnia się wiązką prowadzącą, wewnątrz której porusza się. Jeżeli przeciążenie potrzebne nie przekracza rozporządzalnego, to pocisk raketowy przez cały czas będzie pozostawał na osi strefy równosygnalowej, pokrywającej się z linią łączącą samolot strzelający z celem. Gdy  $n_p > n_R$ , to pocisk raketowy odchyła się od wiązki prowadzącej i nastąpi zerwanie kierowania.

W celu zwiększenia niezawodności kierowania należy zapewnić pociskowi raketowemu wejście w wiązkę prowadzącą na stosunkowo niewielkiej odległości od samolotu strzelającego i zmniejszyć czas lotu autonomicznego. Zazwyczaj pociski raketowe wprowadza się w wiązkę na odcinku aktywnym toru przy pracującym silniku startowym nie później niż 1-2 sek. lotu po wystrzale /np. czas lotu autonomicznego pocisku RS-ZUS nie przekracza 0,8 sek./.

Oprócz tego, ażeby pocisk raketowy podczas wejścia w wiązkę prowadzącą nie przeskakiwał daleko poza oś strefy równosygnalowej co może spowodować duże wahania i utrudniać jego wejście na tor naprowadzania, należy zapewnić jego przemieszczenie się z niewielką prędkością po normalnej do osi wiązki prowadzącej.

Wobec tego, zadanie celowania podczas strzelania pociskami raketowymi, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej, polega na wyborze takiego kierunku strzelania i warunków lotu samolotu strzelającego, przy których zapewnia się we właściwym czasie wejście i utrzymanie się pocisku w wiązce prowadzącej skierowanej na cel.

Zadanie celowania pociskami raketowymi, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej, składa się z dwóch części:

- 1/ zapewnienia wejścia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą;
- 2/ zapewnienia statecznego stanu naprowadzania pocisku raketowego na cel po wejściu jego w wiązkę prowadzącą.

#### 3.1. Zapewnienie wprowadzenia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą podczas strzelania w warunkach śledzenia automatycznego

W celu zapewnienia niezawodnego wprowadzenia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą należy wprowadzić odpowiednie poprawki, takie jak: kąt natarcia samolotu strzelającego  $\alpha_n$ , obniżenie /przepadanie/ pocisku  $\alpha_p$  i ruch osi wiązki prowadzącej.

#### Uwzględnienie kąta natarcia samolotu strzelającego

Podczas celowania linia wizowania celownika pokrywa się z osią podłużną samolotu strzelającego. Bez kąta natarcia oś wiązki prowadzącej pokrywa się z osią podłużną samolotu. Gdy kąt natarcia będzie dodatni /ujemny/ oś wiązki prowadzącej będzie odchylna od osi podłużnej samolotu w dół /w górę/ o kąt natarcia  $\alpha_n$ . Z tego też względu pocisk od samego początku poleci poniżej lub powyżej wiązki, a przy dość dużych kątach natarcia w ogóle może nie wejść w wiązkę.

#### Uwzględnienie kąta obniżenia /przepadania/ pocisku raketowego

Po odpaleniu pocisku raketowego opada on w dół pod działaniem siły ciężkości. Obniżenie to może spowodować trudność w wprowadzenia pocisku w wiązkę prowadzącą. Jednak przy dużej prędkości samolotu strzelającego, jak również małego czasu lotu autonomicznego wartość kątowa przepadania nie jest duża i nie przekracza  $3-5^\circ$ .

Oprócz czasu lotu niekierowanego, na wielkość przepadania pocisku raketowego mają wpływ: wysokość lotu, charakterystyki aerodynamiczne pocisku; prędkość samolotu i kąt natarcia samolotu strzelającego.

W celu zmniejszenia przepadania pocisku raketowego ustawia się odpowiednio stery pocisku, które eliminują błąd przepadania do minimum, nie przekraczając szerokości strefy wiązki prowadzącej np. w RP-21  $\pm 3^\circ$ .

#### Uwzględnienie ruchu osi wiązki prowadzącej

W celu zapewnienia wejścia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą należy uwzględnić ruch osi wiązki prowadzącej z takim wyliczeniem, aby do momentu zakończenia lotu autonomicznego, znalazł się on na osi wiązki prowadzącej lub w granicach strefy kierowania.

Praktycznie strzelanie pociskami raketowymi RS-ZUS /przy sylwetkach celu do 1/8-1/4/ można wykonywać z kątem wyprzedzenia równym zeru, ponieważ czas lotu autonomicznego nie jest duży i kąt wyprzedzenia przy tych sylwetkach otrzyma się znacznie mniejszy niż połowa szerokości wiązki prowadzącej.

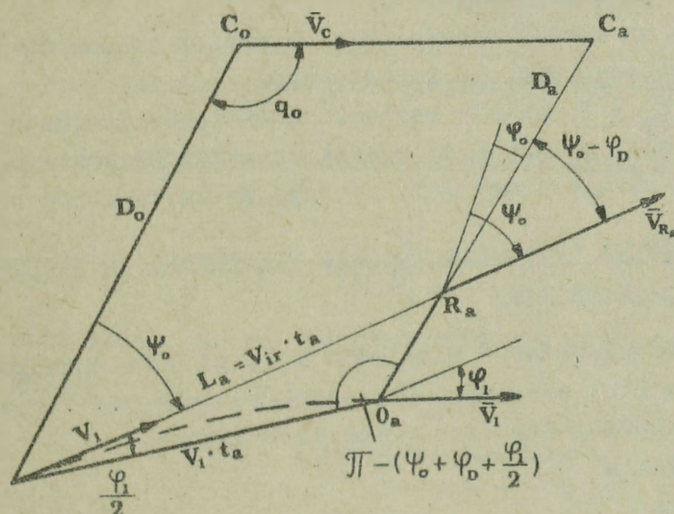
Wobec tego, dla rozwiązania zadania celowania /zapewnienia niezawodnego wejścia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą/ podczas strzelania w szerokim zakresie warunków należy uwzględnić trzy poprawki kątowe:

- kąt natarcia samolotu  $\alpha_n$
- przepadanie pocisku raketowego  $\alpha_p$
- ruch celu  $\psi_0$

Pierwsze dwie poprawki dość często uwzględnia się wspólnie w postaci nachylenia linii wizowania w dół, w płaszczyźnie symetrii samolotu o kąt sumaryczny  $\alpha_\varepsilon$

Podczas strzelania pod małymi sylwetkami za pomocą pocisków raketowych

posiadających niewielki czas lotu autonomiczny, poprawki na ruch osi wiązki prowadzącej /kąt wyprzedzenia  $\psi_0$ / można nie wprowadzać ze względu na jej małą wartość. Wejście pocisku raketowego w wiązki prowadzącą, w danym wypadku zapewni się jej szerokością.



Rys. 56. Schemat uwzględnienia ruchu celu podczas strzelania pociskami raketowymi, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej

### 3.2. Właściwości rozwiązania zadania celowania podczas naprowadzania pocisku za pomocą unieruchomionej wiązki prowadzącej

W wielu sytuacjach /na przykład podczas strzelania do zwartego ugrupowania bojowego samolotów, przy silnych zakłóceniach, podczas strzelania do celów naziemnych/ naprowadzanie pocisku raketowego na cel wykonuje się za pomocą unieruchomionej wiązki prowadzącej, której oś ustawia się względem osi podłużnej samolotu strzelającego równoległe /lub pod niewielkim kątem/.

W celu rozwiązania zadania celowania w danym wypadku należy, oś unieruchomionej wiązki prowadzącej pokryć z linią wizowania celownika, co osiąga się przez wprowadzenie odpowiednich poprawek kątowych  $\alpha_n$  i  $\alpha_p$ . W tych warunkach zadanie celowania rozwiązuje się najłatwiej podczas strzelania pod sylwetką  $0/4$ .

Celowanie sprowadza się do naprowadzania, za pomocą celownika wiązki prowadzącej na cel i utrzymanie jej w takim położeniu w ciągu całego czasu lotu pocisku raketowego do celu.

Jeżeli atak rozpoczyna się pod sylwetką większą niż  $0/4$ , to należy skierować oś wiązki o kąt wyprzedzenia  $\psi$ . Kąt ten obliczamy ze wzoru:

$$\psi_{uw} = \omega_D / t_a + \tau /$$

gdzie:  $\psi_{uw}$  - kąt wyprzedzenia podczas strzelania za pomocą unieruchomionej wiązki prowadzącej;

$\omega_D$  - prędkość kątowna linii odległości;

$t_a$  - czas lotu aktywnego;

$\tau$  - czas od chwili naciśnięcia na pocisk bojowy do zejścia ostatniego pocisku raketowego.

W ciągu czasu  $t_a + \tau$  należy zachować niezmienny kierunek lotu. Następnie linię wizowania, a więc i oś wiązki prowadzącej pokrywa się ze środkiem celu w ciągu całego czasu lotu pocisku raketowego do celu.

#### 4. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek

W celownikach współczesnych samolotów i śmigłowców zadanie celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek rozwiązuje się przez zbudowanie trzech poprawek kątowych:

- kąta wyprzedzenia  $\psi$

- kąta celowania  $\alpha$

- kąta przeniesienia  $\beta_1$

Poprawki te uwzględniają takie zasadnicze czynniki, jak ruch celu, działanie siły ciężkości na pocisk i ruch samolotu strzelającego.

##### 4.1. Uwzględnienie ruchu celu

Podczas rozwiązywania zadania celowania, w układzie celowniczym najbardziej złożone jest zadanie uwzględnienia ruchu celu. W odróżnieniu od zadań uwzględnienia obniżenia pocisku raketowego lub pocisku artyleryjskiego i prędkości samolotu strzelającego, do rozwiązania których wystarczająca jest znajomość wartości niektórych parametrów w momencie wystrzału.

Zadanie uwzględnienia ruchu celu wymaga ekstrapolacji prawa ruchu celu przez cały czas lotu pocisku. Dlatego, aby rozwiązać zadanie ekstrapolacji, zazwyczaj przyjmuje się pewną hipotezę o ruchu celu w czasie lotu pocisku.

Jedną z najczęściej przyjmowanych hipotez, szczególnie podczas obliczania celowników samolotowych jest hipoteza o prostoliniowym i równomiernym ruchu

$$V_c = \text{const.}$$

Przy hipotezie o prostoliniowym ruchu celu wzór dla kąta wyprzedzenia otrzymuje się z trójkąta wyprzedzenia, na podstawie twierdzenia sinusów:

$$\sin \psi = \frac{V_c \cdot t_y}{D_y} \cdot \sin q$$

lub

$$\sin \psi = \frac{V_c}{V_{\text{sr}}} \cdot \sin q$$

gdzie:  $D_y$  - odległość wyprzedzona;

$t_y$  - czas lotu pocisku artyleryjskiego lub raketowego na odległość wyprzedzoną;

$V_{\text{sr}}$  - prędkość średnia pocisku artyleryjskiego lub niekierowanego pocisku raketowego.

$$t_y = \frac{D_y}{V_{\text{sr}}}$$

Jeżeli uwzględnimy, że kąt wyprzedzenia nie przekracza wartości  $15^\circ$ , to możemy napisać:

$$\psi^T = 10^3 \cdot \frac{V_c}{V_{\text{sr}}} \cdot \sin q$$

Czas lotu niekierowanego pocisku raketowego  $t_y$  do dowolnego punktu odcinka pasywnego toru lotu, oblicza się ze wzoru:

$$t_y = t' + \delta t$$

gdzie:  $t'$  - czas lotu pocisku obliczeniowego;

$\delta t$  - poprawka czasowa, uwzględniająca opóźnienie w ruchu pocisku raketowego na odcinku aktywnym toru w porównaniu z ruchem pocisku obliczeniowego.

Wyprowadzając wzory robocze otrzymamy:

$$V_c \cdot \sin q = \omega_D \cdot D_0 + V_1 \cdot \sin \psi$$

Po podstawieniu wartości  $V_c \cdot \sin q$  do wzoru  $\sin \psi = \frac{V_c}{V_{\text{sr}}} \sin q$  i po rozwiązaniu równości otrzymamy:

$$\sin \psi = \omega_D \cdot T_{\text{obl}}$$

gdzie:

$$T_{\text{obl}} = \frac{D_0}{V_{\text{sr}} - V_1}$$

Przyjęty wzór jest w założeniu do opracowania teoretycznego celowników lotniczych, w szczególności celowników typu ASP.

#### 4.2. Uwzględnienie obniżenia toru lotu pocisku raketowego lub artyleryjskiego

Kąt celowania  $\alpha_1$ , o który powinien być podniesiony wektor  $\mathcal{O}_0$ , względem linii położenia celu /linii odległości/ jest równy:

$$\alpha = \frac{S}{D_1} \cos \theta = \alpha_0 \cdot \cos \theta$$

gdzie:  $S$  - obniżenie toru pocisku;

$\theta$  - kąt wychylenia samolotu /wzdłużnego/;

$\alpha_0 = \frac{S}{d_y}$  - wartość kąta celowania przy  $\theta = 0$ .

Kąt  $\theta$  jest sumą dwóch kątów  $\alpha$  i  $\varepsilon$  /rys. 57/. Wskutek małej wartości kąta  $\alpha$  z dostateczną dla praktyki dokładnością spełniona jest równość:

$$\cos \theta = \cos / \varepsilon + \alpha / \approx \cos \varepsilon$$

Umożliwia to przedstawić kąt celowania w zależności od kąta położenia celu  $\varepsilon$  w następującej postaci:

$$\alpha = \alpha_0 \cdot \cos \varepsilon$$

Obniżenie toru pocisku  $S$  określa się według wzoru:

$$S = 10^{-5} \cdot k \cdot D^2$$

Po podstawieniu wartości  $S$  do wzoru na kąt  $\alpha$  otrzymamy:

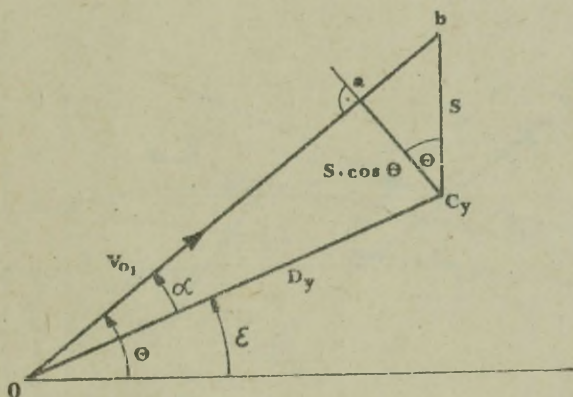
$$\alpha^T = 10^{-2} \cdot k \cdot D \cdot \cos \theta$$

Podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi w związku z tym, że tor tego pocisku na odcinku aktywnym posiada większą krzywiznę, aniżeli tor obliczeniowego pocisku artyleryjskiego na odcinku od punktu wylotu do punktu  $k$ ; obniżenie pocisku raketowego będzie większe niż obniżenie pocisku obliczeniowego o wartość  $\Delta S$ .

$$S = S' + \Delta S$$

gdzie:  $S'$  - obniżenie pocisku obliczeniowego, które wynosi:

$$S' = 10^{-5} \cdot k' \cdot D^2$$



Rys. 57. Schemat budowy kąta celowania

Współczynnik  $k'$ , wchodzący w skład wzoru określa się z tabel balistycznych w zależności od wartości  $\vartheta'_0$  i  $C_H D$ .

Odpowiednio kąt celowania będzie równy:

$$\alpha = \frac{S}{D} \cos \theta = \frac{S'}{D} - \frac{\Delta S}{D} / \cos \theta$$

gdzie:

$$\frac{S'}{D} = \alpha'_0$$

$$\alpha'_0 = 10^{-2} \cdot k' \cdot D$$

Stosunek  $\frac{\Delta S}{D}$  określa się poprawką do kąta celowania dla pocisku raketowego podczas strzelania z kątem wychylenia, równym zeru.

$$\frac{\Delta S}{D} = \delta \alpha$$

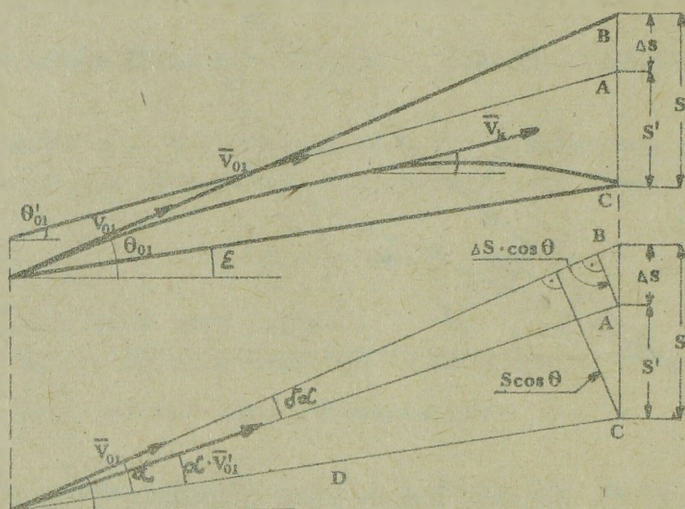
Poprawkę kątową /w tysięcznych/  $\delta \alpha^T$  określa się z tabel.

W ten sposób, na podstawie poprzednich wzorów kąt celowania /w tysięcznych/ dla pocisku raketowego będzie równy:

$$\alpha^T = 10^{-2} \cdot k' \cdot D + \delta \alpha^T / \cos \theta$$

Wielkość  $\Delta S$  zgodnie ze wzorem z przeliczeniem kąta  $\delta t$  /w tysięcznych/ będzie równa:

$$\Delta S = 10^{-3} \cdot D \cdot \delta \alpha^T,$$



Rys. 58. Schemat określania kąta celowania i obniżenia niekierowanego pocisku rakietowego

a obniżenie toru lotu pocisku rakietowego określamy ze wzoru:

$$S = 10^{-3} \cdot D / 10^{-2} k \cdot D + \delta \alpha^T /$$

#### 4.3. Uwzględnienie ruchu samolotu strzelającego

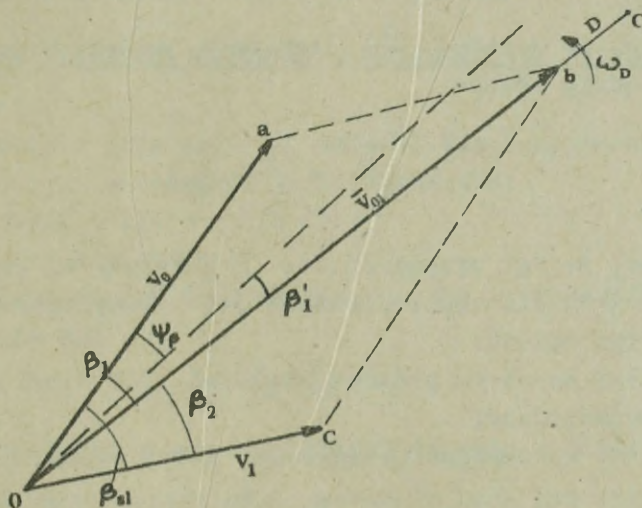
Podczas strzelania z poruszającego się samolotu pocisk rakietowy w momencie zejścia z urządzenia odpalającego i pocisk przy wylocie z przewodu lufy posiadają dwie prędkości /względną prędkość początkową  $\vec{U}_0$  i prędkość  $V_1$ , z którą leci samolot strzelający/.

Uwzględnienie prędkości samolotu strzelającego sprowadza się do tego, że zamiast wektora prędkości  $\vec{U}_0$  rozpatruje się wektor prędkości sumarycznej pocisku  $\vec{V}_{01}$ , a położenie broni przed wyrzutką korygowane jest poprawką kątową  $\beta_1$ .

Z rysunku 59 wynika, że wektor  $\vec{V}_{01}$  jest równy:

$$\vec{V}_{01} = \vec{U}_0 + V_1$$

a wartość bezwzględnej prędkości początkowej pocisku rakietowego lub artyleryjskiego określana jest z trójkąta prędkości oab na podstawie twierdzenia cosinusów:



Rys. 59. Schemat uwzględnienia prędkości samolotu strzelającego

$$v_{01} = \sqrt{v_0^2 + v_1^2 + 2 v_0 v_1 \cos \beta_{sl}}$$

gdzie:  $\beta_{sl}$  - kąt ślizgu / kąt zawarty pomiędzy wektorami  $\overline{v_0}$  i  $\overline{v_1}$ .

Podczas strzelania z broni nieruchomej istnienie kąta ślizgu  $\beta_{sl}$  będzie uwarunkowane dwoma czynnikami, a mianowicie istnieniem:

- a/ kąta natarcia samolotu  $\alpha_n$
- b/ ślizgu bocznego  $\beta_{sl}$

Podczas rozpatrywania tego zagadnienia nie będziemy różnicować tych kątów, ponieważ w zasadzie powodują to samo zjawisko - przenoszenia pocisków rakietowych i artyleryjskich i wymagane jest zbudowanie poprawki katowej, uwzględniającej ruch samolotu strzelającego.

W związku z tym, że podczas strzelania ze stanowisk nieruchomych kąt ślizgu zazwyczaj nie przekracza 10-15°, to wartość bezwzględnej prędkości początkowej pocisku rakietowego lub artyleryjskiego określamy z następującego wzoru z dostateczną dokładnością:

$$v_{01} = v_0 + v_1$$

Wzór dla kąta przeniesienia  $\beta_1$ , otrzymamy z trójkąta oab na podstawie twierdzenia sinusów:

$$\sin \beta_1 = \frac{v_1}{v_{o_1}} \cdot \sin \beta_{s1}$$

Uwzględniając, że wartość  $\beta_{s1}$  jest mała, możemy przyjąć że kąt przeniesienia  $\beta_1$  będzie równy:

$$\beta_1 = \frac{v_1}{v_{o_1}} \cdot \beta_{s1}$$

Z tego wynika, że kąt przeniesienia  $\beta_1$  zależy od wartości kąta ślizgu  $\beta_{s1}$  i stosunku  $\frac{v_1}{v_{o_1}}$ , dlatego w praktyce jest równy kątowi ślizgu  $\beta_{s1}$ .

W związku z tym należy:

- unikać ślizgu samolotu podczas strzelań, lub dążyć do tego aby kąt ten był jak najmniejszy;
- do celowników wprowadzać urządzenia, które wypracują poprawkę na kąt ślizgu.

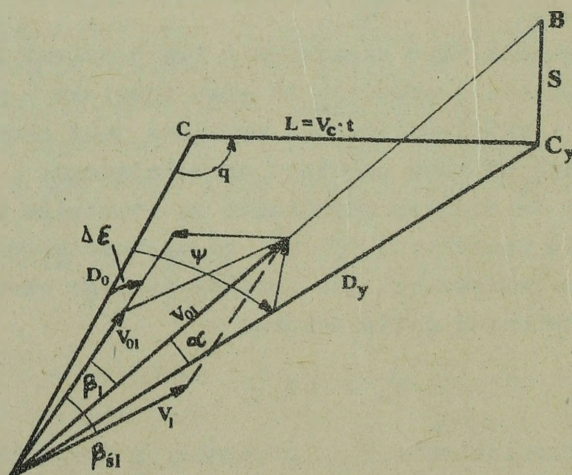
#### 4.4. Uwzględnienie poprawki sumarycznej

W wyniku powstania wyżej rozpatrywanych poprawek kątowych  $\varphi$ ,  $\alpha$  i  $\beta_1$  os pocisku raketowego lub lufy działka /wektor  $\vec{v}_0$ / odchyli się od linii wizowania /od linii odległości początkowej/ o kąt sumaryczny  $\Delta \varepsilon$ ,

Kąt  $\Delta \varepsilon$  stanowi sumę geometryczną poszczególnych poprawek

$$\Delta \varepsilon = \varphi + \alpha + \beta_1$$

i nazywa się sumaryczną poprawką kątową.



Rys. 60. Ogólny schemat celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek

Wzór ten rozwiązywany jest za pomocą celownika, a kąt  $\Delta$  przekazywany jest do pola widzenia pilota w postaci odchylenia linii wizowania od położenia zerowania o wartość tego kąta /rys. 60/.

#### 4.5. Określenie prędkości pocisku rakietowego lub artyleryjskiego przy celu

Prędkość pocisku przy celu  $\mathcal{V}_c$  określa się bezpośrednio ze specjalnej tabeli na podstawie parametrów wyjściowych dla:

- pocisku rakietowego -  $\mathcal{V}_c, 1 C_H D$ ;
- pocisku artyleryjskiego -  $\mathcal{V}_c, 1 C_H D$ .

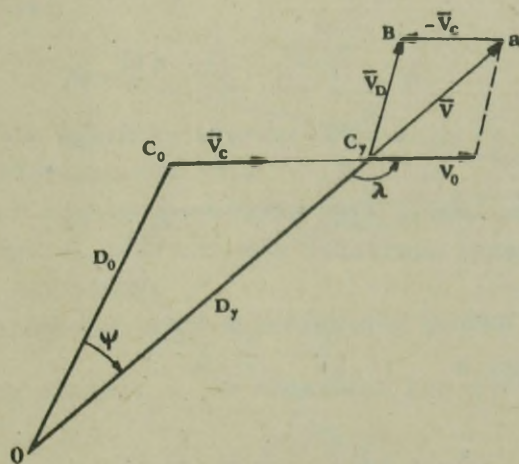
Ogólnie możemy prędkość spotkania pocisku z celem, określić za pomocą równania wektorowego

$$\vec{\mathcal{V}}_D = \vec{\mathcal{V}}_c - \vec{V}_c$$

gdzie:  $\mathcal{V}_D$  - prędkość zbliżania pocisku do celu w punkcie spotkania.

Bezwzględna wartość prędkości spotkania może być obliczona według wzoru:

$$\mathcal{V}_D = \sqrt{\mathcal{V}_c^2 + V_c^2 + 2 \mathcal{V}_c \cdot V_c \cdot \cos \lambda}$$



Rys. 61. Schemat określania prędkości spotkania pocisku z celem

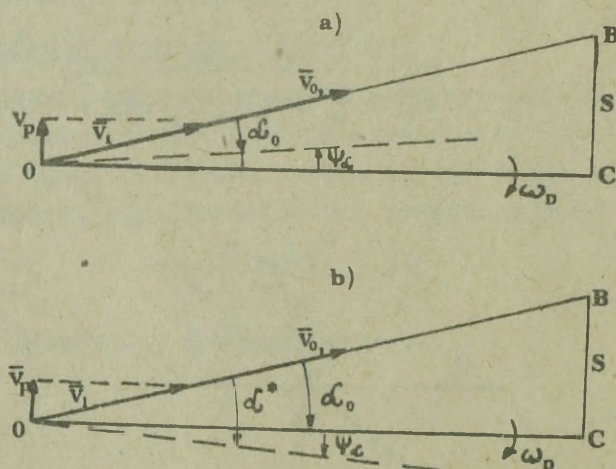
Po przekształceniu wzoru na  $\mathcal{V}_D$  otrzymamy:

$$V_c = -v_c \cdot \cos \lambda + \sqrt{V_D^{*2} - v_c^2 \cdot \sin^2 \lambda}$$

gdzie:  $V_D^*$  - dopuszczalna /minimalna/ prędkość spotkania zapewniająca zadziałanie zapalnika

#### 4.6. Uwzględnienie dynamicznego błędu celownika

W celownikach z ruchomą linią wizowania, które budują kąt wyprzedzenia na podstawie prędkości kątowej linii odległości, podczas śledzenia celu linią wizowania odchyloną od wektora  $\bar{V}_1$ , powstają błędy dynamiczne. Błędy dynamiczne zniekształcają zbudowane według wzorów teoretycznych kąty  $\psi$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ , a zatem sumaryczną poprawkę kątową  $\Delta \varepsilon$  w celu kompensacji błędu dynamicznego odpowiednie mechanizmy celownika powinny budować kąty  $\alpha$  i  $\beta$  nie w oparciu o wartości teoretyczne, lecz poprawione.



Rys. 62. Schemat budowy poprawionego kąta celowania

Rozpatrując poprawiony kąt celowania  $\alpha_o^*$  z rysunku mamy:

$$\omega_D = \frac{V_1 \cdot \sin \alpha_o}{D_o} \approx \frac{V_1}{D_o} \cdot \alpha_o$$

$$\psi_\alpha = \omega_D \cdot T_{obl} = \frac{V_1}{V_{sr} - V_1} \cdot \alpha_o$$

$$\alpha_o^* = \alpha_o + \psi_\alpha = \alpha_o + \frac{V_1}{V_{sr} - V_1} \cdot \alpha_o$$

Skąd

$$\alpha_0^* = \frac{v_{sr}}{v_{sr} - 1} \cdot \alpha_0$$

W celu otrzymania wzoru dla wartości poprawionej kąta przeniesienia  $\beta_1^*$ , powrócimy do rysunku uwzględniającego prędkość samolotu strzelającego /rys. 59/. Stamtąd otrzymamy:

$$\omega_D = \frac{v_1 \cdot \sin \beta_2}{D_0} \approx \frac{v_1}{D_0} \cdot \beta_2$$

$$\psi_\beta = \omega_D \cdot T_{obl} = \frac{v_1}{v_{sr} - v_1} \cdot \beta_2$$

Kąt  $\beta_2$  możemy określić jako różnicę  $\beta_2 = \beta_{s1} - \beta_1$ , lub bezpośrednio z trójkąta na podstawie twierdzenia sinusów i będzie równy:

$$\sin \beta_2 = \frac{v_0}{v_{o1}} \cdot \sin \beta_{s1}$$

Po uwzględnieniu, że  $\beta_2$  ma małą wartość możemy napisać:

$$\beta_2 = \frac{v_0}{v_{o1}} \cdot \beta_{s1}$$

Dalej otrzymamy:

$$\psi_\beta = \frac{v_1}{v_{o1}} \cdot \frac{v_0}{v_{s1} - v_1} \cdot \beta_{s1}$$

Linia wizowania w wyniku wypracowania kąta  $\psi_\beta$  będzie się odchyłać w stronę kąta przeniesienia  $\beta_1$ .

W celu całkowitego uwzględnienia kąta przeniesienia w celowniku powinno być urządzenie, zapewniające dodatkowe przesunięcie linii wizowania celownika o kąt równy:

$$\beta_1^* = \beta_1 - \psi_\beta \quad \text{a dalej}$$

$$\beta_1^* = A \cdot \beta_{s1}$$

gdzie:

$$A = \frac{v_1}{v_{o1}} \cdot \frac{v_{sr} - v_{o1}}{v_{sr} - v_1}$$

Podczas strzelania niekierowanymi pociskami rakietowymi  $v_0$  jest mała w porównaniu z  $v_1$ .

Dlatego

$$v_{o1} = v_0 + v_1 \approx v_1$$

$$U_{sr}^c > U_{i,21}^c$$

skąd  $A > 0$

Sens fizyczny  $A > 0$  polega na tym, że podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi, kąt  $\psi_\beta$  wypracowany przez celownik jest mniejszy niż kąt przeniesienia  $\beta_1$  /nie następuje całkowita kompensacja kąta  $\beta_1$ /. Dlatego w celu uwzględnienia ślizgu linii wizowania należy przesunąć o kąt  $\beta_1^*$  w stronę ślizgu.

## ROZDZIAŁ IV

### PODSTAWY BUDOWY SYSTEMÓW CELOWNICZYCH

#### 1. Klasyfikacja celowników

System celowniczy jest częścią składową kompleksu uzbrojenia samolotu. Przed systemem celowniczym stoją dwa zasadnicze zadania:

- po otrzymaniu wstępnych danych o warunkach strzelania zapewnić celowanie, określić odpowiednie kątowne poprawki i zsumować je;
- zabezpieczyć określenie odległości do celu.

Systemy celownicze często po prostu nazywane są celownikami strzelania powietrznego.

W zależności od typu urządzenia wizyjnego, za pomocą którego określa się współrzędne celu, wykonuje celowanie oraz zbliżenie do celu, systemy celownicze dzielą się na:

- mechaniczne;
- optyczne;
- radiolokacyjne;
- na podczerwień;
- telewizyjne;
- laserowe.

W zależności od stopnia automatyzacji, rozwiązania zadania celowania i zbliżenia do celu systemy celownicze dzielą się na:

- nieautomatyczne;
- półautomatyczne;
- automatyczne.

Celowniki nieautomatyczne - zwykle - stanowią proste urządzenia wizyjne i nie wypracowują żadnych poprawek. Podczas wykonywania celowania pilot powinien wzrokowo uwzględniać potrzebne poprawki kątowne lub też mogą być one uwzględnione jako wartości średnie w czasie przystrzeliwania

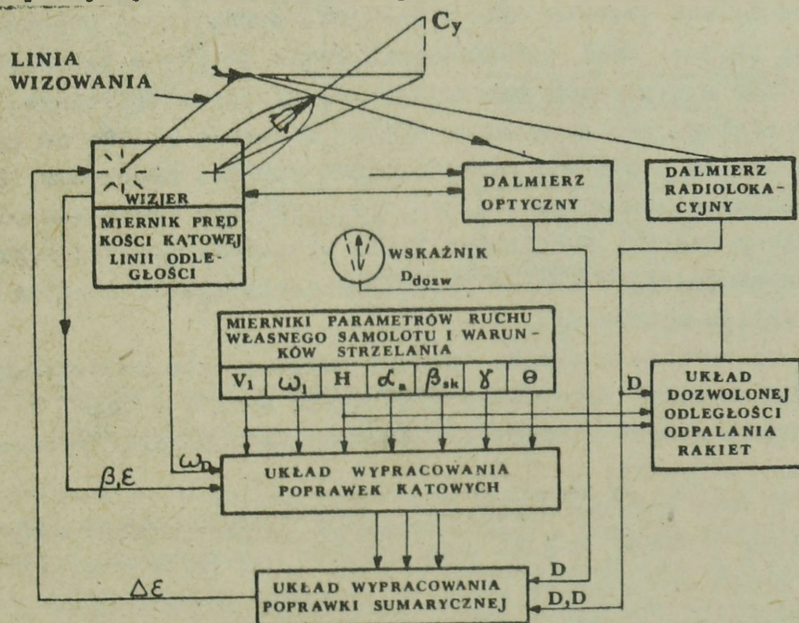
broni. Dlatego dokładność strzelania z wykorzystaniem celowników zwykłych jest bardzo mała. Przykładem takiego celownika jest optyczny wizjer kolimatorowy PKI.

Półautomatyczne systemy celownicze - wypracowują potrzebne poprawki kątowe za pomocą urządzenia licząco-rozwiązującego. Dane wyjściowe, potrzebne do obliczenia poprawek, wprowadza się do tego urządzenia z odpowiednich nadajników i mierników.

Półautomatyczne systemy celownicze mogą obliczać poprawki kątowe, potrzebne nie tylko do celowania, lecz i do zbliżania samolotu atakującego do celu. Oprócz poprawek kątowych, obliczają one dozwoloną odległość odpalania kierowanych pocisków raketowych i bezpieczną odległość wyjścia z ataku.

Automatyczne systemy celownicze - w pełni automatyzują proces zbliżania do celu i celowanie. W tych systemach, tak samo jak w półautomatycznych, wypracowuje się potrzebne poprawki kątowe i dozwolone odległości odpalania pocisków raketowych. W automatycznym systemie celowniczym urządzenie licząco-rozwiązujące oblicza potrzebne poprawki kątowe i porównuje je z bieżącymi współrzędnymi kątowymi celu.

Podczas zastosowania automatycznego systemu celowniczego w znacznym stopniu upraszcza się zadanie pilota. Pilot powinien wykryć cel, rozpoznać i uchwycić, ustalić potrzebne warunki strzelania i kontrolować prawidłowość pracy systemu celowniczego.



Rys. 63. Schemat strukturalny celownika

## 2. Ogólna zasada budowy systemów celowniczych

Podstawowymi zespołami systemu celowniczego są: dalmierz optyczny, dalmierz radiolokacyjny, dalmierz /podświetlacz/ laserowy, miernik prędkości kątowej linii odległości, miernik parametrów ruchu własnego samolotu i warunków strzelania, układy wypracowania poprawek kątowych i poprawki sumarycznej, układ dozwolonej odległości odpalania rakiet i wskaźnik.

Oprócz tych zespołów w skład systemu celowniczego mogą wchodzić: radiolokacyjne, laserowe lub na podczerwień urządzenia poszukiwania i wykrywania celu, aparatura rozpoznania, aparatura łączności z zautomatyzowanym naziemnym systemem naprowadzania, pilot automatyczny.

## 3. Sposoby wypracowania poprawek kątowych przez półautomatyczne systemy celownicze

W wyniku obliczeń oddzielnych poprawek system celowniczy wypracowuje sumaryczną poprawkę kątową w postaci kąta między linią wizowania i osią broni. Poprawka ta może być wypracowana dwoma sposobami.

Pierwszy sposób wypracowania poprawki sumarycznej polega na tym, że linia wizowania odchyła się od osi podłużnej broni za pomocą układu wypracowania poprawek w stronę przeciwną do tej, gdzie trzeba skierować broń względem celu. Wówczas podczas pokrycia linii wizowania z celem, oś broni odchylona jest od celu o wielkość sumarycznej poprawki kątowej w potrzebną stronę. Taki sposób wypracowania poprawek kątowych stosuje się przeważnie w systemach celowniczych z wizjerem optycznym. Za pomocą optycznego systemu kolimatorowego w polu widzenia pilota na przezierniku tworzy się siatka w postaci pierścienia z punktem środkowym. Linią wizowania w czasie celowania jest linia, przechodząca przez oko pilota i punkt środkowy siatki. Ruchliwość linii wizowania podczas wypracowania poprawek uzyskuje się w wyniku przemieszczenia siatki kosztem elementów ruchomych układu optycznego.

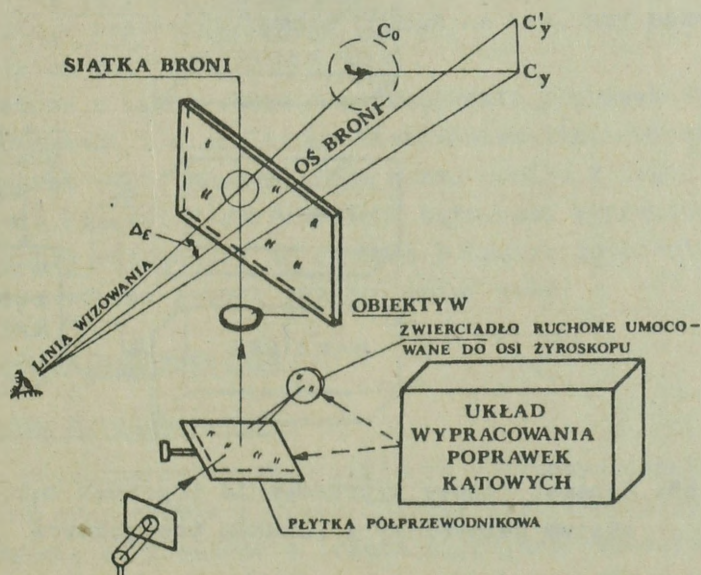
Systemy celownicze z siatką ruchomą nazywają się celownikami z zależnym kierowaniem linii wizowania. Taka nazwa wynika z tego, że położenie linii wizowania zależy od wartości sumarycznej poprawki kątowej, wypracowanej przez celownik.

Zadanie pilota podczas wykonywania celowania polega na tym, aby pokryć siatkę ruchomą z celem. W celu prawidłowego wypracowania poprawek kątowych pilot przed strzelaniem powinien manewrem samolotu śledzić cel /utrzymywać w ciągu określonego czasu punkt środkowy siatki na celu/ /rys. 64/.

Podczas dokładnego śledzenia, prędkość kątowna linii wizowania będzie równa prędkości kątowej linii odległości, a kąt między linią wizowania i osią podłużną samolotu - równy sumarycznej poprawce kątowej  $\Delta_z$

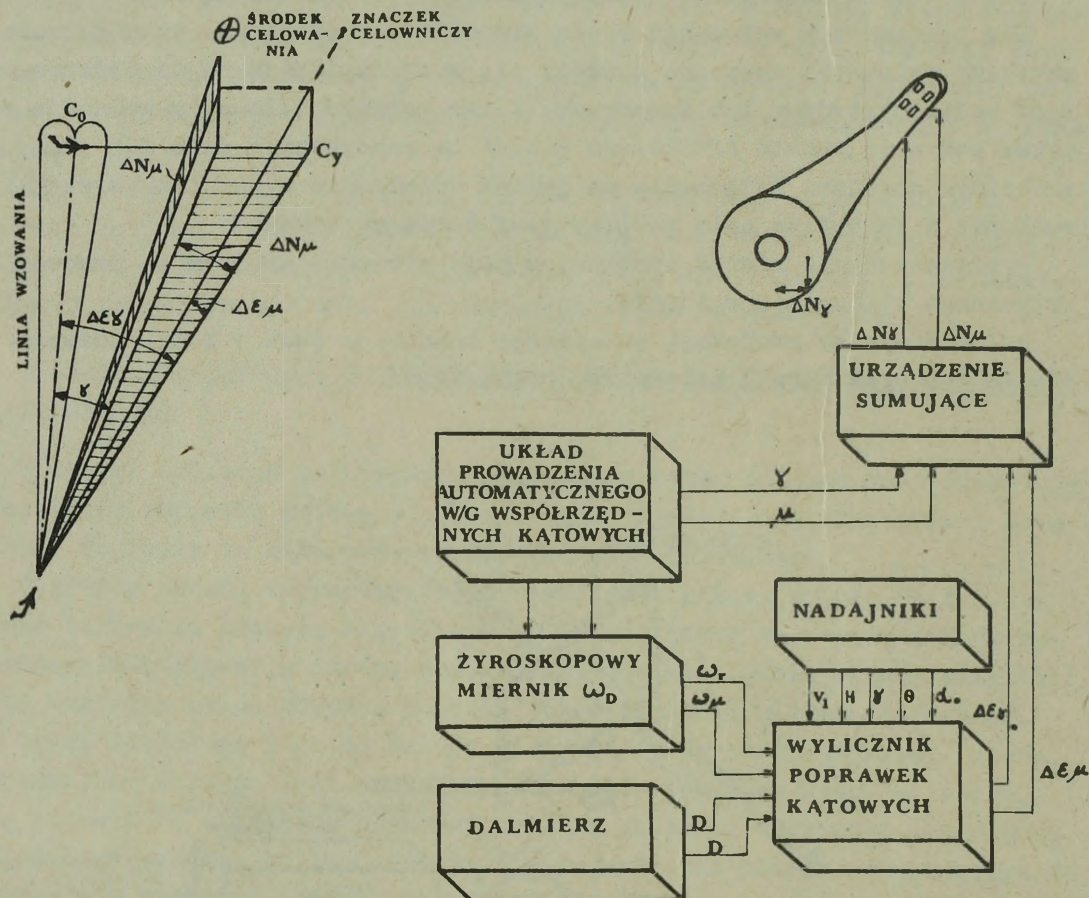
Dla celowania w warunkach braku widzialności wzrokowej celu półautomatyczne celowniki optyczne sprzęga się wizjerami bądź to na podczerwień, bądź radiolokacyjnym lub laserowym. W tym wypadku celowanie wykonuje się przez pokrycie punktu środkowego siatki ze znacznikiem celu lub jego sztucznym obrazem. Połączenie na jednym urządzeniu wskaźnikowym siatki ruchomej, i znacznika celu możliwe jest dwoma sposobami:

- przeniesienie siatki ruchomej w pole widzenia wizjera za pomocą optycznego elementu sprzężenia;
- lub w wyniku projekcji sztucznego znacznika celu w polu widzenia pilota /na przeziernik celownika optycznego/.



Rys. 64. Schemat ideowy wypracowania poprawek kątowych przez systemy celownicze z zależnym kierowaniem linii wizowania

Systemy celownicze z siatką ruchomą i wizjerem na podczerwień lub radiolokacyjnym często nazywa się celownikami z punktem początkowym. Taka nazwa wynika z tego, że wizjery na podczerwień lub radiolokacyjne tworzą w polu widzenia pilota znacznik celu, który odpowiada położeniu początkowemu /punktowi początkowemu/ celu w czasie celowania /rys. 65/. Jeżeli pilot podczas celowania wzrokowo widzi cel, to jest on obserwowany w kierunku jego znacznika.



Rys. 65. Schemat ideowy wypracowania poprawek kątowych przez system celowniczy z punktem początkowym

W radiolokacyjnych systemach celowniczych często stosuje się inny sposób wypracowania poprawki sumarycznej. W tym sposobie linią wizowania jest oś strefy równosygnałowej anteny, która śledzi cel niezależnie od manewru samolotu własnego. Śledzenie celu odbywa się w wyniku automatycznego prowadzenia celu przez oś strefy równosygnałowej. Podczas śledzenia celu według danych wyjściowych, podawanych z wizjera dalmierza i odpowiednich nadajników, urządzenie obliczające określa sumaryczną poprawkę kątową w postaci dwóch składowych  $\Delta_{E\mu}$  i  $\Delta_{E\gamma}$ . Składowe poprawki kątowej w odróżnieniu od pierwszego sposobu wypracowania poprawek nie podaje się na wskaźnik celowniczy, lecz do urządzenia sumującego, w któ-

rym dokonuje się porównania obliczonych poprawek kątowych z bieżącymi współrzędnymi kątowymi celu.

Różnica pomiędzy współrzędnymi kątowymi celu  $\mu$  i  $\nu$  i poprawkami kątowymi w odpowiednich płaszczyznach  $\Delta_{z\mu}$  i  $\Delta_{z\nu}$  są błędami naprowadzania samolotu w czasie celowania  $\Delta N_{\mu}$  i  $\Delta N_{\nu}$ . Przeważnie porównuje się nie same współrzędne katowe i poprawki, lecz ich sinusy:

$$\Delta N_{\mu} = \sin \mu - \sin \Delta_{z\mu};$$

$$\Delta N_{\nu} = \sin \nu - \sin \Delta_{z\nu}.$$

Błędy naprowadzania podawane są na wskaźnik pilota w postaci odchylenia znacznika celowniczego od środka ekranu.

Jeżeli znacznik celowniczy znajduje się w środku ekranu, to błędy naprowadzania równe są zeru, czyli współrzędne katowe celu równe składowym sumarycznej poprawce katowej i zadanie celowania będzie rozwiązane. Dlatego zadanie pilota w czasie celowania polega na tym, aby pokryć środek ekranu ze znacznikiem celowniczym.

Systemy celownicze z takim układem wypracowania poprawek kątowych nazywają się celownikami z niezależnym kierowaniem linii wizowania lub celownikami z punktem wyprzedzonym. Taka nazwa wynika z tego, że położenie linii wizowania nie zależy od poprawek kątowych, wypracowanych przez wylicznik, a znacznik celowniczy na ekranie pokazuje połączenie nie początkowe, lecz wyprzedzone /punkt wyprzedzenia/ celu.

#### 4. Zasada budowy kąta wyprzedzenia

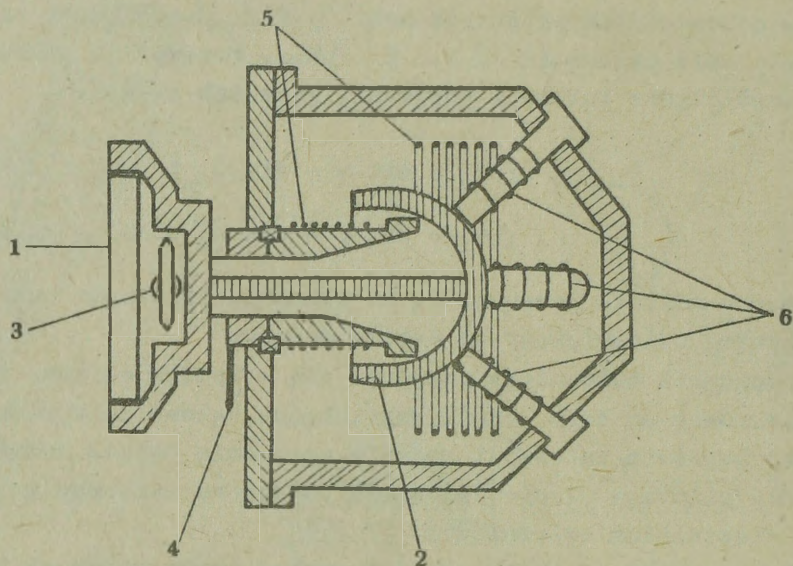
##### 4.1. Budowa zespołu żyroskopowego

W celownikach półautomatycznych z wizjerem optycznym zasadniczym urządzeniem, które wypracowuje poprawki katowe jest zespół żyroskopowy. Zespół ten składa się z żyroskopu o trzech stopniach swobody z elektromagnetycznym układem sterowania.

Wirnik żyroskopu stanowi pręt, gdzie na jednym końcu umocowane jest zwierciadło-1, wchodzące w skład optycznego układu kolimatorowego, na drugim - sferyczna czasza aluminiowa-2 obracająca się pomiędzy biegunami elektromagnesu.

Części zasadnicze zespołu: 1-zwierciadło, 2-sferyczna czasza aluminiowa, 3-zawieszenie kardanowe, 4-kołek, 5-uzwojenie zasadnicze, 6-dodatkowe uzwojenie korekcji żyroskopu.

Za pomocą zawieszenia kardanowego-3 wirnik umocowany jest w korpusie i wprawiony w ruch za pomocą silnika elektrycznego, poprzez pasek sprężynowy.



Rys. 66. Schemat zespołu żyroskopowego

Elektromagnetyczny układ sterowania żyroskopem składa się z czterech rdzeni. Nad wszystkimi rdzeniami umieszczone jest uzwojenie zasadnicze /uzwojenie kąta wyprzedzenia/ -5 zestawione z dwóch zwojów. Na każdym z rdzeni znajduje się dodatkowe uzwojenie korekcji żyroskopu-6. Uzwojenie umieszczone w płaszczyźnie symetrii i płaszczyźnie skrzydła samolotu, połączone są między sobą odpowiednio parami.

Układ elektromagnetyczny zamocowuje się w ten sposób, aby oś jego równoległa była do osi broni /oś podłużna samolotu/.

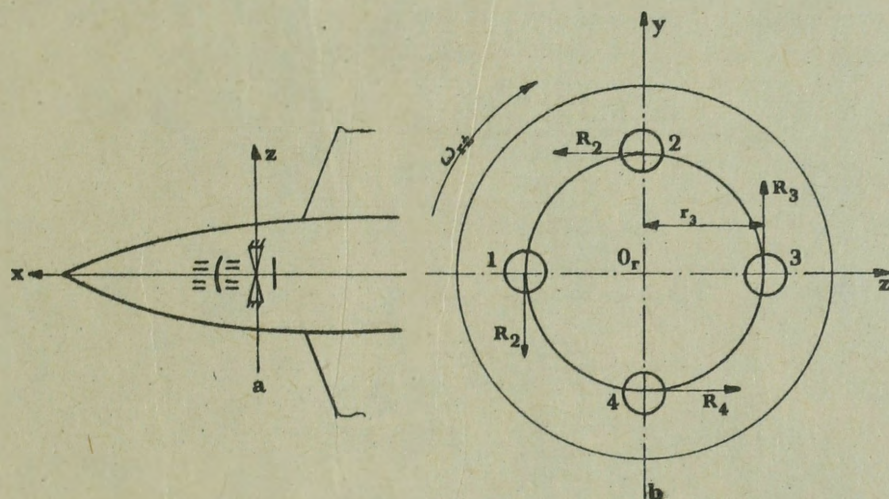
Poprawki kątowe wypracowuje się w wyniku precesji, za pomocą zespołu żyroskopowego na skutek odchylenia osi wirnika żyroskopu w stosunku do osi układu elektromagnetycznego.

Siła zewnętrzna, zmuszająca żyroskop do precesji, wytwarzana jest przez układ sterowania elektromagnetycznego.

#### 4.2. Zasada wypracowania kąta wyprzedzenia

Kąt wyprzedzenia wypracowany jest przez zespół żyroskopowy w czasie obrotu samolotu podczas śledzenia celu za pomocą punktu środkowego siatki ruchomej.

Dla określenia kąta wyprzedzenia pilot śledzi cel po linii wizowania, zaś broń skierowana jest wzdłuż drogi strzelającego samolotu. Śledzenie to zachodzi w płaszczyźnie poziomej /rys. 67/.



Rys. 67. Schemat sił działających na wirnik żyroskopu podczas lotu prostoliniowego

a - oś żyroskopu zgadza się z osią samolotu;  
b - położenie wirnika żyroskopu.

Przed wykonaniem manewru śledzenia oś żyroskopu jest zgodna z osią podłużną samolotu i wielkość siły hamującej jest równa:

$$R_1 = k_1 \cdot \phi^2 v_1$$

gdzie:  $k_1$  i  $k_2$  - stałe współczynniki charakteryzujące żyroskopy danego typu;

$\phi$  - strumień elektronów w czterech rdzeniach żyroskopu;  
 $v_1$  - prędkość liniowa elementu czaszy.

Wzór ten można napisać:

$$R_1 = k_2 \cdot I^2 \cdot \omega_{r2} \cdot r_1 = k_3 \cdot r_1 \cdot I^2$$

gdzie:  $I$  - natężenie prądu w cewkach;

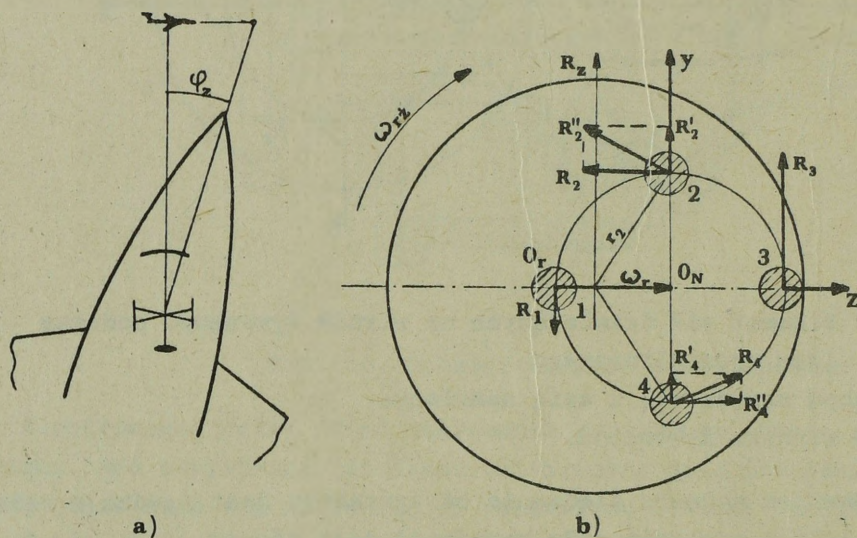
$\omega_{r2}$  - prędkość kątowna obrotów wirnika żyroskopu;

$r_1$  - odległość od środka czaszy obrotowej do każdego bieguna;

$k_3$  - stały współczynnik włączenia i prędkości kątownej obrotów wirnika.

Na początku śledzenia oś żyroskopu, zachowuje swoje początkowe położenie, zostaje za osią samolotu o kąt  $\varphi$  /rys. 68a/. Ze zmianą wzajemnego położenia żyroskopu i biegunów zmieniających siły hamujące /rys. 68b/ powstanie siła większa od zera. Jej wielkość będzie równa:

$$R_z = -R_1 + R_2' + R_3 + R_w'$$



Rys. 68. Schemat sił działających na wirnik żyroskopu podczas skrzytu samolotu

- a - oś żyroskopu nie zgadza się z osią samolotu;  
b - położenie wirnika żyroskopu

Ta ostateczna siła  $R_z$  wytworzy moment zewnętrzny. Żyroskop zacznie precesję w stronę skrzytu samolotu.

Praktycznie wielkość siły będzie zależała od:

$$R_z = k_4 \cdot I^2 \cdot \varphi_z$$

Wielkość prędkości kątowej precesji będzie równa:

$$\omega_z = k_5 \cdot I^2 \cdot \varphi_z$$

gdzie:  $k_4$  i  $k_5$  - stałe współczynniki.

W procesie skrętu samolotu miarą wielkości kąta odchylenia żyroskopu  $\varphi_r$  będzie wielkość siły  $R_x$ , a zatem wielkość i obrotowa prędkość precesji  $\omega_z$ . Jeżeli samolot wykonuje skręt ze stałą prędkością kątową  $\omega_1$  i natężenie prądu w cewkach nie zmienia się, to przez pewien czas będzie moment, gdy  $\omega_z = \omega_1$ , to kąt  $\varphi_r$  przestanie się zwiększać. W ten sposób zmianą prędkości kątowej osi samolotu  $\omega_1$  otrzymujemy potrzebną prędkość precesji żyroskopu  $\omega_z$ .

Ze wzoru poprzedniego możemy określić wartość kąta  $\varphi_z$

$$\varphi_z = \omega_z \cdot \frac{1}{k_5 \cdot I^2}$$

Istnienie kąta niezgodności żyroskopu  $\varphi_z$  powoduje pozostanie siatki celownika wzdłuż linii wizowania, a broń jest odchylona o ten kąt do przodu.

W celu polepszenia sterowności siatki /zmniejszenia jej ruchliwości podczas wahań samolotu/ jest ona tłumiona. Tłumienie siatki może być wykonane kosztem współczynnika przekładni optycznej /tłumienie optyczne/ lub też w wyniku tłumienia elektromagnetycznego żyroskopu.

Istota tłumienia optycznego polega na tym, że podczas odchylenia osi żyroskopu od osi samolotu o kąt niezgodności  $\varphi_z$  siatka celownika /linia wizowania/ odchyliła się o kąt  $\varphi_w$ . Stosunek tych kątów nazywamy współczynnikiem tłumienia optycznego i oznaczamy literą  $\mu$

$$\mu = \frac{\varphi_z}{\varphi_w}$$

Wielkość tego współczynnika wynosi od 1,2-1,5.

Wzajemne położenie osi broni /samolotu/, linii wizowania i osi żyroskopu podczas śledzenia celu będzie takie jak na rysunku 69.

Z rysunku można wyprowadzić następujące zależności:

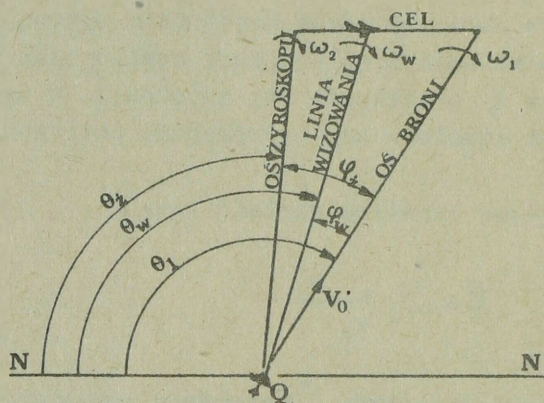
$$\left. \begin{aligned} \theta_z &= \theta_w - (\varphi_z - \varphi_w) \\ \theta_w &= \theta_1 - \varphi_w \end{aligned} \right\}$$

Uwzględniając wzór na  $\mu$  i różniczkując wyrażenia na  $\theta$  otrzymamy:

$$\begin{aligned} \omega_z &= \omega_w - (\mu - 1) \dot{\varphi}_w \\ \omega_w &= \omega_1 - \dot{\varphi}_w \end{aligned}$$

Zależność tę można zapisać:

$$\varphi_z = \left[ \omega_w - (\mu - 1) \dot{\varphi}_w \right] \frac{1}{k_5 \cdot I^2}$$



Rys. 69. Wzajemne położenie osi samolotu, linii wizowania i osi żyroskopu podczas celowania

lub

$$\varphi_w = [\omega_w - (\mu - 1) \dot{\varphi}_w] \frac{1}{k_s \cdot \mu \cdot T^2}$$

W ten sposób otrzymamy wzór, określający wielkość kąta  $\varphi_w$  podczas odchylenia osi żyroskopu o kąt  $\varphi_z$ .

Kąt wyprzedzenia celownik wypracowuje według wzoru:

$$\psi = (\omega_w - k \cdot \dot{\varphi}_z) \cdot T_{obl}$$

gdzie:  $k$  - współczynnik tłumienia, zależny od wybranego układu tłumienia siatki.

Jeżeli tłumienie odbywa się tylko kosztem współczynnika przekładni optycznej  $\mu$ , to  $k = \mu$ . Podczas tłumienia siatki kosztem współczynnika przekładni optycznej, jak i za pomocą elektromagnetycznego tłumienia żyroskopu  $k > \mu$

## 5. Ogólne zasady budowy celowników radiolokacyjnych

### 5.1. Przeznaczenie i klasyfikacja celowników

Wykonując celowanie półautomatycznymi celownikami, posiadającymi wizjer i dalmierz optyczny, strzelec musi nieprzerwanie utrzymywać punkt centralny celownika na celu, obramować go rombikami dalmierza. Jest to stosunkowo trudne i przy najmniejszym błędzie wydatnie zmniejsza skuteczność strzelania. Oczywiście, że pełne czy częściowe uwolnienie strzel-

ca od operacji śledzenia i obramowania celu /pomiar odległości/ nie powinno mieć wpływu na celność strzelania.

Zadania takie w znacznym stopniu wykonują celowniki radiolokacyjne, które mogą wykonywać śledzenie i celowanie podczas niewidoczności celu wzrokowo.

Według ilości parametrów i charakterystyk zastosowania określonych metod radiolokacji, stopnia automatyzacji procesów celowania, radiolokacyjne celowniki możemy sklasyfikować następująco:

1. Półautomatyczne z optycznym wizjerem i automatycznym radiodalmierzem.

Odległość do celu w tych celownikach mierzy się nieprzerwanie w postaci elektronicznego sygnału, proporcjonalnie do odległości, wchodzącego w urządzenie czytno-mieszające. Strzelec zwolniony jest od operacji obramowania celu rombikami. Celowanie polega na ciągłym utrzymaniu punktu centralnego wizjera optycznego na celu.

2. Półautomatyczne z radiolokacyjnym wizjerem i automatycznym radiodalmierzem.

Wszystkie trzy współrzędne celu w tych celownikach nieprzerwanie mierzy radiodalmierz i system określania danych kątowych celu, strzelec wolny jest od obramowywania celu, a w celu prawidłowego celowania wykonuje operację śledzenia poprzez umieszczenie radiolokacyjnego obrazu celu w punkcie centralnym.

3. Automatyczne celowniki radiolokacyjne, przy których strzelec całkowicie uwolniony jest od operacji związanych z celowaniem, a zadaniem jego jest wybranie celu i określenie reżimu strzelania.

## 5.2. Zasady budowy i pracy celowników radiolokacyjnych

Radiolokacyjne celowniki zamontowane na samolotach myśliwskich przeznaczone są do poszukiwania celu i przekazania dokładnych danych pilotowi podczas celowania. Celowniki te zabezpieczają możliwość użycia uzbrojenia w dzień i w nocy we wszystkich warunkach atmosferycznych, w szerokim zakresie wysokości i prędkości samolotu.

Poszukiwanie celu odbywa się w przedniej półsfery samolotu. Rozmiary strefy poszukiwania według odległości ograniczone są czułością odbiornika, a po kierunku - koniecznością odnalezienia celu pod taką sylwetką, ażeby można było wykonać atak bez specjalnego manewru. Należy pamiętać, że im większe są rozmiary strefy poszukiwania, tym więcej czasu traci się na jej obserwację. Obniża to taktyczne możliwości samolotu. Na przykład, jeżeli cel znajduje się na odległości  $D_p$  /odległość początkowa celu/ podczas jednego przeszukiwania strefy przez antenę, w danym punkcie cel znajduje się już na odległości:

$$D_{\text{posz.uk}} = D_p - V_c \cdot t_{\text{posz.uk}}$$

Przy długim czasie obserwacji  $t_{\text{posz.uk}}$ , zwiększy się i odległość  $V_c \cdot t_{\text{posz.uk}}$ .

Rozpatrując powyższe zagadnienie, należy stwierdzić, że kątowne rozmiary strefy poszukiwania radiolokacyjnej stacji samolotu myśliwskiego powinny znajdować się w przedziale sylwetek  $2/4$  w płaszczyźnie skrzydeł i  $1/4$  - w płaszczyźnie osi symetrii. Aby podczas manewru myśliwca strefa poszukiwania nie pochylała się i nie gubiła celu, powinien być przewidziany system stabilizacji zabezpieczający przeszukiwanie strefy obserwacji.

Celownik radiolokacyjny na samolocie myśliwskim powinien zabezpieczyć następujące dane o celu: odległość i dwa kąty, to znaczy azymut i położenie celu w kącie elewacji.

Jednak celownik nie może na przykład dawać jednocześnie danych o odległości niebezpiecznego zbliżenia i maksymalnej odległości strzelania. Dlatego najczęściej w konstrukcjach celowników przewidziano pracę w dwóch kolejno włączanych reżimach.

1. Reżim - "obserwacji" - przeznaczony jest do obserwacji zadanej części przestrzeni. W reżimie tym powinna być zabezpieczona możliwość odnalezienia celu i ustalenia jego przynależności; możliwość przykładowego określenia odległości celu; azymutu i położenia względem myśliwca /wyżej, niżej lub w poziomie/; powinien być oprócz tego pokazany kierunek manewru zabezpieczający wyjście myśliwca na pozycję do wykonania strzelania.

2. Reżim - "śledzenia". W reżimie tym następuje automatyczne przechwycenie celu według odległości i współrzędnych kątowych, konieczne w celu określenia prędkości zbliżania i prędkości kątowej linii odległości. Dane te wykorzystywane są przez urządzenie wyliczające dla rozwiązania zadania celowania /określenie strefy możliwego strzelania/.

W niektórych konstrukcjach celowników radiolokacyjnych dla bardziej skutecznego wykonania celowania /naprowadzenie myśliwca na cel/ wprowadzono reżim pracy "zablokowana wiązka", podczas którego antena automatycznie ustawia się w położenie według osi podłużnej samolotu.

### 5.3. Podstawowe zespoły celownika radiolokacyjnego

Rozpatrując budowę celownika radiolokacyjnego najlepiej przedstawić go w formie zespołów /bloków/ związanych ze sobą wykonującymi zadaniami.

Blok synchronizacji - przeznaczony do uzgodnienia w czasie wszystkich procesów i zjawisk, zachodzących podczas pracy celownika. Za pomocą

ultradźwiękowej linii, natychmiast kształtuje się konieczna częstotliwość sygnału sondującego /od jednego do dziesiątków kilometrów/. Walkę z zakłóceniami realizuje się przez czasową modulację wypromieniowanych sygnałów.

Blok generacji - zachodzi tu generowanie i promieniowanie impulsów sondujących wysokiej częstotliwości, jak również przyjęcie i przekształcenie przyjętych odbitych sygnałów oraz przekazanie ich do innych zespołów. Wchodząca w ten blok antena formuje wykres kierunku. W bloku tym znajduje się także urządzenie przełączające pracę anteny z nadawania na odbiór.

Blok kierowania antena - realizuje jej ruch według zadanego prawa w reżimie obserwacji, kątowne śledzenie celu w reżimie celowania i włączenie napięć proporcjonalnych do odchylenia anteny na urządzenie wskaźnikowe. Blok ten wypracowuje wysokie napięcie za pomocą generatora, mającego mechaniczną łączność z obrotowym promiennikiem. Dlatego też, ażeby podczas przechyłu samolotu strefa obserwacji nie nachylała się, znajduje się urządzenie stabilizacji przechyłu, otrzymujące sygnały, proporcjonalnie do wielkości przechyłu samolotu ze sztucznego horyzontu.

Blok odległości - realizuje automatyczne poszukiwanie celu w odległości i automatyczne, względnie półautomatyczne /po naciśnięciu przycisku/, jego przechwycenie.

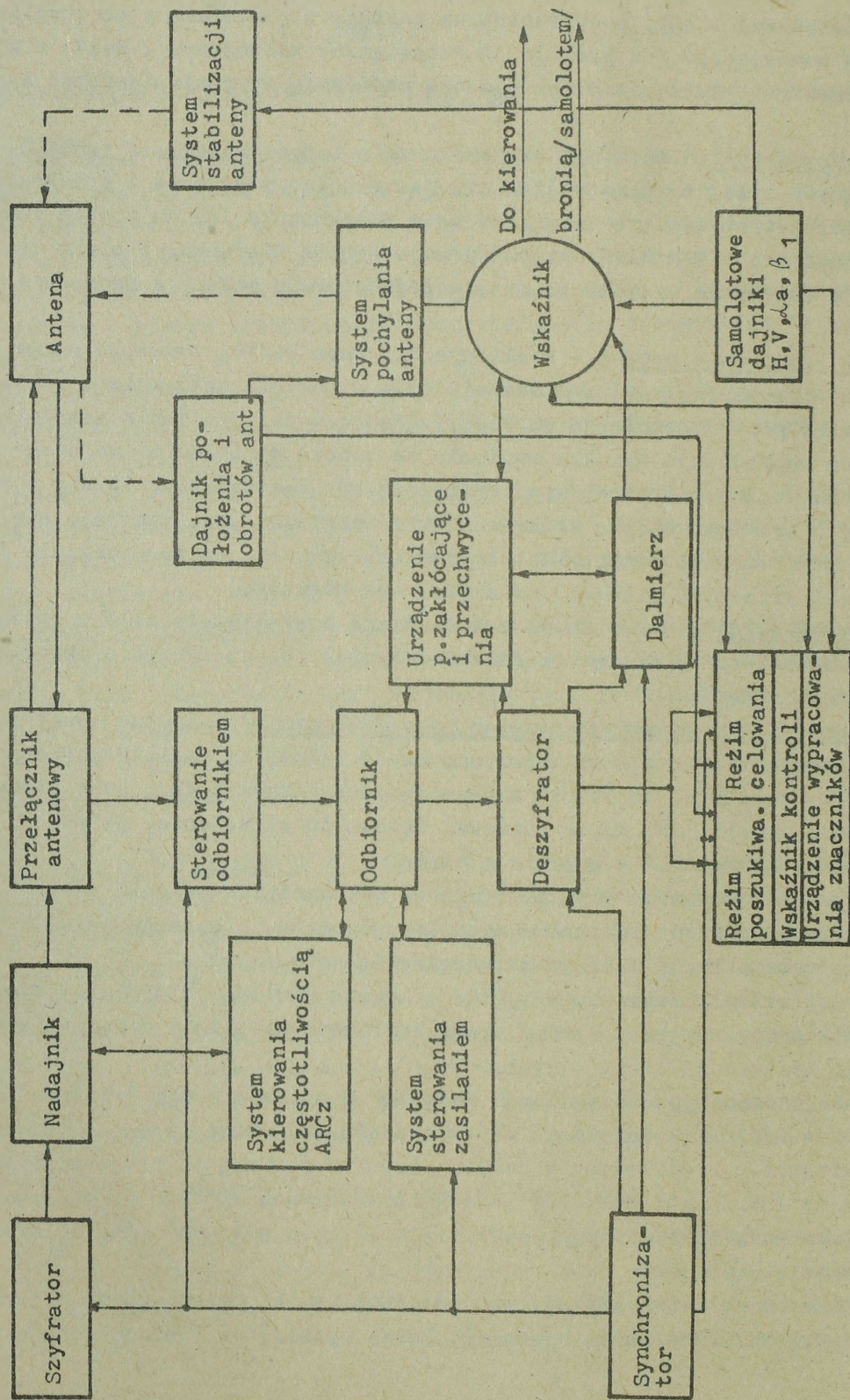
Urządzenie obliczeniowo-rozwiązujące /wylicznik/ - według współrzędnych kątowych i odległości, otrzymanych od celownika radiolokacyjnego, danych o wysokości, prędkości i przeciążenia otrzymanych z samolotowych dajników, określa potrzebne poprawki kątowne do strzelania, nakazanej odległości strzelania i wyjścia z ataku.

Wszystkie potrzebne dane pilotażowe, celowania, odpalenia rakiet, wypracowywane przez poszczególne zespoły celownika, przekazywane są do zespołu wskaźnika, a z niego na urządzenie celownicze.

Oprócz wyżej omawianych zespołów celownik posiada: blok automatycznej kontroli pracy, system ochrony przed zakłóceniami i inne urządzenia techniczne.

Funkcjonowanie poszczególnych zespołów w reżimie pracy "obserwacja" następuje według kolejności. Po włączeniu celownika antena zaczyna poszukiwanie. Zmodulowany w czasie impuls sondujący przechodzi do nadajnika /uruchamia go/, do odbiornika /przygotowuje go do obserwacji/, do kanału wskaźnika /przygotowuje do określenia odległości/ i do systemu rozpoznania.

Odbite od celu impulsy wysokiej częstotliwości przechwycone przez antenę przekazywane są na mieszacz. Tutaj wydzielone i wzmocnione echo-



Rys. 70. Schemat funkcjonalny celownika radiolokacyjnego

sygnały pośredniej częstotliwości przekazywane są na czasowy modulator, skąd przechodzą na synchronizator w celu synchronizacji ich z sygnałami "swoj-obcy". Otrzymane stąd widzialne sygnały i sygnały z bloku formowania znacznika "Góra-Dół" postępują na wskaźnik dla zobrazowania celu.

#### Schemat funkcjonalny celownika radiolokacyjnego

Schemat funkcjonalny typowego celownika radiolokacyjnego zamocowanego na samolocie myśliwskim przedstawia rysunek 70.

### 6. Ogólne wiadomości o celowniku laserowym

Jednym z najbardziej istotnych błędów związanych z użyciem broni jest niedokładność określenia odległości celu. Określenie odległości oparte na pomiarach radiowych zależy między innymi od rzeźby terenu przy atakowaniu celów na małych wysokościach i może być obciążone znacznymi błędami. Najlepszym obecnie sposobem stosowanym do pomiaru odległości jest wykorzystanie lasera, zapewniającego największą dokładność, dzięki temu, że wiązka promieniowania ma bardzo małą szerokość i krótki czas trwania impulsu.

Celownik laserowy umożliwia przeprowadzenie ataku celu punktowego na małych wysokościach, przy dużych prędkościach lotu. Urządzenie śledzące jest umieszczone w zasobniku podwieszonym pod samolotem lub zamocowane na stałe. Wykrywa ono promieniowanie laserowe rozpraszane przez cele oświetlane laserowymi wskaźnikami celów. Cel może być opromieniony z ziemi, samolotu lub śmigłowca. Urządzenie śledzące samolotu jest połączone z zespołami pokładowymi. Wykrycie promieni laserowych rozproszonych przez cel jest sygnalizowane na wskaźnikach w kabinie pilota, na celowniku lub wskaźniku nawigacyjno-celowniczym.

Samoloty wyposażone są w wyspecjalizowane elektroniczne przeliczniki nawigacyjno-celownicze /pokładowe komputery/, które na podstawie zebranych informacji umożliwiają wypracowanie danych do prowadzenia celnego strzelania.

#### 6.1. Podstawowe zespoły celownika laserowego

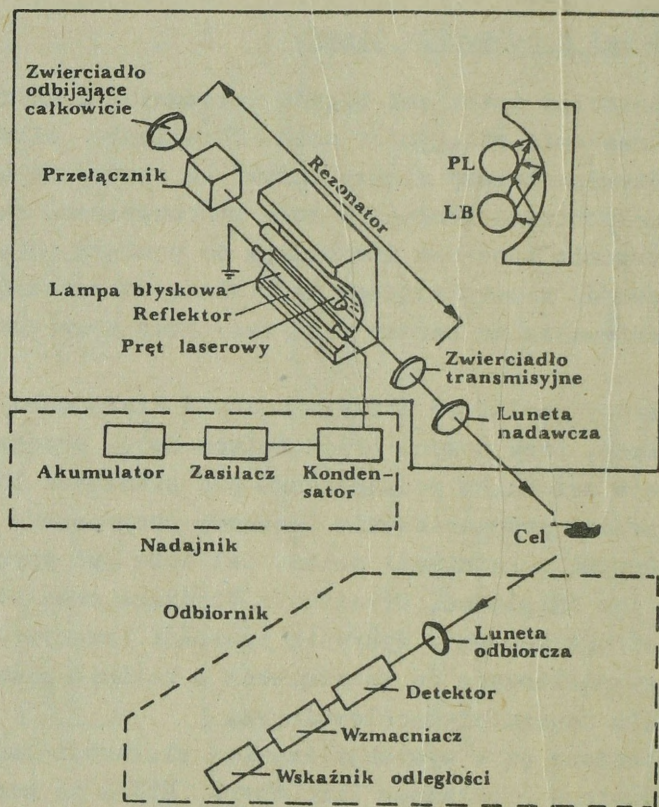
Laserowe układy celownicze tworzą nową generację optycznych układów stosowanych przy strzelaniu z działek, odpalaniu pocisków raketowych i zrzucaaniu bomb. System składa się z modułów o małych wymiarach montowanych w kabinie pilota. System ten wyróżnia się wysoką niezawodnością, ze względu na minimalną liczbę ruchomych części.

Składa się on z trzech zasadniczych jednostek:

- głowicy celowniczej do celowania i prowadzenia celu;
- komputera pokładowego;

- platformy żyroskopowej oraz zespołu kontrolującego pracę całości.

Pilot ocenia odległość strzelania przez porównanie wielkości sylwetki celu z wielkością siatki. Szerokość siatki jest ustalana przełącznikiem wyboru odległości. Umożliwia on wybór np. czterech odległości strzelania do celów powietrznych z działek, a mianowicie: 200, 400, 600 i 1200 m. Każdej odległości odpowiada inna liczba kresek na siatce celownika /rys. 71/.



Rys. 71. Zespoły dalmierza laserowego

Różnym rodzajom użytego uzbrojenia odpowiadają różne zobrazowania na celowniku.

Innym rodzajem celownika laserowego jest tak zwany system nawigacyjno-celowniczy.

Składa się z następujących układów:

- głowicy celowniczej;
- przelicznika z generatorem impulsów;
- bloku wzmacniaczy;
- zestawu dajników informacji wejściowej, w które wchodzi również

radiowysokościomierz, dajniki kątów ślizgu i ataku, dajniki temperatury powietrza i inne.

System ten zapewnia pilotowi wyświetlenie linii celowania, linii wybuchu bomb i niezbędnej informacji pilotażowej /rys. 7↑/.

Innym wariantem systemu nawigacyjno-celowiczego jest połączenie: kamery telewizyjnej, laserowego wskaźnika celu i układu optycznego, wspólnego dla kamery i wskaźnika. System połączony jest z pokładowym komputerem, stacją radiolokacyjną oraz bezwładnościowym układem nawigacyjnym, którego sygnały wykorzystywane są do stabilizacji optycznej osi systemu i utrzymania wiązki promieniowania laserowego na atakowanym celu. Po jego wykryciu załoga naprowadza kamerę telewizyjną dla rozpoznania go. Jeżeli pilot podejmie decyzję do ataku, to naprowadza krzyż wskaźnika kamery na odwzorowanie celu i układ przełączony zostaje na zakres automatycznego śledzenia. Układ rozpoczyna automatyczny pomiar kąta położenia celu oraz jego azymut i utrzymuje promień lasera na celu do chwili jego zniszczenia.

## CZEŚĆ TRZECIA

### ZASADY BOJOWEGO ZASTOSOWANIA RAKIETOWO-ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW POWIETRZNYCH

#### ROZDZIAŁ I

##### OKREŚLENIE MOŻLIWYCH WARUNKÓW ZASTOSOWANIA BOJOWEGO KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW POWIETRZNYCH

###### 1. Metody oceny możliwych warunków odpalania pocisków raketowych podczas zwalczania nie manewrujących celów powietrznych

Możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych do celów powietrznych określamy w oparciu o strefę możliwego strzelania, lub, jak nazywają ją często, o strefę możliwych odpaleń pocisków raketowych.

Przez pojęcie strefy możliwego strzelania - rozumiemy część przestrzeni wokół celu, w której znajdujący się pilot samolotu atakującego może wykonać celowane odpalenie pocisku raketowego, zapewniając jego lot do celu po torze naprowadzania, zadziałanie zapalnika i rażenie celu w wyniku wybuchu części bojowej.

Kształt i wymiary strefy możliwego strzelania /SMS/ zależą od dużej liczby różnych czynników, z których ważniejsze są:

- charakterystyki techniczne i konstrukcyjne pocisku raketowego /sposób sterowania, typ i charakterystyki aparatury sterowania, typ zapalnika, część bojowa, charakterystyki energobalistyczne i aerodynamiczne pocisku raketowego/;

- charakterystyki techniczne i konstrukcyjne systemu celowniczego zapewniające wykrycie i przechwycenie celu, przygotowanie pocisków do odpalenia, celowanie, a także opromieniowanie celu dla pocisków z półaktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzającą;

- możliwości manewrowe samolotu atakującego;

- sposób celowania i błędy dopuszczalne podczas celowania i odpalania pocisków raketowych;

- warunki odpalania pocisków raketowych /prędkość, wysokość lotu celu i samolotu strzelającego, charakter manewru celu, zakłócenia naturalne i sztuczne/.

Uwzględnienie wszystkich czynników i zbudowanie przestrzennej strefy możliwego strzelania związane jest z szeregiem trudności i dlatego w praktyce przeważnie uwzględniamy tylko podstawowe czynniki, a także przyjmujemy szereg przybliżeń upraszczających rozwiązanie danego zadania.

Zamiast przestrzennej strefy możliwego strzelania dla celów praktycznych w większości wypadków całkowicie wystarczającą jest znajomość jej granicy w płaszczyźnie poziomej i pionowej.

Strefę możliwego strzelania określamy granicą dalszą, bliższą, a w niektórych wypadkach i granicami bocznymi.

Dalsza granica charakteryzuje maksymalne odległości odpalania pocisków raketowych dla różnych kierunków strzelania. Bliższa granica określa minimalne odległości odpalania pocisków raketowych.

Dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych te dwie granice w pełni charakteryzują strefę możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej /np. R-23R/.

Dla pocisków raketowych z ograniczonym zakresem kierunków możliwego strzelania należy - oprócz tego, znać boczne granice strefy możliwego strzelania, które charakteryzują graniczne kąty kursowe /sylwetki celu/ podczas odpalania pocisków raketowych z tylnej lub przedniej półsfery celu.

Najprościej granice strefy możliwego strzelania określa się podczas prostoliniowego lotu celu, metodą grafo-analityczną. Nie jest to dokładne określenie, lecz z dużym przybliżeniem, ponieważ nie jest możliwe uwzględnienie dynamiki lotu pocisku raketowego, właściwości pracy jego aparatury sterowania.

Zanim rozpatrzymy metodę oceny możliwych warunków strzelania ocenimy wpływ oddzielnych parametrów technicznych i konstrukcyjnych pocisków raketowych na granice strefy możliwego strzelania.

W większości wypadków - podczas strzelania w płaszczyźnie poziomej lub zbliżonej do niej - charakterystyki pocisku raketowego w pełni określają dalszą i bliższą oraz boczne granice strefy możliwego strzelania dla konkretnych /ustalonych/ warunków zastosowania bojowego. W niektórych wypadkach możliwe warunki odpalania pocisków raketowych dodatkowo ograniczone są systemami celowniczymi, charakterystykami manewrowymi samolotu strzelającego, warunkami jego lotu po krzywej celowania, a także wpływem różnych zakłóceń naturalnych i sztucznych.

Na strefę możliwego strzelania wywierają wpływ następujące zasadnicze parametry konstrukcyjne i techniczne pocisków raketowych:

1. Charakterystyki energobalistyczne i techniczne pocisku raketowego. Ograniczają one maksymalny czas lotu kierowanego  $t_k$ , a także określają

rozkład zmiany prędkości i odległości lotu pocisku raketowego na odcinku aktywnym i pasywnym w różnych warunkach. Czas kierowanego lotu  $t_k$  wpływa na dalszą granicę strefy możliwego strzelania, a charakterystyki energo-balistyczne pocisku raketowego - na wszystkie granice strefy możliwego strzelania.

2. Możliwości manewrowe pocisku raketowego podczas jego lotu od momentu odpalenia do czasu spotkania z celem, które charakteryzują rozporządzone przeciążenie pocisku raketowego  $n_r$ . Wywierają one wpływ na wszystkie granice strefy możliwego strzelania.

3. Charakterystyki koordynatora samonaprowadzających się pocisków raketowych: typ koordynatora, odległość przechwycenia celu przez koordynator, maksymalny kąt odchylenia  $\varphi_k^*$  osi koordynatora od osi pocisku raketowego, maksymalna kątowa prędkość osi koordynatora podczas śledzenia celu  $\dot{\varphi}_k^*$ . Wywierają one wpływ na dalszą i boczne granice strefy możliwego strzelania, a także określają maksymalne przewyższenie /przeniesienie/ celu podczas wykonywania ataku w płaszczyźnie pionowej.

4. Charakterystyki zapalnika zbliżeniowego /czas odbezpieczenia -  $t_{odb}$ , zakres prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu  $v_{Dmin}^* - v_{Dmax}^*$ , dla których powinien on zadziałać niezawodnie/. Wpływają one tak na bliższą, jak i na dalszą granicę strefy możliwego strzelania.

W niektórych wypadkach zapalnik może ograniczyć kierunki możliwych ataków zakresem kątów kursowych, w których zapewnia się jego zadziałanie.

Rozpatrzmy budowę strefy możliwego strzelania metodą grafo-analityczną w płaszczyźnie poziomej przy zastosowaniu wszechsylwetkowego pocisku raketowego z uwzględnieniem zasadniczych parametrów pocisku i zapalnika.

Dla zbudowania granic strefy możliwego strzelania będziemy kolejno uwzględniać wpływ każdego parametru pocisku raketowego.

W celu uproszczenia rozwiązania danego zadania przyjmiemy następujące założenia:

- cel nie manewruje;
- oś pocisku raketowego w momencie odpalenia skierowana jest w punkt obliczony spotkania z celem pod kątem wyprzedzenia  $\psi_{obl}$  do linii odległości;
- pocisk raketowy naprowadzany jest na cel metodą zbliżenia równoległego i tor jego lotu jest prostoliniowy.

-----  
3/  $v_D^*$  - graniczne prędkości zbliżania pocisku raketowego

### 1.1. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według czasu lotu kierowanego

Maksymalny czas lotu kierowanego dla różnych typów pocisków rakietowych jest różny. Na przykład dla pocisków rakietowych typu R-23R/T/ wynosi  $t_k = 35$  s, dla R-13M  $t_k = 60$  s, R-3S/R/  $t_k = 21$  s, R-60  $t_k = 23$  s, RS-2US  $t_k = 12$  s. Czasy te ograniczają maksymalną odległość odpalania, ponieważ w dowolnych warunkach maksymalny czas lotu pocisku rakietowego  $t_{max}$  od momentu odpalenia do czasu spotkania z celem powinien być nie większy od czasu kierowanego lotu  $t_{max} \leq t_k$ .

Maksymalną odległość odpalenia wszechsylwetkowego pocisku rakietowego dla dowolnej konkretnej wartości kąta kursowego celu  $q$  możemy określić za pomocą wzorów:

$$D_{max} = D_y / t_{max} \cdot \cos \psi + V_c \cdot t_{max} \cdot \cos q$$

$$D_{max} = D_r / t_{max} \cdot \cos \psi + V_D \cdot t_{max}$$

gdzie:  $D_y$  - odległość wyprzedzona;

$D_r$  - odległość względna;

$V_c$  - prędkość celu;

$V_D$  - prędkość zbliżania samolotu w momencie odpalenia pocisku rakietowego

$$V_D = V_m \cdot \cos \psi + V_c \cdot \cos q$$

$\psi$  - kąt wyprzedzenia określający kierunek na punkt spotkania pocisku z celem podczas strzelania z  $D_{max}$ .

Kąt ten określamy ze znanego wzoru:

$$\sin \psi = \frac{V_c}{V_{Rsr}} \cdot \sin q$$

Średnią bezwzględną prędkość pocisku rakietowego  $V_{Rsr}$  określamy ze wzoru:

$$V_{Rsr} = \frac{D_y / t_{max}}{t_{max}}$$

lub

$$V_{Rsr} = \frac{D_r / t_{max}}{t_{max}} + V_m$$

W ten sposób, dla określenia maksymalnej odległości odpalania według maksymalnego czasu kierowanego lotu pocisku rakietowego  $t_{max} = t_k$  na

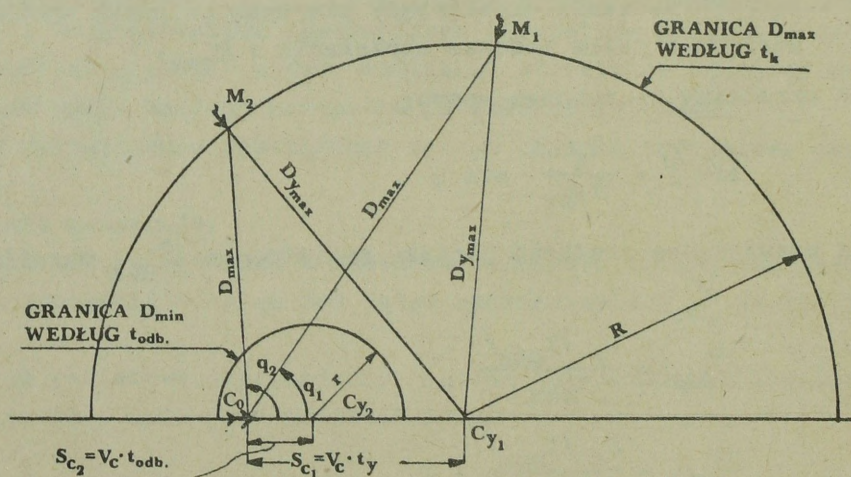
podstawie wzorów dla dowolnego kąta kursowego celu  $q$  należy określić  $D_y/t_{\max}$  lub  $D_r/t_{\max}$  w czasie  $t_{\max}$ . Odległości te określamy dla ustalonych warunków odpalenia z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego  $D_y/t, H/$  lub  $D_r/t, H/$ .

Ze wzorów na  $D_y$  i  $D_r$  możemy określić tylko jeden punkt strefy możliwego strzelania, ograniczonego czasem kierowanego lotu pocisku raketowego  $t_k$ , dla jakiegokolwiek jednego kąta kursowego  $q$ .

Dla innych kątów kursowych celu zmienia się prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu  $V_D$  i kąt wyprzedzenia  $\psi$ , a wobec tego i maksymalna odległość odpalania pocisku raketowego  $D_{\max}$ .

Ze względu na to, że wielkość  $t_k$  nie zależy od sylwetki celu, zbudowanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym według  $t_k$  możemy wykonać graficznie stosunkowo prosto. W tym celu zaznaczamy położenie celu w momencie odpalenia pocisku raketowego /punkt  $C_0$  rys. 72/ i odkładamy w określonej skali drogę celu za czas lotu kierowanego pocisku raketowego:  $S_{c1} = V_c \cdot t_k$ . Z otrzymanego punktu  $Cy_1$ , jak ze środka wykreślamy okrąg o promieniu  $R = D_{y_{\max}}$ .

Odległość od celu do tego okręgu określa dalszą granicę strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym według  $t_k$  dla dowolnego kąta kursowego celu. Faktycznie podczas odpalania pocisku raketowego z dowolnego punktu tego okręgu pocisk raketowy w czasie  $t_k$  przeleci odległość  $D_{y_{\max}}$ , która nie zależy od kąta kursowego celu i spotka się z celem w punkcie  $Cy_1$ .



Rys. 72. Schemat określania granic  $D_{\max}$  według  $t_k$  i  $D_{\min}$  według  $t_{\text{odb}}$

Odległość od punktu  $C_0$  do tego okręgu dla dowolnego kąta kursowego  $q$  jest maksymalną odległością odpalania  $D_{\max} / C_{0M_1}, C_{0M_2} /$ .

### 1.2. Określenie bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia zapalnika

Aby zadziałał zapalnik pocisku raketowego, minimalny jego czas lotu do celu powinien być większy lub równy czasowi odbezpieczenia zapalnika  $/t_{kmin} \geq t_{odb}/$ . Czas odbezpieczenia zapalnika określa bliższą granicę strefy możliwego strzelania.

Jeżeli do wzorów  $D_y$  i  $D_r$  podstawimy zamiast  $t_{\max}$  - czas  $t_{\min}$ , określany czasem odbezpieczenia zapalnika  $t_{\min} = t_{odb}$ , wówczas otrzymamy wzór dla określenia minimalnej odległości odpalania pocisku raketowego według odbezpieczenia zapalnika:

$$D_{\min} = D_y / t_{odb} \cdot \cos \psi + V_c \cdot t_{odb} \cdot \cos q$$

$$D_{\min} = D_r / t_{odb} \cdot \cos \psi + V_D \cdot t_{odb}$$

Budowę bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia  $t_{odb}$  wykonujemy analogicznie jak podczas budowy dalszej granicy według  $t_k$ , tylko droga celu wynosi  $S_{c2} = V_c \cdot t_{odb}$ , a promień okręgu  $r = D_y / t_{odb} /$  rys. 72/.

Jeżeliby nie było innych ograniczeń w odpalaniu pocisków raketowych, to strefa zawarta między tymi dwoma okręgami byłaby strefą możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym w płaszczyźnie poziomej.

Czas odbezpieczenia zapalnika  $t_{odb}$  ogranicza minimalne odległości odpalania pocisków raketowych tak w przedniej, jak i w tylnej półsfery celu. Jest on zasadniczą charakterystyką, określającą bliższą granicę strefy możliwego strzelania zarówno na małych jak i na dużych wysokościach.

### 1.3. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu $U_{Dmin}^*$ , ograniczonej zapalnikiem

Dla niezawodnego zadziałania zapalnika prędkość zbliżania pocisku raketowego  $U_D$  do celu powinna znajdować się w określonym przedziale  $U_{Dmin}^* \leq U_D \leq U_{Dmax}^*$ , która zależy od właściwości konstrukcyjnych i zasady pracy zapalnika zbliżeniowego.

Ograniczenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej wartości  $U_{Dmin}^*$  występuje podczas strzelania z tylnej półsfery celu na małych i średnich wysokościach. W tych warunkach prędkość lotu pocisku

rakietowego na pasywnym odcinku toru lotu szybko spada, co nie pozwala wykorzystać maksymalnego czasu lotu kierowanego pocisku rakietowego.

Dla określenia maksymalnej odległości odpalenia  $D_{\max}$  według  $\mathcal{V}_{D\min}^*$  dla dowolnego kąta kursowego celu  $q$  można wykorzystać poprzednio podane wzory na  $D$  według  $D_y$  i  $D_r$ . W tych wzorach w miejsce czasu kierowanego  $t_{\max} = t_k$  należy podstawić taki czas lotu  $t_{\max}$ , dla którego prędkość zbliżania do celu pocisku rakietowego dla danego kąta kursowego  $q$  będzie równa  $\mathcal{V}_{D\min}^*$ .

Podczas strzelania do celu nie manewrującego kąt kursowy celu względem pocisku rakietowego nie zmienia się od momentu odpalenia do spotkania jego z celem.

Wyłącznie na podstawie  $\mathcal{V}_{D\min}^*$  i warunków strzelania nie możemy określić czasu  $t_{\max}$ , dlatego początkowo określamy prędkość lotu pocisku rakietowego przy celu  $\mathcal{V}_{R\min}$ , dla której  $\mathcal{V}_D$  nie będzie mniejsze od  $\mathcal{V}_{D\min}^*$ . Dla dowolnego kąta kursowego celu  $q$  i znanych wielkości  $\mathcal{V}_{D\min}^*$  i  $V_c$ , wielkość  $\mathcal{V}_{R\min}$  możemy określić bądź na podstawie twierdzenia cosinusów z wektorowego trójkąta prędkości, bądź graficznie.

$$\mathcal{V}_{R\min} = \mathcal{V}_{D\min}^* \sqrt{1 + \frac{V_c}{\mathcal{V}_{D\min}^*} / - 2 \frac{V_c}{\mathcal{V}_{D\min}^*} \cdot \cos q}$$

Dla wszechsylwetkowych pocisków rakietowych wielkość minimalnej prędkości pocisku rakietowego przy celu  $\mathcal{V}_{R\min}$ , zapewniająca prędkość zbliżania do celu nie mniejszą niż  $\mathcal{V}_{D\min}^*$ , wygodnie jest określać graficznie jak na rys. 73.

Dla wąskiego sektora tylnej półsfery  $R_{\min}$  możemy określić według wzoru:

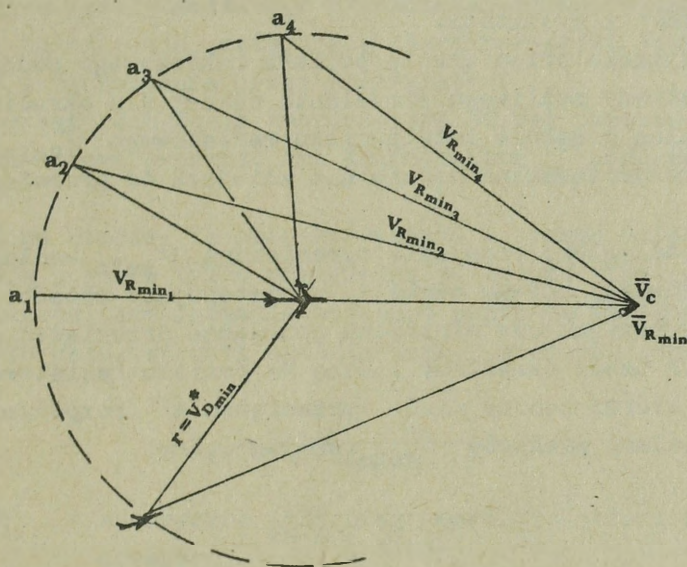
$$\mathcal{V}_{R\min} = \mathcal{V}_{D\min}^* + V_c$$

Znając wielkość  $\mathcal{V}_{R\min}$ , z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku rakietowego  $\mathcal{V}_R/t, H/$  i  $D_y/t, H/$  łatwo określamy interesujące nas wielkości  $t_{\max}$  i  $D_y/t_{\max}/$ .

Chcąc posługiwać się wykresami względnych prędkości i odległości lotu pocisku rakietowego  $\mathcal{V}_r/t, H/$  i  $D_r/t, H/$  należy określić wielkość względnej prędkości pocisku rakietowego ze wzoru:

$$\mathcal{V}_r = \mathcal{V}_{R\min} - V_m$$

Wyprzedzone odległości  $D_y/t_{\max}/$  i  $D_y/t_{\min}/$  określamy ze wzorów:



Rys. 73. Schemat określania  $V_{Rmin}$  według  $U_{Dmin}^*$

$$D_y/t_{max}' = D_r/t_{max}' + V_m \cdot t_{max}$$

$$D_y/t_{min}' = D_r/t_{min}' + V_m \cdot t_{min}$$

W ten sposób, dla dowolnego  $q$  w określonych warunkach strzelania możemy znaleźć maksymalną odległość odpalenia  $D_{max}$ , ograniczoną minimalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu  $U_{Dmin}^*$  według zapalnika.

#### 1.4. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego

Dla normalnego naprowadzenia pocisku raketowego na cel należy dążyć do tego, ażeby potrzebne przeciążenie nie było większe od przeciążenia rozporządzalnego w ciągu całego czasu jego lotu do celu  $n_p \leq n_r$ . Jeżeli przeciążenie rozporządzalne będzie mniejsze od potrzebnego, to lot pocisku raketowego po torze określonej metody naprowadzania będzie niemożliwy, i dochodzi do zerwania naprowadzania lub zwiększenia chybiaenia pocisku raketowego. Potrzebne przeciążenie pocisku raketowego zależy od metody naprowadzania i charakterystyk aparatury sterowania, a rozpo-

rzędzalne - od charakterystyk aerodynamicznych pocisku raketowego i warunków strzelania.

Rozporządźalne przeciążenie konkretnego pocisku raketowego zależy od liczby  $Ma$  /Macha/ i wysokości.

Dla uwzględnienia przeciążenia pocisku raketowego podczas budowy dalszej granicy strefy możliwego strzelania należy dla określonych warunków znaleźć minimalną prędkość lotu pocisku raketowego  $V_{Rmin}$ , dla której przeciążenie rozporządźalne będzie nie mniejsze od przeciążenia potrzebnego.

Maksymalną odległość odpalania ograniczoną  $V_{Rmin}$ , według przeciążenia pocisku raketowego, możemy określić w następujący sposób: dla ustalonych warunków ataku przyjmujemy minimalne potrzebne przeciążenie pocisku raketowego  $n_p$ . Z tabel określamy liczbę  $Ma$  pocisku raketowego w zależności od  $H$ , dla której będzie mieć przeciążenie rozporządźalne  $n_R^* = n_p$ . Następnie określamy wielkość  $V_{Rmin}$  według wzoru:

$$V_{Rmin} = a \cdot Ma$$

gdzie:  $a$  - prędkość dźwięku na określonej wysokości lotu.

Na podstawie minimalnej prędkości  $V_{Rmin}$  z wykresów charakterystyk energobalistycznych  $V_R/t, H/$ ,  $D_y/t, H/$  lub  $V_R/t, H/$ ,  $D_x/t, H/$ , określamy maksymalny czas lotu pocisku raketowego  $t_{max}$  i odległość  $D_y/t_{max}/$ . Następnie zadanie rozwiązujemy analogicznie do rozpatrzonego poprzednio określania maksymalnej odległości odpalania według  $t_k$  dla dowolnego kąta kursowego lub wąskiego sektora tylnej /przedniej/ półsfery celu.

Ograniczenie maksymalnej odległości odpalania według wielkości  $V_{Rmin}$  uwarunkowane rozporządźalnym przeciążeniem pocisku raketowego  $n_R^*$ , przeważnie występuje podczas strzelania z przedniej półsfery celu na dużych wysokościach lotu i pod dużymi sylwetkami celu. Dla małych prędkości lotu celu może również występować podczas strzelania w tylnej półsferze celu.

Rozporządźalne przeciążenie pocisku raketowego w szeregu wypadków, szczególnie podczas manewru celu, ogranicza nie tylko dalszą, lecz i bliższą oraz boczne granice strefy możliwego strzelania.

#### 1.5. Określenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według charakterystyk koordynatora pocisku raketowego

Podczas strzelania samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi koniecznym warunkiem naprowadzania pocisku na cel jest jego przechwycenie i automatyczne prowadzenie przez koordynator pocisku w ciągu całego czasu lotu od momentu odpalenia do spotkania z celem. Zerwanie prowadzenia

celu przez koordynator prowadzi do zerwania naprowadzania pocisku raketowego na cel.

Dalszą granicę strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowymi pociskami raketowymi ograniczają następujące charakterystyki koordynatora:

- odległość przechwycenia przez koordynator;
- maksymalny kąt odchylenia koordynatora od osi pocisku raketowego  $\varphi_k^*$
- maksymalna kątowna prędkość osi koordynatora  $\dot{\varphi}_k^*$  podczas śledzenia celu.

Należy mieć na uwadze, że charakterystyki i zasada działania koordynatora ograniczają się nie tylko maksymalną odległość odpalania, ale również możliwe warunki zastosowania bojowego pocisków raketowych /minimalna wysokość lotu celu, warunki atmosferyczne, kierunki strzelania itd./.

$$D_K = D_W \sqrt{\frac{P_{\Sigma c} \tau_c}{P_{\Sigma w} \tau_w}}$$

- gdzie:  $P_{\Sigma c}$  i  $P_{\Sigma w}$  - sumaryczne siły ciągu samolotu celu i samolotu wzorcowego;
- $\tau_c$   $\tau_w$  - współczynniki przepuszczalności promieni podczerwieni przez atmosferę, odpowiednio na wysokości lotu samolotu - wzorcowego  $H_w$  i na  $H_c$  lotu celu  $H_c$ ;
- $D_w$  - odległość działania koordynatora do samolotu przyjętego za wzorzec.

$$D_K = D_W \sqrt{\frac{\sigma_c}{\sigma_w}}$$

- gdzie:  $D_w$  - odległość działania koordynatora do samolotu wzorcowego;
- $\sigma_c$  - skuteczna powierzchnia odbicia celu w  $m^2$ ;
- $\sigma_w$  - skuteczna powierzchnia odbicia samolotu wzorcowego w  $m^2$ .

Odległość przechwycenia celu tak przez cieplny, jak i radiolokacyjny koordynator, zależy od czułości urządzenia odbiorczego koordynatora, mocy sygnałów odbitych lub wypromieniowanych przez cel, a także od sposobu naprowadzania koordynatora pocisku raketowego na cel dla jego przechwycenia.

Naprowadzanie koordynatora na cel może być wykonane przez bezpośredni manewr samolotu lub też automatycznie według sygnałów urządzenia liczącego systemu celowniczego.

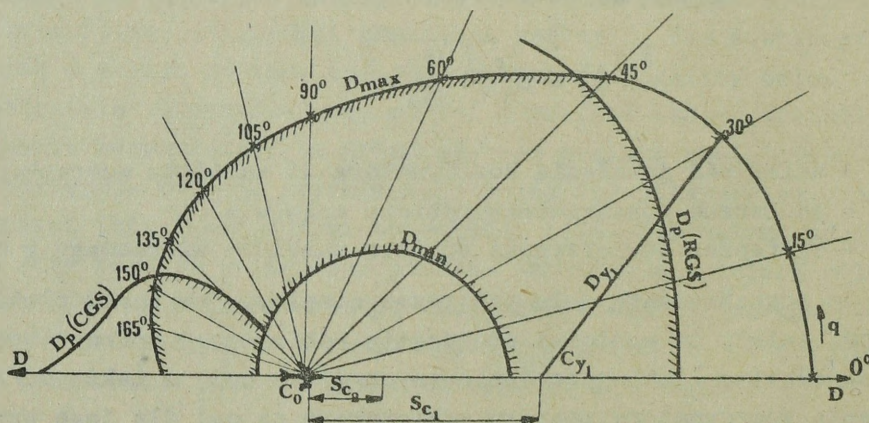
W pierwszym wypadku pilot samodzielnie naprowadza na cel osł unieruchomionego koordynatora pocisku raketowego. Tak wykonuje się przechwycenie celu podczas odpalania pocisków raketowych na podczerwień. Przy tym

maksymalna odległość przechwycenia celu zależy od charakterystyk koordynatora i celu.

W drugim wypadku maksymalna odległość przechwycenia celu przez koordynator zależy nie tylko od charakterystyk celu i koordynatora, lecz i od momentu podania przez celownik sygnału, według którego koordynator zaczyna się naprowadzać na cel. Dlatego maksymalna odległość przechwycenia celu przez koordynator cieplny lub radiolokacyjny nie może być większa od odległości do celu w momencie podania komendy "Naprowadzenie". Odległości przechwycenia celu przez koordynator pocisku raketowego podane są w rozdziałach poprzednich.

## 2. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania pociskami raketowymi dla różnych kątów kursowych w płaszczyźnie poziomej

W czasie budowy dalszej granicy strefy możliwego strzelania na jednym rysunku należy umieścić wszystkie poprzednio rozpatrzone strefy. Aby nie wykonywać zbytecznych obliczeń i rysunków, początkowo określamy, jaki z czynników najbardziej ogranicza maksymalną odległość odpalenia dla różnych kątów kursowych celu.



Rys. 74. Schemat budowy strefy możliwego strzelania

W tym celu wygodnie jest zbudować w jednakowej skali ogólny wektorowy diagram minimalnych prędkości lotu pocisku raketowego  $v_{Rmin}$ , jaką powinien posiadać dla ustalonych warunków ataku z uwzględnieniem wszystkich czynników.

Następnie zbudować strefę możliwych strzelań dla wszechsylwetkowego pocisku w płaszczyźnie poziomej, oznaczając poszczególne ograniczenia podane poprzednio.

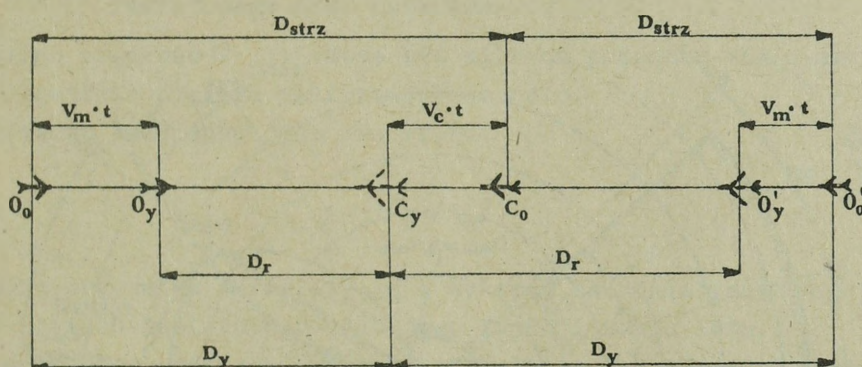
### 3. Właściwości budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze tylnej/przedniej/ półsfery celu

Jak było rozpatrzone poprzednio, przy założeniu, że prędkość zbliżania samolotu atakującego  $V_D$  i pocisku rakietowego  $V_D$  do celu w wąskim sektorze przedniej i tylnej półsfery odpowiednio są równe:

$$V_D = V_m \pm V_c$$

$$V_D = V_r \pm V_D$$

to metoda budowy strefy możliwego strzelania jest znacznie uproszczona.



Rys. 75. Schemat określania odległości strzelania pociskami rakietowymi z ograniczonym zakresem

$$D_{strz} = D_y \pm V_c \cdot t$$

$$D_{strz} = D_r + V_D \cdot t$$

$$D_y = D_r + V_m \cdot t$$

$$D_{max} = D_{ymax} \pm V_c \cdot t_{max}$$

$$D_{min} = D_{ymin} \pm V_c \cdot t_{min}$$

lub

$$D_{\max} = D_{r\max} + V_D \cdot t_{\max}$$

$$D_{\min} = D_{r\min} + V_D \cdot t_{\min}$$

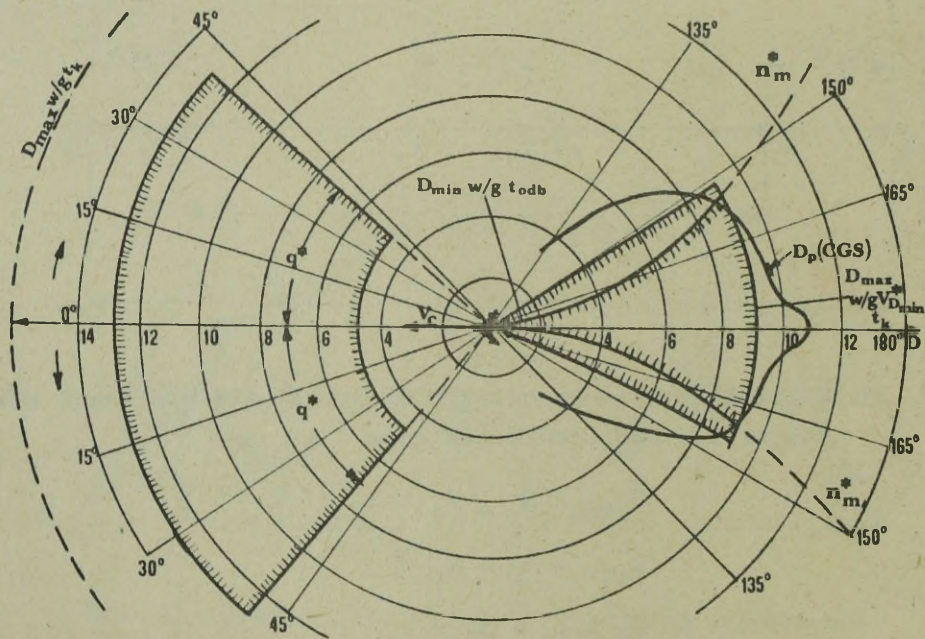
gdzie:  $D_y$  - wyprzedzona odległość pocisku raketowego;

$D_r$  - odległość lotu pocisku raketowego w stosunku do samolotu myśliwskiego;

$t$  - czas lotu pocisku raketowego.

W tym wypadku dla zbudowania dalszej granicy strefy możliwego strzelania należy określić maksymalny czas lotu pocisku raketowego  $t_{\max}$  dla  $q = 0$  lub  $180^\circ$ , z uwzględnieniem każdego z czynników  $t_k^*$ ,  $v_{D\min}^*$ ,  $n_r^*$ . maksymalną i minimalną odległość odpalania obliczamy ze wzorów wcześniej podanych.

Podczas budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze dalszą i bliższą granicę rysujemy w postaci łuków okręgowych.



Rys. 76. Strefa możliwego strzelania pociskiem raketowym

Odległość przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny lub ciepły określamy jednakowo tak dla wszechsylwetkowego pocisku raketowego jak i dla wąskiego sektora.

Boczną granicę strefy możliwego strzelania określamy na podstawie różnych czynników: maksymalnego kąta odchylenia koordynatora pocisku rakietowego  $\varphi_k^*$ , maksymalnej prędkości kątowej koordynatora podczas śledzenia celu  $\dot{\varphi}_k^*$ , rozporządzalnego przeciążenia pocisku rakietowego  $n_m^*$ .

Dla przyjętego poprzednio założenia, że pocisk rakietowy wykonuje lot według metody zbliżania równoległego od momentu włączenia aparatury sterowania, graniczny kąt kursowy  $q^*$ , określają boczną granicę strefy możliwego strzelania według  $\varphi_k^*$ , obliczamy ze wzoru:

$$\sin q^* = \frac{V_{Rmin}}{V_c} \cdot \sin \varphi_k^* - \Delta \varphi_k - \alpha_r$$

gdzie:  $V_{Rmin}$  - minimalna bezwzględna prędkość pocisku rakietowego;  
 $V_c$  - prędkość celu;  
 $\varphi_k^*$  - graniczny kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku;  
 $\Delta \varphi_k$  - dynamiczne wahanie pocisku rakietowego;  
 $\alpha_r$  - kąt między osią podłużną i wektorem prędkości pocisku rakietowego /kąt natarcia/.

Minimalna prędkość  $V_{Rmin}$  może być albo na początku kierowanego lotu, albo na podejściu pocisku rakietowego do celu.

W pierwszym przypadku jest ona równa:

$$V_{Rmin} = v_m + V_r / t_a$$

W drugim przypadku określamy ją z wykresu charakterystyk energobalisticznych pocisku rakietowego jako jego funkcję czasu lotu.

Boczną granicę według  $n_m^*$  podczas strzelania bezpośrednim naprowadzeniem /  $\psi = 0$  / budujemy w postaci łuku okręgu, stycznego do wektora prędkości celu.

Promień okręgu określamy ze wzoru:

$$r = \frac{V_m \cdot V_c}{2g \sqrt{n_m^{*2} - 1}}$$

Analiza strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej bez manewru celu wskazuje, że w tylnej półsferze dalsza granica strefy możliwego strzelania określana jest na małych wysokościach z zasady minimalną prędkością zbliżania pocisku rakietowego do celu, ograniczonej zapalnikiem  $V_{Dmin}^*$  a na dużych - czasem kierowanego lotu pocisku rakietowego lub odległością przechwycenia celu przez koordynator.

Dalsza granica strefy możliwego strzelania w tylnej półsferze celu tak dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych, jak i dla wąskiego sektora, zależy w głównej mierze od wysokości i prędkości zbliżania  $V_D$  samolotu atakującego do celu. Ze zwiększeniem wysokości lotu dla jednakowej prędkości zbliżania samolotu atakującego do celu, a ze wzrostem prędkości zbliżania na jednakowej wysokości rosną maksymalne odległości odpalania pocisków raketowych.

Bliższa granica strefy możliwego strzelania, określana czasem odbezpieczenia zapalnika, praktycznie nie zależy od wysokości lotu. Natomiast nieco wzrasta ona wraz ze wzrostem prędkości zbliżania samolotu atakującego do celu.

W przedniej półsferze celu dalsza granica strefy możliwego strzelania przeważnie określana jest odległością przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny i dlatego praktycznie nie zmienia się w zależności od wysokości lotu i prędkości zbliżania do celu.

Bliższa granica strefy możliwego strzelania określana jest czasem odbezpieczenia zapalnika i zależy w głównej mierze od prędkości zbliżania samolotu atakującego do celu  $V_D$ .

Boczną granicę strefy możliwego strzelania podczas odpalania z kątem wyprzedzenia przeważnie określamy maksymalnym kątem odchylenia koordynatora pocisku raketowego. Rozszerza się ona przy zwiększaniu prędkości samolotu atakującego w stosunku do celu.

Podczas strzelania z wykorzystaniem metody bezpośredniego naprowadzania /  $\Psi = 0$  / boczną granicę strefy możliwego strzelania określamy przeciążeniem pocisku raketowego. Ze zwiększeniem wysokości strefa możliwego strzelania zwęża się wskutek zmniejszenia rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego.

#### 4. Możliwości wykonania powtórnych odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku

Możliwość wykonania powtórnych odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku zależy od zakresu dowolnej odległości strzelania  $\Delta D = D_{\max} - D_{\min}$ , prędkości zbliżania samolotu odpalającego do celu  $V_D$ , czasu sumarycznego  $t_z$ , potrzebnego na wykonanie oddzielnych operacji w powtórny odpaleniu, a także gotowości systemu uzbrojenia samolotu do powtórnego odpalenia.

Jeżeli pierwsze odpalenie wykonujemy z maksymalnej odległości, to możliwą ilość odpaleń określamy z warunku:

$$D_{\max} - D_{\min} \geq (N - 1) / V_D \cdot t_z$$

Stąd możliwa ilość odpaleń pocisków rakietowych w jednym ataku wynosi:

$$N = \frac{D_{\max} - D_{\min}}{V_D \cdot t_z} + 1$$

Podczas wykonywania powtórnego strzelania bez kontroli wyników poprzedniego, czas sumaryczny wynosi:

$$t_z = t_c + t_{\text{got}}$$

gdzie:  $t_c$  - czas potrzebny dla udokładnienia celowania przed powtórnym odpaleniem;

$t_{\text{got}}$  - czas gotowości systemu uzbrojenia samolotu do powtórnego odpalenia.

Jeżeli celowanie i przygotowanie uzbrojenia wykonywane jest równoległe, to bierzemy maksymalny z tych czasów.

Minimalny czas  $t_z$  podczas strzelania bez kontroli wyników powinien być taki, aby wykluczyć wpływ pierwszego pocisku rakietowego na pracę aparatury sterowania i zapalnik drugiego pocisku.

Podczas strzelania z kontrolą wyników czas sumaryczny potrzebny do wykonania powtórnego odpalenia wynosi:

$$t_z = t_1 + t_{\text{kw}} + t_c, \text{ przy czym } t_z \geq t_{\text{got}}$$

gdzie:  $t_1$  - czas lotu pocisku rakietowego do celu;

$t_{\text{kw}}$  - czas kontroli wyników działania pocisku rakietowego na cel;

$t_c$  - czas potrzebny dla uściślenia celowania przed powtórnym odpaleniem.

W przybliżeniu można przyjąć:  $t_c = 3-5$  s,  $t_{\text{kw}} = 4-6$  s, czas gotowości systemu uzbrojenia samolotu do powtórnego odpalenia  $t_{\text{got}}$  określamy charakterystykami konkretnych systemów. Podczas określania czasu sumarycznego  $t_z$ , należy brać czas rzeczywisty potrzebny pilotowi do wykonania powtórnego odpalenia z uwzględnieniem możliwości pokrycia w czasie niektórych operacji.

Bardziej realną liczbą strzelań w jednym ataku są dwa odpalenia rakietowych pocisków małego zasięgu /kolejne odpalenia dwóch pocisków jednego typu lub dwóch salw po dwa pociski rakietowe w każdej/. Podczas oceny możliwości powtórnego odpalania personel latający powinien znać minimalną odległość odpalenia pierwszego  $D_{\text{imin}}$ , dla którego zapewnia się jeszcze wykonanie powtórnego strzelania.

Odległość tę określamy zależnością:

$$D_{Imin} \geq D_{min} + v_D \cdot t_z$$

gdzie:  $D_{min}$  - minimalna odległość odpalania

## 5. Ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu strzelającego

### 5.1. Równanie ruchu i toru lotu samolotu strzelającego podczas celowania i strzelania

Dla oceny warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych należy umieć budować tory lotu samolotu atakującego podczas śledzenia celu i celowania, określać ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu atakującego i warunków jego wejścia w strefę możliwego strzelania.

Jeżeli w czasie zbliżania do celu pilot może wykonywać lot bardziej lub mniej dowolnie, to w procesie celowania przed strzelaniem lot powinien być wykonany po dokładnie określonym torze nazwanym krzywą celowania.

Krzywa celowania jest to taki tor lotu atakującego samolotu, na którym pilot wykonuje ciągle celowanie.

Kinematyczne równanie ruchu samolotu atakującego podczas prostoliniowego lotu celu łatwo możemy otrzymać z poniższego rysunku /rys. 77/, rzucając wektory  $\bar{v}_m$  i  $\bar{v}_c$  na linię odległości i prostopadłą do niej:

$$\dot{D} = -v_m \cdot \cos \psi + v_c \cdot \cos \alpha$$

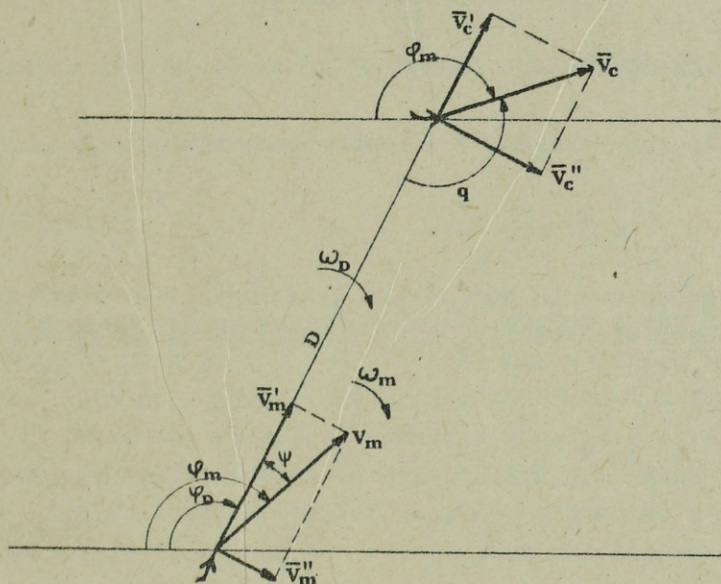
$$\dot{\alpha} = \frac{1}{D} v_c \cdot \sin \alpha - v_m \cdot \sin \psi /$$

W analitycznym rozwiązaniu zadania ruchu samolotu atakującego po krzywej celowania te dwa równania należy zamknąć trzecim równaniem, określającym kierunek wektora  $v_m$  podczas lotu po krzywej celowania. Konkretnie wyrażenie trzeciego równania zależy od metody rozwiązania celowania.

Podczas strzelania pociskami rakietowymi, samolot atakujący wykonuje lot po krzywej pościgu, dlatego równaniem zamykającym będzie  $\psi = 0$ .

Podczas celowania z obliczonym kątem wyprzedzenia  $\psi_{obl}$ , który obliczany jest przez wylicznik celownika, równaniem zamykającym będzie:  $\psi = \psi_{obl}$ .

W czasie lotu samolotu atakującego po torze zbliżania równoległego równanie zamykające posiada postać:  $\omega_D = 0$ .



Rys. 77. Schemat lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania

Wykorzystując równanie różniczkowe, określające kinematyczny tor samolotu atakującego możemy napisać.

Prędkość zbliżania do celu  $V_D = -\dot{D}$ .

Dla  $\psi = 0$

$$V_D = V_m + V_c \cdot \cos q$$

Kątowa prędkość linii odległości bez manewru celu równa:

$$\omega_D = \dot{q}$$

Dla  $\psi = 0$

$$\omega_D = \frac{V_c}{D} \cdot \sin q$$

Kątowa prędkość samolotu myśliwskiego w czasie lotu po krzywej celowania równa:

$$\omega_m = \dot{\varphi}_m = \omega_D + \dot{\psi}$$

Dla  $\psi = 0$

$$\omega_m = \omega_D = \frac{V_c}{D} \cdot \sin q$$

Dla  $\psi = \psi' = \text{const.}$

$$\omega_m = \frac{V_c \cdot \sin q \pm V_m \cdot \sin \psi'}{D}$$

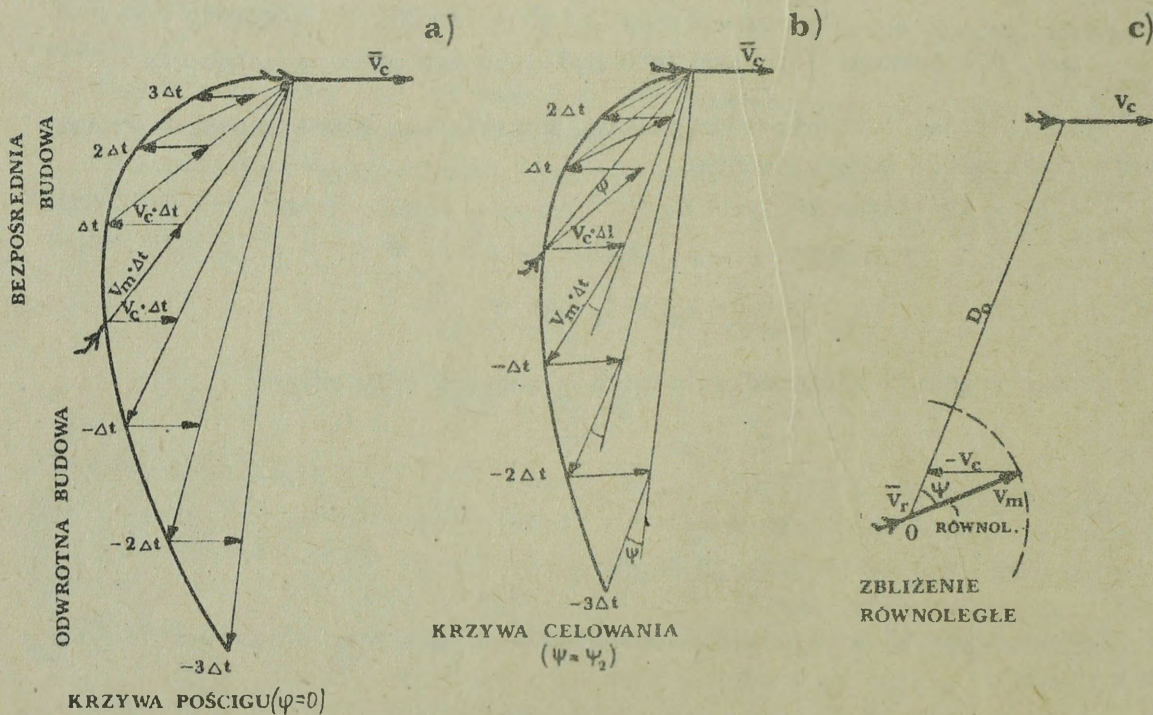
znak "minus" odpowiada dodatniemu, a "plus" ujemnemu kątowi wyprzedzenia  $\psi'$ .

Dla metody równoległego zbliżania do celu manewrującego

$$\omega_m = \omega_D = 0$$

Najprościej krzywe celowania buduje się graficznie dla ustalonych warunków  $D_0$  i  $q_0$ , znanych wielkości  $V_c$  i  $V_m$  z wykorzystaniem równania wektorowego

$$\bar{V}_D = \bar{V}_m - \bar{V}_c$$



Rys. 78. Schemat budowy krzywych celowania

Wielkość kąta wyprzedzenia  $\psi_{\text{równ}}$  określamy z warunku kierunku wektora prędkości względnej  $\psi_r$  na cel:

$$\sin \psi_{\text{równ}} = \frac{V_c}{V_m} \cdot \sin q$$

Kąt kursowy określamy ze wzoru:

$$\sin q_k = \frac{V_m}{V_c} \cdot \sin \psi_R$$

Dla dowolnych warunków początkowych, oprócz ataku dokładnie z przodu, lot po krzywej pościgu /  $\psi = 0$  /, kończy się wyjściem w ogon samolotu celu.

Podczas lotu po krzywej celowania z obliczonym kątem wyprzedzenia  $\psi_R < \psi_{\text{równ}}$ , samolot atakujący wychodzi również w tylną półsferę celu.

Im mniejsza jest różnica pomiędzy obliczonym kątem wyprzedzenia  $\psi_R$  i  $\psi_{\text{równ}}$ , tym mniejsza krzywizna krzywej celowania, a w związku z tym i mniejsza wielkość przeciążenia potrzebna samolotowi atakującemu.

## 5.2. Warunki lotu samolotu atakującego po krzywej celowania

Lot samolotu atakującego po dowolnej krzywej celowania lub jej części możliwy jest wtedy, kiedy potrzebne przeciążenie  $n_p$  będzie nie większe od granicznego  $n^*$  /  $n_p \leq n^*$  /. Wielkość potrzebnego przeciążenia dla lotu na dowolnym odcinku krzywej celowania zależy od jej krzywizny, a przeciążenie graniczne określamy różnymi czynnikami: przeciążeniem rozporządzalnym samolotu atakującego na podstawie jego charakterystyk aerodynamicznych, fizjologicznych możliwości pilota, warunków atakowania celu, a także ograniczeń dotyczących przeciążenia granicznego nakładanego przez system uzbrojenia.

Tak więc, w czasie oceny możliwości wykonania strzelania celowanego, jeśli chodzi o charakterystyki manewrowe samolotu atakującego, to należy określić przeciążenie potrzebne dla lotu po krzywej celowania i porównać je z granicznym.

Nadmiar przeciążenia potrzebnego podczas lotu po dowolnej krzywej celowania określamy ze wzoru:

$$n_j = \frac{V_m \cdot \omega_m}{g}$$

Nadmiar przeciążenia związany jest z przeciążeniem aerodynamicznym  $n_y$  zależnością:

$$n_j = \sqrt{n_y^2 - 1} = \text{tg } \delta \quad / \text{w płaszczyźnie poziomej}/$$

$$n_j = /n_y/ \pm \cos \Theta \quad /w \text{ płaszczyźnie pionowej}/.$$

Znak "plus" odpowiada strzelaniu z tyłu z dołu i z przodu z góry, znak "minus" - z tyłu z góry i z przodu z dołu.

Podczas lotu po krzywej pościgu nadmiar potrzebnego przeciążenia obliczamy ze wzoru:

$$n_j = \frac{V_m \cdot V_c}{g \cdot D} \cdot \sin q$$

W czasie lotu ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia  $\psi'$  nadmiar przeciążenia potrzebnego określamy ze wzoru:

$$n_j = \frac{V_m / V_c \cdot \sin q - V_m \cdot \sin \psi'}{g \cdot D}$$

W metodzie równoległego zbliżania do celu manewrującego gdy  $n_j = 0$ , przeciążenie samolotu atakującego nie ogranicza możliwych warunków strzelania.

Analizując możliwości wykonania lotu po różnych krzywych celowania w płaszczyźnie poziomej i pionowej przeważnie określamy strefę dużych przeciążeń.

Strefą dużych przeciążeń nazywamy część przestrzeni wokół celu, w której podczas lotu po krzywej celowania przeciążenie potrzebne samolotu atakującego jest większe od granicznego.

Rozpatrzmy metodę określania strefy dużych przeciążeń podczas lotu po krzywej celowania z  $\psi = 0$  i ze stałym kątem wyprzedzenia  $\psi'$ .

Lot po krzywej celowania z  $\psi = 0$

Równanie granicy strefy dużych przeciążeń podczas lotu samolotu atakującego po krzywej celowania /  $\psi = 0$  / łatwo otrzymamy ze wzoru na  $n_j$ , jeśli w miejsce bieżącego przeciążenia  $n_j$  podstawimy jego graniczną wartość  $n_j^*$ :

$$D = \frac{V_m \cdot V_c}{g \cdot n_j^*} \cdot \sin q$$

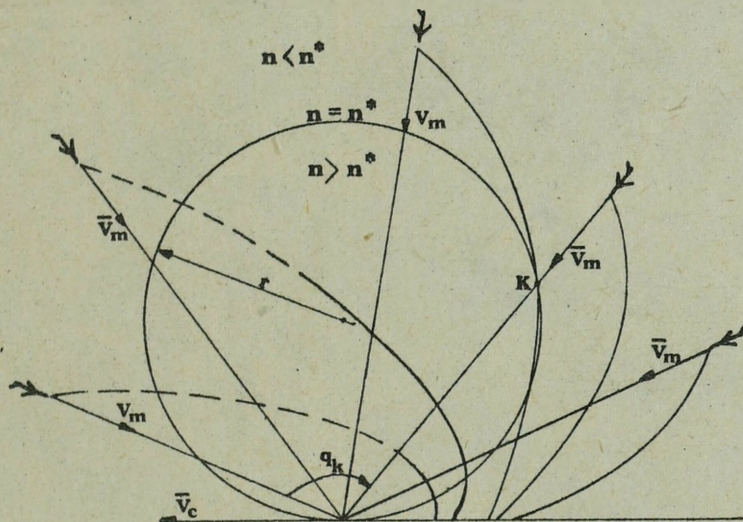
Podstawiając w miejsce  $n_j^*$  graniczne przeciążenie aerodynamiczne  $n_y^*$ , otrzymamy równanie strefy dużych przeciążeń dla płaszczyzny poziomej:

$$D = \frac{V_m \cdot V_c}{g \sqrt{n_y^{*2} - 1}} \cdot \sin q$$

Równanie dla stałych wielkości  $V_m$ ,  $V_c$ ,  $n_y^*$  jest równaniem okręgu, stycznym do wektora prędkości celu. Jego promień  $r$  obliczamy według wzoru:

$$r = \frac{V_m \cdot V_c}{2g\sqrt{n_y^{*2} - 1}}$$

Jedna połowa strefy dużych przeciężeń w płaszczyźnie i charakter krzywych celowania pokazane są na rysunku 79.



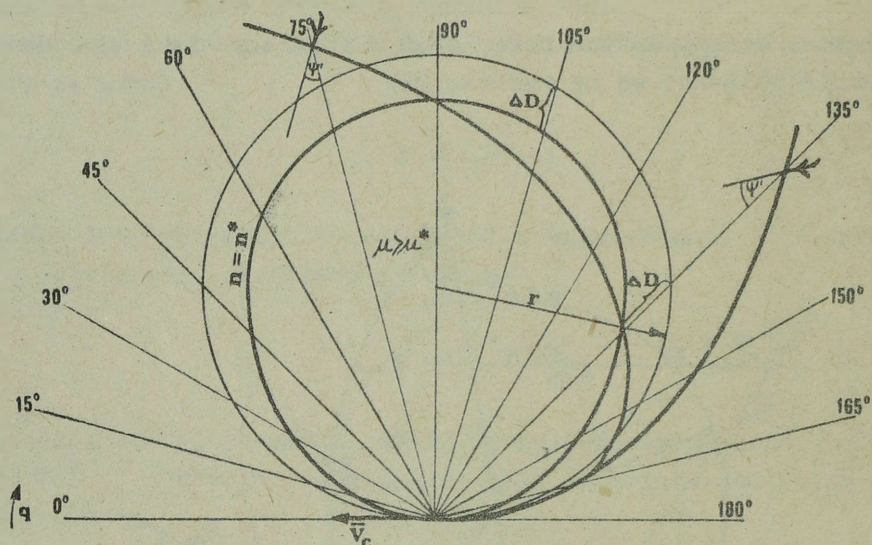
Rys. 79. Schemat strefy dużych przeciężeń w płaszczyźnie poziomej

Lot po krzywej celowania ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia

Równanie strefy dużych przeciężeń podczas lotu samolotu atakującego po krzywej celowania ze stałym kątem wyprzedzenia w płaszczyźnie poziomej otrzymamy ze wzoru:

$$D = \frac{V_m \cdot V_c}{g\sqrt{n_y^{*2} - 1}} \cdot \sin q - \frac{V_m^2}{g\sqrt{n_y^{*2} - 1}}$$

Metoda budowy strefy dużych przeciężeń w płaszczyźnie poziomej pokazana jest na rysunku 80. Z rysunku wynika, że strefa dużych przeciężeń podczas celowania ze stałym kątem wyprzedzenia  $\psi'$  posiada kształt złożony.



Rys. 80. Schemat strefy dużych przeciężeń podczas lotu samolotu atakującego z kątem wyprzedzenia  $\psi'$

### 5.3. Graniczna krzywa celowania

Graniczną krzywą celowania nazywamy krzywą styczną do strefy dużych przeciężeń. Dzieli ona wszystkie krzywe celowania na dwa rodzaje: z prawej strony od niej - krzywe celowania, które nie wchodzą w strefę dużych przeciężeń; z lewej - krzywe celowania, które częściowo przechodzą wewnątrz strefy dużych przeciężeń, wobec tego lot po nich odbywa się z przeciężeniem potrzebnym większym od granicznego.

Dla zbudowania granicznej krzywej celowania należy znaleźć jej punkt styczności ze strefą dużych przeciężeń /punkt k/. Ponieważ w punkcie styczności przeciężenie samolotu atakującego podczas lotu po krzywej celowania będzie maksymalne, to dla rozwiązania tego zadania wystarczy znaleźć maksymalną wartość  $n_j$  z równania na  $n_j$ .

W wyniku rozwiązania zadania określenia maksimum  $n_j$  otrzymamy kierunek na punkt styczności  $q_k$  /rys. 81/.

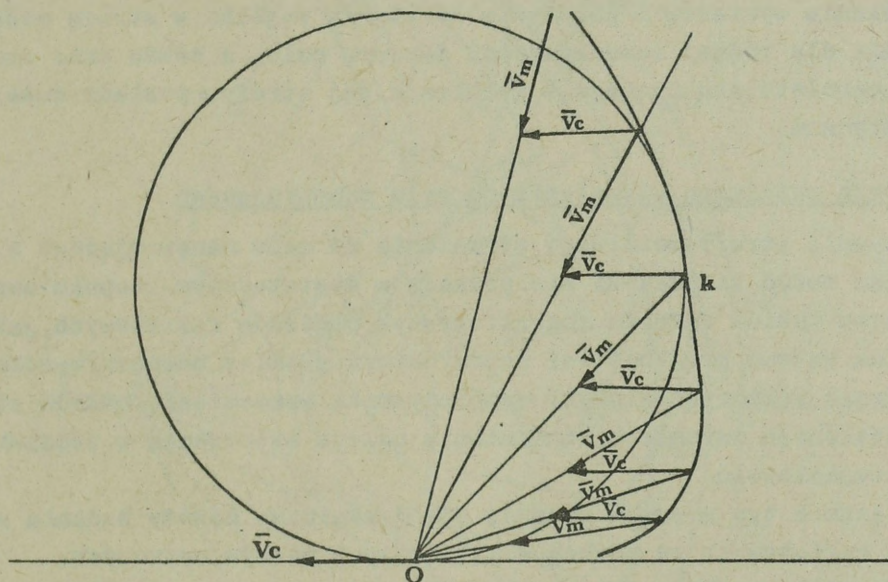
W płaszczyźnie poziomej bez manewru celu dla  $\psi = 0$  wielkość  $q_k$  określamy ze wzoru:

$$\cos q_k = - \frac{V_m}{2V_c}$$

Podczas lotu ze stałym kątem wyprzedzenia:

$$\cos q_k = -\frac{V_m}{2V_c} \cdot \cos \psi'$$

Jeżeli  $V_m > 2V_c$  dla  $\psi = 0$  lub  $V_m \cdot \cos \psi' > 2V_c$  dla  $\psi = \psi'$ , to nie istnieją punkty styczności granicznej krzywej celowania. W tych wypadkach każda krzywa celowania kończy się wejściem w strefę dużych przeciążeń.



Rys. 81. Graniczna krzywa celowania

## 6. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowanych pocisków rakietowych podczas zwalczania celów manewrujących

### 6.1. Ogólna charakterystyka wpływu manewru celu na możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych

Cel powietrzny może manewrować drogą zmiany wysokości, prędkości i kierunku lotu.

Manewr celu wywiera następujący wpływ na możliwe warunki strzelania:

- zmniejszają się wymiary strefy możliwego strzelania i zmienia się jej położenie względem celu;

- utrudnione są warunki wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania. Celowane odpalenie pocisków rakietowych w swobodnej walce powietrznej często staje się niemożliwe;

- komplikują się warunki celowania i praca pilota przy wykorzystywaniu systemu celowniczego;

- początkowe warunki odpalania pocisków raketowych według kąta kursowego celu znacznie się różnią od warunków spotkania z celem, co komplikuje ocenę skuteczności strzelania pociskami raketowymi;

- utrudniony jest wybór racjonalnych warunków strzelania.

Ponieważ manewr celu prowadzi do zmniejszenia wymiarów strefy możliwego strzelania, korytarz wejścia do wnętrza strefy zmniejsza się, a czas przebywania w jej granicach ulega skróceniu.

Określenie wymiarów i położenie korytarza wejścia w strefę możliwego strzelania dla różnej intensywności manewru celu, a także czas znajdowania się samolotu atakującego w granicach tej strefy, posiada duże znaczenie praktyczne.

## 6.2. Strefa możliwego strzelania do celu manewrującego

Zbudowanie strefy możliwego strzelania do celu manewrującego z wykorzystaniem metod kinematyki nie pozwala w dostatecznym stopniu uwzględnić wpływu takich ważnych charakterystyk pocisków raketowych, jak: maksymalna kątowna prędkość osi koordynatora głowicy samonaprowadzania; przeciążenia rozporządzalnego; współczynnika wzmocnienia układu sterowania w ustalonych warunkach, opóźnienia układu sterowania w stosunku do sygnału wejściowego.

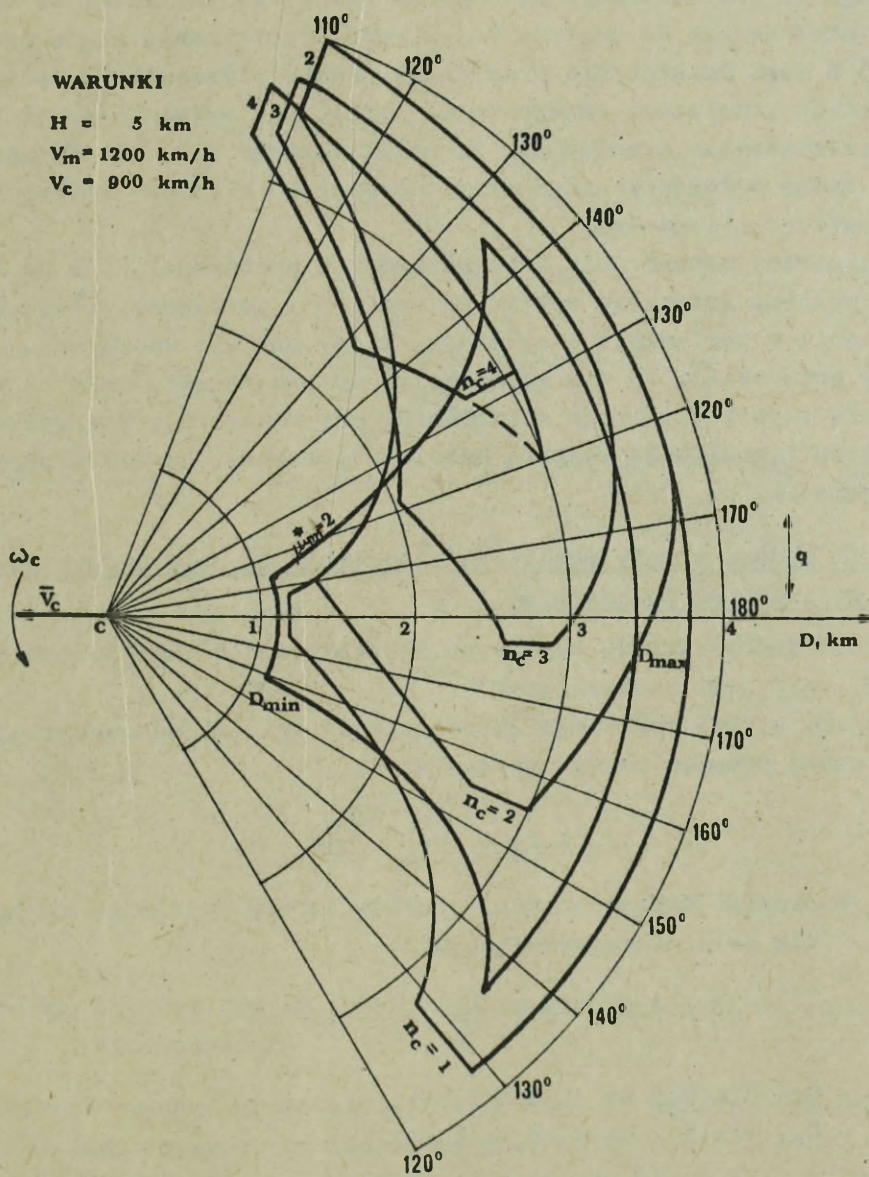
W związku z tym szeroko stosuje się dynamiczne metody badania ruchu pocisków raketowych za pomocą elektronowych maszyn cyfrowych.

Strefy możliwego strzelania zbudowane są w oparciu o wyniki modelowania procesu naprowadzania pocisku raketowego na cel w płaszczyźnie poziomej. Cel rozpoczyna manewr w momencie odpalenia pocisku raketowego. Jak wynika z rysunku /rys. 82/, strefy możliwego strzelania zmniejszają się i stają się niesymetryczne.

Badania pokazują, że podczas strzelania do celu manewrującego występuwać będą pewne zjawiska:

- po pierwsze, rozmiary strefy możliwego strzelania zmniejszają się ze zwiększeniem intensywności manewru do celu kosztem wzrostu minimalnej i zwiększenia maksymalnej odległości strzelania. Prócz tego, strefa możliwego strzelania zwięża się od strony bocznych granic;

- po drugie, zmienia się rozmieszczenie strefy możliwego strzelania względem celu. Jeżeli dla celu manewrującego strefa możliwego strzelania rozmieszczona jest symetrycznie względem prostej przechodzącej przez wektor prędkości lotu celu, to ze zwiększeniem przeciążenia celu podczas manewru strefa możliwego strzelania przesuwa się /obraca się/ w stronę



Rys. 82. Wpływ manewru celu na wymiary i położenie strefy możliwego strzelania

skrętu celu w przedniej i w stronę odwrotną - w tylnej półsferyze /kierunek skrętu należy brać względem samolotu atakującego/;

- po trzecie, strefa możliwego strzelania jako część przestrzeni wokół celu, której objętość różni się od zera, nie zawsze istnieje. Dla każdego typu pocisku raketowego można wskazać takie przeciążenie celu, dla którego strefa możliwego strzelania staje się tak mała, że trafienie samolotu atakującego do wnętrza tej strefy i utrzymanie się w niej w ciągu 2-3 s jest praktycznie niemożliwe. Takie przeciążenie nazywa się przeciążeniem granicznym. Wobec tego, jeżeli cel wykonuje skręt i manewruje z przeciążeniem granicznym, to wokół takiego celu nie istnieje praktycznie żadne położenie, skąd odpalony pocisk raketowy mógłby normalnie naprowadzać się na cel;

- po czwarte, manewr celu z przeciążeniem aerodynamicznym do 2 jednostek nie wywiera istotnego wpływu na wymiary i położenie strefy możliwego strzelania w porównaniu z sytuacją, kiedy cel nie manewruje.

Należy podkreślić, że nie wolno mylić wpływu manewru celu na wymiary i położenie strefy możliwego strzelania, gdy rozpatruje się wpływ manewru na zbliżanie i możliwość wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania.

### 6.3. Metoda budowy strefy możliwego strzelania do celu manewrującego dla pocisków na podczerwień

Kolejność budowy strefy możliwego strzelania dla określonych warunków  $/H, V_m, V_c, n_c/$  jest następująca:

- budujemy strefę możliwego strzelania do celu niemanewrującego;
- obliczamy promień okręgu według wzoru:

$$r_m = r_o + \Delta r_m$$

gdzie:  $r_o$  - promień okręgu bocznej granicy strefy możliwego strzelania dla celu niemanewrującego;

$$\Delta r_m = k_1 \cdot \frac{V_m}{V_c} / n_c - 1/3 \cdot 10^2$$

gdzie:  $k_1 = 0,4$  dla  $0,3 \text{ km} \leq H < 5 \text{ km}$ ,

$k_1 = 0,7$  dla  $5 \text{ km} \leq H < 12 \text{ km}$ .

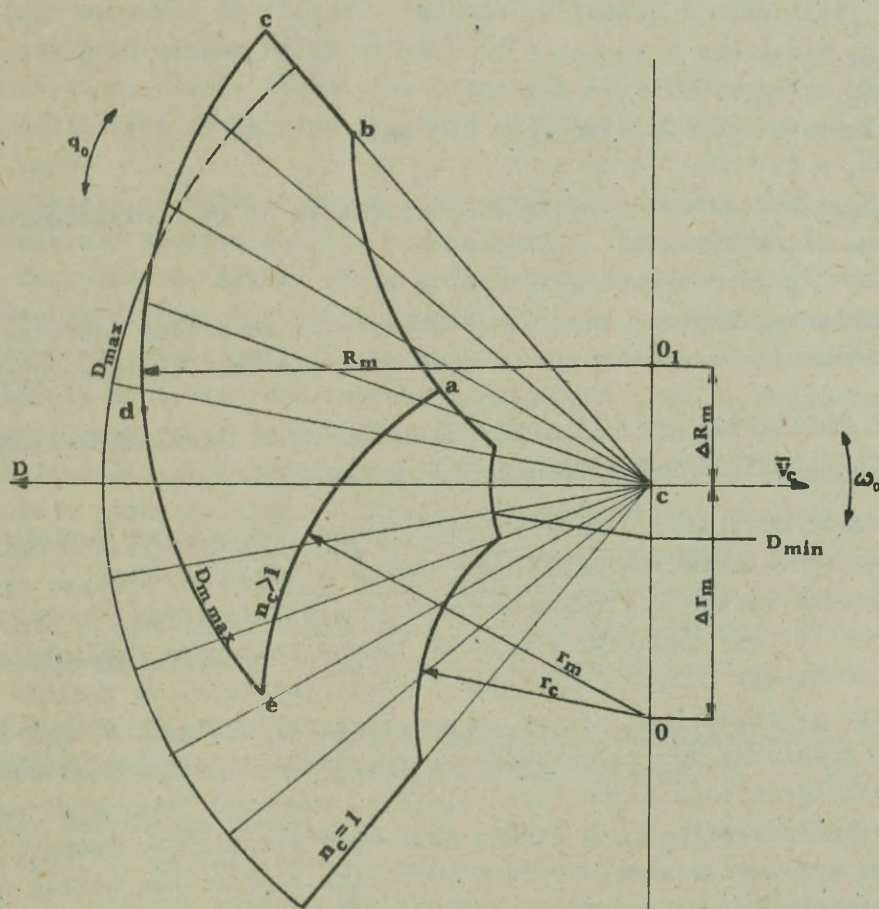
Wzór na  $\Delta r_m$  jest prawdziwy dla zmiany parametrów w zakresie:

$$V_m \geq 900 \text{ km/h,}$$

$$1 < V_m/V_c \leq 1,4,$$

$$1 < n_c < n_c^*$$

- z punktu o promieniu  $r_m$  przeprowadzamy łuk okręgu, jak pokazano na rys. 83



Rys. 83. Schemat budowy strefy możliwego strzelania do celu manewrującego

- z punktu C wzdłuż prostopadłej do wektora  $V_c$  ze strony odwrotnej do kierunku jego manewru, odkładamy odcinek  $\Delta R_m$ , obliczony ze wzoru:

$$\Delta R_m = \sqrt{V_m \cdot 10^{-3} + n_c - 2} \cdot k_2$$

gdzie:  $V_m$  - prędkość samolotu atakującego /myśliwskiego/ w km/h;

$k_2 = 0,4$  dla  $0,3 \text{ km} \leq H < 5 \text{ km}$ ,

$k_2 = 0,6$  dla  $5 \text{ km} \leq H < 12 \text{ km}$ .

Wzór na  $\Delta R_m$  jest prawdziwy dla  $n_c \geq 2$ ;  
 - z punktu  $O_1$  przeprowadzamy łuk okręgu o promieniu  $R_m$  do przecięcia z bocznymi granicami w punkcie C i e. Wielkość  $R_m$  obliczamy ze wzoru:

$$R_m = D_{\max} - \Delta D_m,$$

gdzie:  $D_m = /n_c - 2/ k_3$ , w km;

$k_3 = 0,4$  dla  $0,3 \text{ km} \leq H < 5 \text{ km}$ ;

$k_3 = 0,7$  dla  $5 \text{ km} \leq H < 12 \text{ km}$ .

$D_{\max}$  - maksymalna odległość strzelania do celu niemanewrującego w km.

Wzór na  $R_m$  jest prawdziwy dla  $n_c > 2$ .

Boczna granica strefy możliwego strzelania ze strony odwrotnej do kierunku manewru celu, pozostaje ta sama co i dla celu niemanewrującego.

#### 7. Ocena możliwości wejścia samolotu atakującego w strefę możliwego strzelania podczas atakowania celu powietrznego

Dla oceny możliwości samolotu atakującego dotyczących wejścia w strefę możliwego strzelania dla ustalonych warunków ataku należy:

- zbudować strefę możliwego strzelania i strefę pracy celownika;
- określić, czy istnieje graniczna krzywa celowania /zbliżania/, jako styczna do strefy dużych przecięciań. Jeżeli istnieje, to znaleźć położenie punktu styczności od strony, z której manewruje cel, z tego punktu zbudować graniczną krzywą celowania z kierunków dużych odległości;
- jeżeli graniczna krzywa nie istnieje, zbudować "korytarz" wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania. Wewnątrz tego korytarza wrysować szereg krzywych celowania z podziałem według czasu;
- na podstawie analizy otrzymanych danych opracować praktyczne zalecenia dla personelu latającego i dla naziemnych punktów dowodzenia w zapewnieniu niezawodnego wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania.

Korytarz wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania tworzy się w wyniku zbudowania dla ustalonych warunków ataku krzywych celowania z dwóch skrajnych punktów strefy możliwego strzelania, rozmieszczonych jeden na minimalnej, a drugi na maksymalnej odległości.

Możliwości zastosowania kierowanych pocisków raketowych w walce powietrznej z celem manewrującym lub w swobodnej walce powietrznej ograniczone są wielkością granicznego przecięcia celu.

Na podstawie oceny możliwości wejścia samolotu atakującego w strefę możliwego strzelania, możemy wyznaczyć szereg zaleceń praktycznych.

1. Efektywność manewru celu jako środka przeciwdziałania skutecznemu wejściu samolotu atakującego w strefę możliwego strzelania zależy od prędkości zbliżania samolotu przechwytyjącego do celu i odległości w momencie jego manewru. Im większa prędkość zbliżania i odległość, tym skuteczniejszy jest manewr celu, wykonywany z jednym i tym samym przeciążeniem. Dlatego na etapie ataku pilot samolotu przechwytyjącego powinien w miarę możliwości zmniejszyć prędkość zbliżania do celu w granicach 100-150 km/h.

Zmniejszenie odległości rozpoczęcia ataku, zanim cel rozpocznie manewr, należy osiągnąć kosztem szeregu przedsięwzięć, zapewniających wykonanie ataku z zaskoczenia. Należy stale podkreślać, że ataki z zaskoczenia z zastosowaniem kierowanych pocisków raketowych, zapewniają rażenie celu z dużym prawdopodobieństwem. Utrata zaskoczenia może nie zezwolić na skuteczne użycie pocisków raketowych, szczególnie w walce powietrznej z taktycznymi samolotami przeciwnika.

2. Możliwości samolotu przechwytyjącego po wejściu w strefę możliwego strzelania w znacznym stopniu zależą od intensywności manewru celu.

3. Pilot, który znajdzie się w położeniu atakowanego, może uciec od dowolnego pocisku raketowego klasy powietrze-powietrze, odpalonego do niego przez przeciwnika. W tym celu powinien bez opóźnień wykonać manewr z przechyłem zbliżonym do granicznego przeciążenia celu w ciągu 10-20 s.

#### 8. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowanych pocisków raketowych z uwzględnieniem charakterystyk systemów celowniczych

Systemy celownicze rozwiązują cały szereg zadań ważnych dla zastosowania bojowego, do których oprócz zadania zapewnienia celowanego odpalenia pocisków raketowych zalicza się obserwację przestrzeni powietrznej i wykrycie celu, określenie jego współrzędnych względem samolotu atakującego, zbliżenie do odległości przechwycenia celu, przechwycenie celu i przejście na zakres automatycznego śledzenia celu według współrzędnych kątowych i odległości. Prócz tego, systemy celownicze posiadają urządzenia ochrony przed zakłóceniami aktywnymi i pasywnymi oraz powstającymi wskutek odbicia sygnałów radiolokacyjnych od powierzchni ziemi.

Na możliwe warunki strzelania, oprócz czynników podanych w poprzednich rozdziałach wywierają wpływ charakterystyki systemu celowniczego, metody rozwiązania zadań zbliżania i celowania, zakres warunków, w których rozwiązuje się te zadania: odległość wykrycia i przechwycenia celu, kąty odchylenia anteny, granice pracy urządzenia licząco-rozwiązującego, obliczającego zakres odległości odpalania pocisków raketowych i poprawki kątowe celowania.

Obecnie do celowania i odpalania kierowanych pocisków raketowych stosuje się jeszcze najczęściej systemy celownicze z wizjerem radiolokacyjnym. Coraz częściej i szerzej zaczyna stosować się celowniki laserowe, a wizjerzy optyczne i na podczerwień stosuje się jako dublery w razie odmowy pracy zasadniczych systemów celowniczych lub też w warunkach, gdy system zasadniczy nie może być wykorzystany z różnych przyczyn.

### 8.1. Strefa pracy systemu celowniczego

Strefą pracy systemu celowniczego nazywamy tę część przestrzeni wokół celu, w której pilot samolotu atakującego może wykorzystać system dla wykrycia celu, zbliżenia do niego, celowania, odpalenia i naprowadzenia pocisków raketowych.

Do warunków wywierających istotny wpływ na strefę pracy systemu celowniczego zaliczamy:

- typ celu;
- wysokość lotu celu;
- prędkość zbliżania samolotu atakującego do celu;
- obecność zakłóceń.

### 8.2. Możliwości wykrycia celu powietrznego

Odległość wykrycia celu powietrznego przez konkretny celownik radiolokacyjny zależy od typu celu i jego sylwetki, położenia celu w strefie obserwacji, czasu przeglądu strefy obserwacji, a także od obecności zaświeceń na ekranie wskaźnika.

Typ celu i sylwetka określają skuteczną powierzchnię odbicia. Im jest ona większa, tym większa jest odległość wykrycia celu. Tę właściwość możemy wykorzystać dla określenia odległości wykrycia dowolnego celu, stosując podstawowy wzór radiolokacji. Należy wówczas znać odległość wykrycia typowego celu, który nazywamy wzorcowym i jego skuteczną powierzchnię odbicia.

Wzór ten posiada postać:

$$D_c = D_w \sqrt[4]{\frac{\sigma_c}{\sigma_w}}$$

gdzie:  $D_w$ ,  $D_c$  - odpowiednio odległości wykrycia samolotu wzorcowego i celu;

$\sigma_w$ ,  $\sigma_c$  - odpowiednio skuteczne powierzchnie odbicia samolotu wzorcowego i celu.

Ze zwiększeniem wysokości lotu zwiększa się kąt natarcia samolotu atakującego, a wobec tego i kąt podniesienia strefy obserwacji. Dlatego sa-

molot atakujący powinien być wyprowadzony na odległość wykrycia z pewnym przeniżeniem względem celu, które możemy obliczyć ze wzoru:

$$\Delta H = D_{\text{wykr}} \cdot \sin / \alpha_n + \varphi_{\text{st}} \pm \Delta \varphi_{\text{kp}} /$$

gdzie:  $\alpha_n$  - kąt natarcia samolotu atakującego;  
 $\varphi_{\text{st}}$  - stały kąt środka strefy obserwacji;  
 $\Delta \varphi_{\text{kp}}$  - kąt od środka strefy obserwacji według kąta położenia, w którego granicach cel niezawodnie jest wykrywany.

Rozwiązując wzór dla wartości dodatniej i ujemnej  $\Delta \varphi_{\text{kp}}$ , otrzymamy dwie wartości  $\Delta H$  względem wysokości lotu celu. Jeżeli strefa obserwacji jest ruchoma w kącie położenia, to dla obliczenia zakresu możliwych przewyższeń celu, do wzoru podstawiamy odpowiednio dwie krańcowe wartości stałego kąta anteny  $\varphi_{\text{stmin}}$  i  $\varphi_{\text{stmax}}$ .

Wpływ czasu przeglądu strefy obserwacji wiązką radiolokacyjną na odległość wykrycia celu przejawia się w następujący sposób. W czasie ruchu wiązki, pojawienie się celu w strefie obserwacji może być ustalone przez celownik w okresie czasu od zera do pełnego cyklu obserwacji, a w określonych warunkach nawet do 4-6 cykli. Wynika z tego, że maksymalne zmniejszenie odległości wykrycia będzie równe:

$$\Delta D_{\text{wykr}} = V_D \cdot n \cdot t_{\text{obs}}$$

gdzie:  $n$  - ilość cykli obserwacji, potrzebnych do wykrycia celu;  
 $t_{\text{obs}}$  - czas pełnego cyklu obserwacji strefy /np. czas ten dla celownika RP-21M wynosi 2 s/.

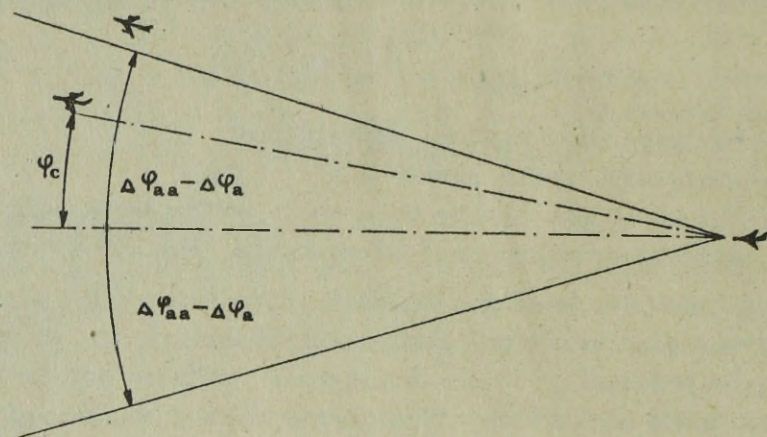
Zmniejszenie odległości wykrycia celu może być istotne, co należy uwzględnić podczas atakowania celu o małej prędkości lotu na dużej wysokości, a także dowolnego celu na kursach przeciwnych.

Kierunki, na których może być wykryty cel, określamy wymiarami strefy obserwacji w azymucie.

Z rysunku 84 wynika, że na odległości wykrycia kąt pomiędzy osią samolotu atakującego i linią samolot atakujący - cel, powinien spełniać warunek:

$$\varphi_c \leq \Delta \varphi_{\text{aa}} - \Delta \varphi_a$$

gdzie:  $\Delta \varphi_a$  - niedokładność regulacji systemu antenowego / $\sim 5^\circ$ ;  
 $\Delta \varphi_{\text{aa}}$  - kąt od osi samolotu atakującego w azymucie, w którego granicach cel niezawodnie jest wykryty.



Rys. 84. Możliwości wykrycia celu

Wymaganie to powinno być uwzględnione przez system naziemny podczas naprowadzania. Naprowadzenie w płaszczyźnie poziomej powinno się tak wykonywać, aby na odległości wykrycia kąt  $\varphi_c = 0$ .

### 8.3. Możliwości przechwycenia celu na "automatycznym naprowadzaniu"

Odległością przechwycenia  $D_p$  nazywa się odległość, na której radiolokacyjny system celowniczy przechodzi na automatyczne naprowadzanie /śledzenie/ celu według współrzędnych kątowych i odległości. Od momentu przechwycenia do urządzenia licząco-rozwiązującego napływają potrzebne dane  $\varphi_c, \omega_D, D, V_D$  dla rozwiązania zadania celowania, obliczenia dozwolonej odległości odpalania i przygotowania systemu uzbrojenia i aparatury pocisków rakietowych do odpalania.

Maksymalne przewyższenie /przeniesienie/ celu, dla którego może być wykonane przechwycenie obliczamy ze wzoru:

$$\Delta H = D_p \cdot \sin(\alpha_n + \varphi_{st} + \Delta\varphi_{kp})$$

- gdzie:
- $\varphi_{st}$  - stały kąt wiązki radiolokacyjnej względem samolotu;
  - $\Delta\varphi_{kp}$  - wymiar strefy przechwycenia według kąta położenia, licząc od ustalonego położenia;
  - $\alpha_n$  - kąt natarcia samolotu atakującego;
  - $D_p$  - odległość przechwycenia.

Od momentu wykrycia do czasu przechwycenia pilot powinien określić przynależność państwową celu i wykonać manewr zbliżania. Na pierwszą operację przeważnie potrzebne są jeden-dwa cykle obserwacji. Czas wyjścia w strefę przechwycenia zależy od kąтового położenia celu w strefie obserwacji w momencie wykrycia i od wytrenowania pilota. Na ogół odległość przechwycenia powinna zapewnić dla określonej prędkości zbliżania wyjście samolotu atakującego na tor celowania, przygotowanie pocisków rakietowych do odpalenia, odpalenie pocisków rakietowych z maksymalnej granicy strefy możliwego strzelania:

$$D_p \geq D_{\max} + V_D / t_c + t_{op}$$

gdzie:  $D_{\max}$  - maksymalna odległość odpalenia pocisku rakietowego;  
 $V_D$  - średnia prędkość zbliżania samolotu atakującego do celu;  
 $t_c$  - czas celowania lub czas przygotowania pocisków rakietowych do odpalenia. Ponieważ te dwie operacje następują jednocześnie, to do obliczeń bierze się większą wartość czasu;  
 $t_{op}$  - czas opóźnienia pilota, który składa się z czasu oceny stateczności przechwycenia i czasu podjęcia decyzji na dowrót /2-4 s/.

Odległość przechwycenia celu przez celownik radiolokacyjny określa granicę rozpoczęcia celowania. Gdy zaś celowanie wykonuje się za pomocą celownika na podczerwień lub optycznego, dla których operacje przechwycenia nie istnieją, wstępne celowanie rozpoczyna się od momentu wykrycia celu wzrokowo lub na ekranie wizjera na podczerwień.

#### 8.4. Możliwości celowanego odpalenia i naprowadzania pocisków rakietowych na cel

Na etapie celowania i odpalenia pocisków rakietowych, jak i na poprzednich etapach, strefę pracy systemu celowniczego charakteryzują wymiary według kątów kursowych, przewyższenie /przenieżenie/ i odległość. Kątowe wymiary strefy powinny zapewniać potrzebny manewr samolotu atakującego dla wyjścia na krzywą celowania, wymiary w odległości - wykonanie celowania, przygotowanie pocisków rakietowych do odpalenia i odpalenie. Po odpaleniu pocisków rakietowych zdalnie kierowanych i samonaprowadzających się z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania system celowniczy powinien zapewnić radiolokacyjne opromienowanie celu lub naprowadzenie pocisków rakietowych na cel. Etap celowania i odpalenia pocisków rakietowych jest najbardziej złożony w wykonaniu i najbardziej odpowiedzialny i dlatego pilot powinien dobrze znać możliwości systemu celowniczego w różnych warunkach wykonania ataku.

Od momentu przechwycenia do maksymalnej odległości dozwolonej odpalania  $D_{odmax}$  pilot powinien wykonać celowanie, a pociski raketowe przygotować do odpalenia. W zależności od wielkości błędu naprowadzania na celowanie potrzebne jest od 5-6 do 20 sekund. Celowanie do celu manewrującego jest bardziej złożone i wymaga większej straty czasu.

Tak więc, na podstawie warunków i charakterystyk czasowych etapu celowania, a także danych taktyczno-technicznych systemu celowniczego określamy strefę jego pracy na tym etapie.

### 8.5. Zakres dozwolonych odległości odpalania pocisków raketowych

Jak wiadomo, odpalenie pocisków raketowych możliwe jest tylko w pewnym zakresie odległości, który zależy od możliwości energobalistycznych pocisku raketowego i charakterystyk zapalnika. Urządzenie licząco-rozwiązujące systemu celowniczego oblicza granice tego zakresu, które nazywamy maksymalną dozwoloną odległością  $D_{dmax}$  i minimalną dozwoloną odległością  $D_{dmin}$  odpalania pocisku raketowego.

W większości wypadków zakres dozwolonych odległości według celownika jest mniejszy od zakresu możliwych odległości według pocisku raketowego. Niektóre ograniczenia zakresu możliwych odległości posiadają określony sens i oparte są na następującym rozumowaniu.

Minimalną dozwoloną odległość zawsze obliczamy jako nieco większą od odległości minimalnej w oparciu o możliwości pocisku raketowego z takim wyliczeniem, aby uwzględnić możliwy rozrzut w czasie odbezpieczenia zapalnika, a także naturalne opóźnienie reakcji pilota podczas odpalania. Maksymalną dozwoloną odległość zmniejszamy w celu zwiększenia prawdopodobieństwa rażenia celu. Możliwe są jednak wypadki, że dla określonych warunków zakres dozwolonych odległości jest szerszy od możliwych.

Na przykład - dozwolone odległości odpalania pocisków raketowych typu R-3S i RS-2US z samolotu MiG-21 z celownikiem RP-21 są następujące:

$$\left. \begin{aligned} D_{max} &= 2250 + 0,27 / H - 4000 / + 12 V_D \\ D_{min} &= 1050 \text{ m} \end{aligned} \right\} \text{ Dla R-3S}$$

$$\left. \begin{aligned} D_{max} &= 2800 + 0,13 / H - 4000 / + 12 V_D \\ D_{min} &= 1650 + 7 V_D, \text{ a przy } V_D = 0 \\ D_{min} &= 1650 \text{ m} \end{aligned} \right\} \text{ Dla RS-2US}$$

W przytoczonych wzorach przy  $H \leq 4000$  m wartość w nawiasie  $/H-4000/$  jest równa zero, a przy  $H \geq 17000$  m wartość w nawiasie przyjmuje się jako stałą i równą 13000. Wysokość "H" mierzymy w "m", a prędkość zbliżenia " $V_D$ " w m/sek.

## ROZDZIAŁ II

### OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA UZBROJENIA ARTYLERYJSKIEGO I NIEKIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH DO CELÓW POWIETRZNYCH

#### 1. Ruch samolotu wyposażonego w nieruchome uzbrojenie podczas atakowania celu powietrznego

##### 1.1. Ogólna charakterystyka ruchu atakującego samolotu w walce powietrznej

Walka powietrzna składa się z etapów: zbliżenia do celu, jednego lub kilku ataków oraz manewrów między nimi. Atak jest głównym etapem walki powietrznej, tak jak podczas jego trwania zadanie główne - to rażenie celu.

Sukces w walce powietrznej osiąga się przede wszystkim wysokimi umiejętnościami pilota, jego doskonałym przygotowaniem z zastosowania bojowego uzbrojenia. Dlatego pilot powinien znać doskonale swój sprzęt, jego taktyczno-techniczne możliwości i w pełni je wykorzystać.

Walka powietrzna rozpoczyna się z chwilą wykrycia celu. Podczas zbliżenia, manewr atakującego samolotu może być w niektórych przypadkach skrócony, ważne jest ażeby zabezpieczał swobodne przejście z etapu zbliżenia do ataku bez zbytnej straty czasu. Przy wyborze manewru zbliżenia należy uwzględnić warunki przyszej walki powietrznej.

Po zakończeniu etapu zbliżenia rozpoczyna się atak celu powietrznego, podczas którego strzelanie z broni można podzielić na następujące elementy:

1. - położenie wyjściowe do ataku;
- 1-2 - wyjście na pozycję ogniową;
- 2 - początek celowania;
- 2-3 - pozycja ogniowa, atak;
- 3 - początek wyjścia z ataku;
- 3-4 - wyjście z ataku.

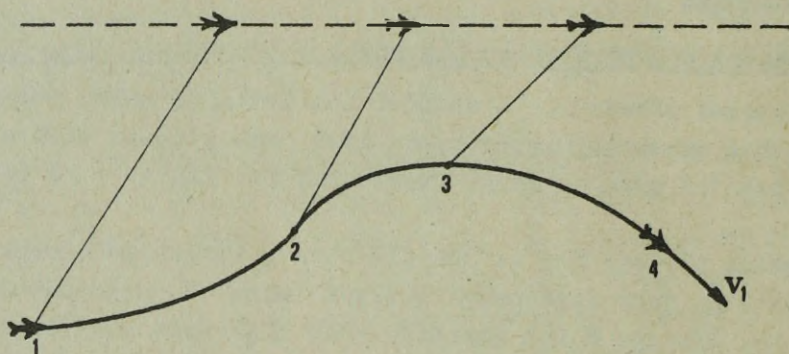
Pozycja ogniowa - to część drogi samolotu w czasie ataku, w trakcie którego pilot wykonuje celowanie i strzelanie.

Tor lotu atakującego samolotu, na którym pilot może prowadzić nieprzerwane celowanie i strzelanie do celu powietrznego, nazywa się krzywą celowania. Krzywa ta nazywa się również krzywą pogoni.

Na lot samolotu po krzywej celowania mają wpływ między innymi następujące czynniki:

- wzajemne położenie wyjściowe atakującego samolotu i celu;
- prędkość celu;
- manewrowe możliwości atakującego samolotu;

- psychofizyczne możliwości pilota oraz jego technika pilotowania;
- taktyczno-techniczne możliwości celowników i uzbrojenia.



Rys. 85. Elementy ataku celu powietrznego

## 2. Krzywe celowania podczas ataku celu niemanewrującego

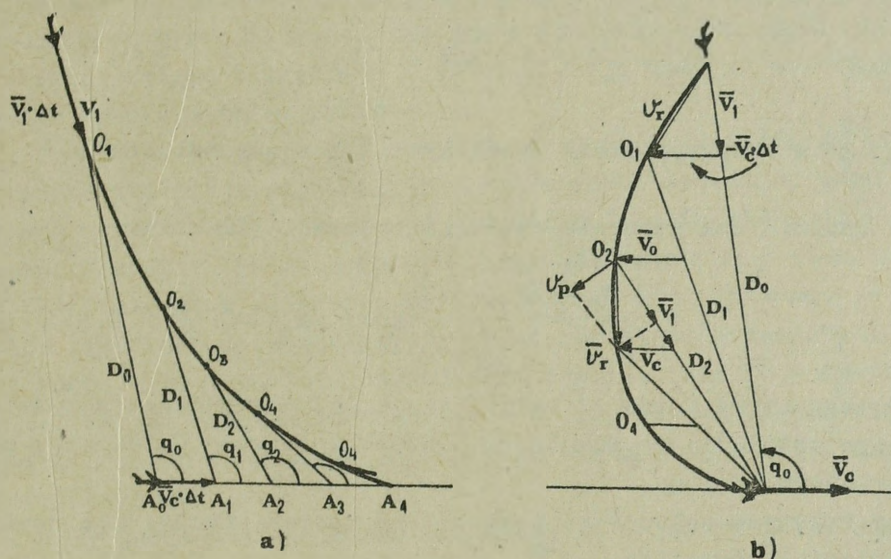
Rozpatrzmy graficzną budowę krzywych celowania podczas strzelania do celu niemanewrującego w bezwzględnym układzie współrzędnych, tj. w systemie współrzędnych związanych z powietrzem.

Krzywe celowania w bezwzględnym układzie współrzędnych buduje się w momencie, gdy wektor  $\bar{V}_1$  skierowany jest na cel; atakujący samolot jest na pozycji ogniowej i rozpoczyna atak. Wzajemne położenie samolotu atakującego i celu charakteryzuje się odległością strzelania  $D$  i początkowym kątem kursowym celu  $q_0$ .

Wybieramy przerwę czasową  $\Delta t$  i oznaczamy poszczególne położenia atakującego samolotu, zależne od wybranej przerwy. Przerwę tę określamy dowolnie w zależności od dokładności potrzebnej dla zbudowania grafiku. Często przyjmujemy  $\Delta t = 1$  sek.

Prędkość zbliżania możemy napisać:

$$V_D = \frac{dD}{dt} = V_1 - V_c \cdot \cos q$$



Rys. 86. Budowa krzywych celowania

- a - w bezwzględnym układzie współrzędnych;
- b - we względnym układzie współrzędnych.

Prędkość zmiany odległości podczas ataku celu z kątem wyprzedzenia  $\psi$ , tj. podczas lotu po krzywej celowania jest równa:

$$V_D = -v_1 \cdot \cos \psi - v_c \cdot \cos q$$

W związku z małą wartością kąta  $\psi$  możemy przyjąć, że  $\cos \psi = 1$ , wobec tego minus przed wektorem  $\bar{v}_1$  pokazuje, że prędkość atakującego skierowana jest w stronę zmniejszenia odległości, a minus przed drugim wyrażeniem pojawia się przy zamianie:

$$\cos /180 - q/ = - \cos q$$

Prędkość  $\bar{v}_p$  może być obliczona ze wzoru:

$$V_p = D \frac{dq}{dt} = v_c \cdot \sin q \quad - \text{prędkość poprzeczna}$$

gdzie:  $\frac{dq}{dt}$  - kątowa prędkość zmiany odległości, tj. prędkość zmiany kąta  $q$ .

Dzieląc powyższy wzór przez  $D$  otrzymamy wyrażenie dla prędkości kątowej linii odległości:

$$\omega_D = \frac{V_p}{D} = \frac{V_c \cdot \sin q}{D} = \omega_1$$

Dzieląc  $\frac{V_1}{V_c} = k$  otrzymaliśmy współczynnik krzywej celowania.

Możemy znaleźć czas trwania ataku na krzywej celowania:

$$t = \frac{D_0 - D}{V_c \cdot /k+1/} + \frac{2}{V_c \cdot /k^2+1/} / D_0 \sin^2 \frac{q_0}{2} - D \sin^2 \frac{q}{2} /$$

Według tego wzoru można określić czas ruchu atakującego samolotu z początkowego położenia do dowolnego punktu na krzywej celowania, określonej współrzędnymi  $D$  i  $q$ .

Analiza krzywych celowania, pokazuje, że charakteryzują się pewnymi właściwościami, którymi są:

1. Krzywa celowania do celu lecącego prostolinijnie zawsze będzie w płaszczyźnie krzywej. Dlatego jeśli w początkowym momencie lotu po krzywej celowania atakujący samolot znajdzie się z boku, wyżej lub niżej, to krzywa celowania będzie leżała w płaszczyźnie nachylonej.

2. Wszystkie krzywe celowania niezależnie od początkowego położenia samolotu atakującego wychodzą pod kąt kursowy  $180^\circ$  /oprócz ataków z przedniej półsfery/.

3. Sylwetka celu podczas ataku z tylnej półsfery cały czas zmienia się od początkowej do  $0/4$ . Czas przebywania na krzywej celowania zmienia się wraz ze zmniejszeniem kąta kursowego.

4. Widok krzywej celowania i czas lotu po niej, oprócz początkowych współrzędnych, zależy od wielkości współczynnika  $k$ . Im większa jest wartość  $k$ , tym większa krzywizna toru, tym szybciej atakujący samolot wchodzi w strefę małych sylwetek i atak staje się bardziej szybkościowy.

Znając wartość  $V_1$  i  $V_c$  możemy określić  $q^*$  i  $D$  i tak:

$$D = -V_c \cdot \cos q - V_1$$

w punkcie minimalnej odległości  $D_0$ .

$$\cos q^* = -\frac{V_1}{V_c} = -k^*$$

Skąd

$$q^* = 180 - \arccos k^*$$

Wybór racjonalnych prędkości ataku posiada duże znaczenie. W szczególności ataki na jednakowych prędkościach, a także z niedużym odstawaniem, niekiedy mogą być efektywne, tak jak w tym przypadku ataki charakteryzują się powolną zmianą odległości i sylwetki, tj. dobrymi warunkami celowania i pełnym wykorzystaniem uzbrojenia.

5. Lotowi na krzywych celowania towarzyszą przeciążenia, które nieprzerwanie zmieniają się w związku ze zmianami krzywizny toru lotu. Dla zadanych warunków można zbudować wszystkie teoretyczne możliwe krzywe celowania. Jednakże, podczas dużych przeciążeń atakujący samolot nie po wszystkich krzywych celowania może wykonywać lot. Wiadomo, że pilot w różnych warunkach lotu może wytrzymywać określone przeciążenie, dlatego i lot atakującego samolotu okazuje się możliwy nie po wszystkich krzywych celowania, a tylko po niektórych z nich lub na części niektórych krzywych. Analogiczne ograniczenia mogą wystąpić i w aerodynamicznych możliwościach samolotu.

6. Przy jednakowym stosunku prędkości  $k$ , z jednym i tym samym początkowym kątem kursowym  $q_0$ , krzywe celowania przy różnych początkowych odległościach są podobne.

### 3. Krzywe celowania podczas ataku celu manewrującego

Podczas budowy krzywych celowania, zakładaliśmy, że cel przez cały czas ataku leci w locie prostoliniowym i ze stałą prędkością. Jednakże w realnej walce powietrznej cel będzie manewrował, starając się zerwać lub utrudnić atak. Dlatego rozpatrzmy krzywe celowania podczas ataku celu manewrującego.

Rozpatrzmy metodykę graficznej budowy krzywej celowania do celu manewrującego w bezwzględnym układzie współrzędnych.

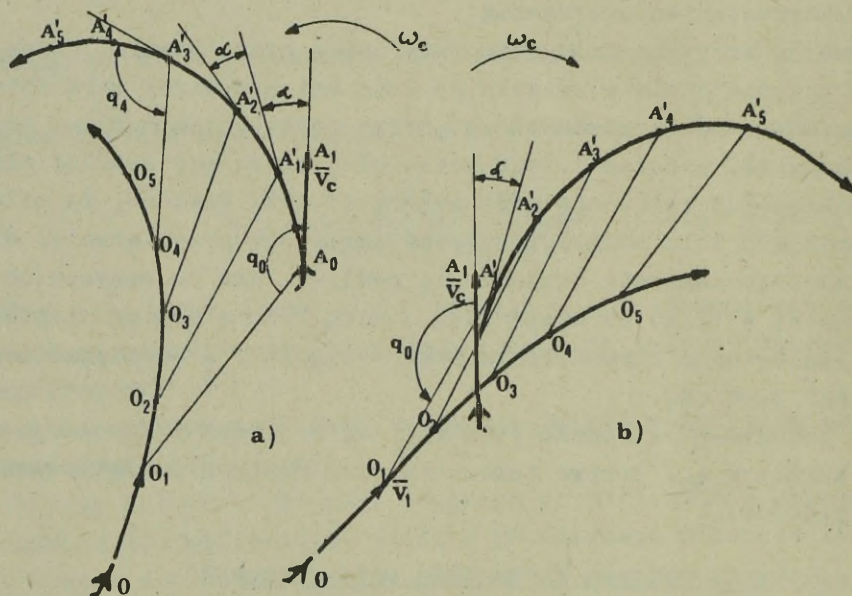
W położeniu początkowym samolot atakujący znajduje się w punkcie  $O$ , cel - w punkcie  $A_0$  /rys. 87/. Za czas  $\Delta t$  atakujący samolot przemieści się do punktu  $O_1$ , a cel do punktu  $A_1$ , przebywając drogę  $A_0A_1'$  po łuku okręgu, skręcając odpowiednio w kierunku  $A_0A_1'$  o kąt  $\alpha = \omega_c \cdot \Delta t$ <sup>4/</sup>. Z punktu  $O_1$  wektor prędkości atakującego samolotu należy skierować na linię  $O_1A_1'$ . Koniec wektora prędkości daje położenie atakującego samolotu w końcu drugiej sekundy - w punkcie  $O_2$ . Cel przez ten czas przemieści się w punkt  $A_2'$  itd.

Z rysunku 87 określamy

$$V_{wzgl} = \bar{V}_1 - V_c - V_p$$

-----  
4/  $\Delta t = 1$  sek. - przyjmuje się dla ułatwienia obliczeń.

gdzie:  $V_p = \omega_c \cdot D$  - poprzeczna prędkość atakującego samolotu w stosunku do celu.



Rys. 87. Krzywe celowania do celu manewrującego w bezwzględnym układzie współrzędnych

- a - Cel manewruje na atakujący samolot;
- b - Cel manewruje od atakującego samolotu

Prędkość kątowna celu  $\omega_c$  w płaszczyźnie horyzontalnej jest równa:

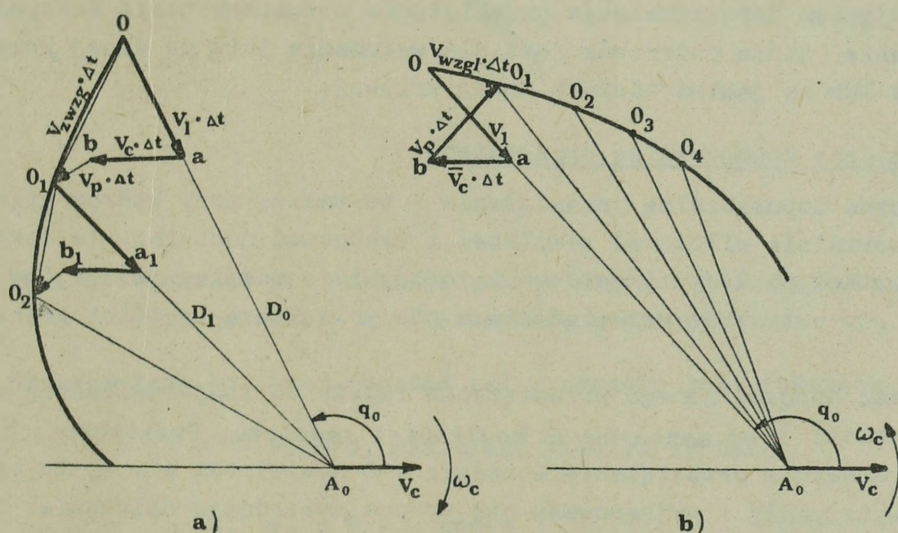
$$\omega_c = g \frac{\sqrt{n_c^2 - 1}}{V_c}$$

gdzie:  $n_c$  - przeciążenie, z jakim cel wykonuje manewr;  
 $g$  - siła ciężenia.

Budowę krzywych celowania we względnym układzie współrzędnych wykonujemy następująco: z prędkością  $V_1$  w czasie  $\Delta t$  /przyjmujemy  $\Delta t = 1$  sek/ atakujący samolot znajdzie się w punkcie "a" leżącym na linii celu  $OA_0$ , na odległości  $V_1 \cdot \Delta t$ . W punkcie "a" przykładamy wektor  $\bar{V}_1$  ze znakiem ujemnym i znajdujemy punkt "b", przez który prowadzimy linię prostopadłą do linii odległości  $OA_0$ .

Określamy prędkość poprzeczną samolotu atakującego  $V_p$  ze wzoru  $V_p = \omega_c \cdot D_0$

i odkładamy wektor prędkości  $V_p$  na linii od punktu "b" zgodnie z obrotem manewrującego celu. Łączymy koniec wektora  $\bar{V}_p$  z punktem O, otrzymamy wektor sumarycznej względnej prędkości atakującego samolotu  $V_{wzgl}$  - jest to prędkość jaką będzie miał względem celu w pierwszej sekundzie lotu. W końcu pierwszej sekundy atakujący samolot znajdzie się w punkcie  $O_1$ , przebywszy drogę  $OO_1$ , równą  $V_{wzgl} \cdot \Delta t$ . Łącząc punkt  $O_1$  z punktem  $A_0$  otrzymamy nową linię odległości, równą  $D_1$ . Powtarzając operacje, otrzymamy nowe linie odległości.



Rys. 88. Krzywe celowania podczas ataku do celu manewrującego we względnym układzie współrzędnych

- a - cel manewruje od atakującego samolotu;
- b - cel manewruje na atakujący samolot

Analizując krzywe celowania możemy wyciągnąć następujące wnioski:

a/ manewr celu istotnie wpływa na charakter krzywych celowania i zmianę w czasie takich wielkości jak: odległość do celu, sylwetkę celu, prędkość kątową i przeciążenie atakującego samolotu;

b/ podczas ataku celu, który manewruje w stronę atakującego, odległość do celu zmniejsza się szybko, a przy ataku celu manewrującego od atakującego odległość zmniejsza się wolno, tak jak podczas ataku celu niemanewrującego;

c/ atakujący cel, manewrujący w stronę atakującego, przebiega on pod dużymi kątami kursowymi i odwrotnie, pod zmniejszającymi się kątami kursowymi;

d/ atakując cel, manewrujący w stronę atakującego samolotu, stwarzamy duże przeciążenie. Jednakże tempo zmiany przeciążenia na większości odcinka krzywej celowania jest niewielkie;

e/ rezultat manewru celu zależy od prędkości obydwu samolotów, prowadzących walkę powietrzną.

#### 4. Warunki lotu po krzywych celowania

Ażeby stwierdzić, czy samolot może wykonać lot po określonej krzywej celowania, należy doprowadzić do tego, ażeby przeciążenie potrzebne było równe z dopuszczalnym.

Pod pojęciem dopuszczalnego przeciążenia rozumiemy takie maksymalne przeciążenie, które potrzebne jest dla wykonania lotu po danej krzywej celowania lub na jakimś odcinku danej krzywej.

##### 4.1. Graniczne dopuszczalne przeciążenie

Graniczne dopuszczalne przeciążenie - to takie, przy którym pilot może jeszcze normalnie pilotować samolotem i wykonywać dostatecznie dokładne celowanie. Lot po krzywej celowania, naturalnie możliwy jest tylko w warunkach, gdy potrzebne przeciążenie  $n$  nie przekracza wartości granicznego  $n^*$ .

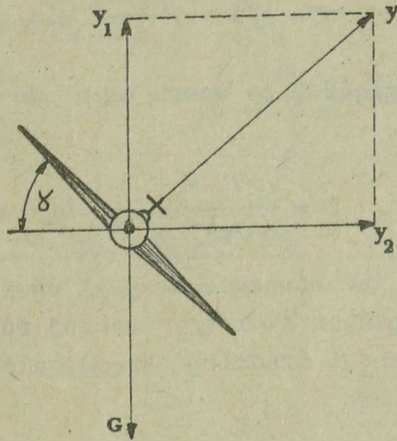
Wielkość dopuszczalnego przeciążenia zależy od fizjologicznych wytrzymałości pilota i od manewrowych możliwości samolotu. Praktycznie przyjęto, że jeśli dodatnie przeciążenie w czasie 4-6 sek wynosi  $n = 4$ , to pilot średnio wytrzymały i wytrenowany nie wykona dokładnego celowania. Tak więc, przeciążenie  $n^* = 4$  można uznać za graniczne, przy którym pilot jeszcze może wykonywać celowanie, a także i prowadzić celny ogień. Tak samo można przyjąć ujemne przeciążenie graniczne  $n^* = -1$ .

Podczas analizy krzywych celowania należy brać pod uwagę, że nie na wszystkich wysokościach i prędkościach przeciążenie potrzebne będzie odpowiadało możliwym. Na przykład, na wysokościach lotu w pobliżu pułapu, samolot może manewrować z przeciążeniem bliskim jedności. Dlatego też należałoby analizować krzywe celowania odcinkami, na których jest możliwe wykonanie celowania, a na innych odcinkach nie. Jednak jest to analiza złożona. Bardziej racjonalna jest więc metoda określania strefy dużych przeciążeń.

##### 4.2. Strefa dużych przeciążeń

Strefą dużych przeciążeń nazywamy część przestrzeni wokół samolotu celu, wewnątrz której lot atakującego samolotu po krzywej celowania jest niemożliwy, to znaczy, że przeciążenie potrzebne jest większe od granicznego.

Zakładamy, że atakujący samolot i cel znajdują się w płaszczyźnie horyzontalnej.



Rys. 89. Schemat sił działających na samolot podczas lotu po krzywej celowania w płaszczyźnie horyzontalnej

W płaszczyźnie poziomej rozkład sił w skręcie jest pokazany na rys. 89.

$y_1 = G$ , natomiast siła  $y_2$  wynosi:

$$y_2 = \frac{G}{g} \cdot j_n, \text{ gdzie}$$

$j_n = V_1 \cdot \omega_1$  - przyspieszenie dośrodkowe.

Podstawiając do wzoru wyrażenie  $j_n$  i  $\omega_1$ , otrzymamy:

$$y_2 = \frac{G}{g} \cdot \frac{V_1 \cdot V_c}{D} \cdot \sin q$$

I dalej, znając  $y_1$  i  $y_2$  określamy wielkość siły  $y$

$$y^2 = G^2 + \left/ \frac{G}{g} \cdot \frac{V_1 \cdot V_c}{D} \cdot \sin q \right/ ^2$$

Dzieląc obie strony przez  $G^2$  otrzymamy:

$$n = \sqrt{1 + \left/ \frac{V_1 \cdot V_c}{g \cdot D} \cdot \sin q \right/ ^2}$$

Ze wzoru tego możemy obliczyć przeciążenie w każdym punkcie krzywej celowania. Stąd możemy określić przeciążenie graniczne, zakładając, że  $n = n^*$

$$n^* = \sqrt{1 + \frac{V_1 \cdot V_c}{g \cdot D} \sin q/2}$$

Chcąc obliczyć odległość D ze wzoru na n po przekształceniu otrzymamy:

$$D = \frac{V_1 \cdot V_c}{g \sqrt{n^{*2} - 1}} \sin q$$

Jest to nic innego, jak równanie krzywej równych przeciążeń w bieżącym układzie współrzędnych /D i q/, inaczej równanie okręgu. Przy  $q = 90^\circ$  odległość D stanowi średnicę okręgu, a promień może być określony przez podzielenie przez 2.

$$r = \frac{D}{2} = \frac{V_1 \cdot V_c}{2g \sqrt{n^{*2} - 1}}$$

W ten sposób, krzywą równych przeciążeń nazywamy zamknięty kontur, przechodzący przez punkty równych przeciążeń na krzywych celowania przy stałych wartościach  $V_1$  i  $V_c$ .

Podczas ataku w płaszczyźnie poziomej, krzywa równych przeciążeń stanowi okrąg o promieniu r, który leży po obu stronach podłużnej osi samolotu celu.

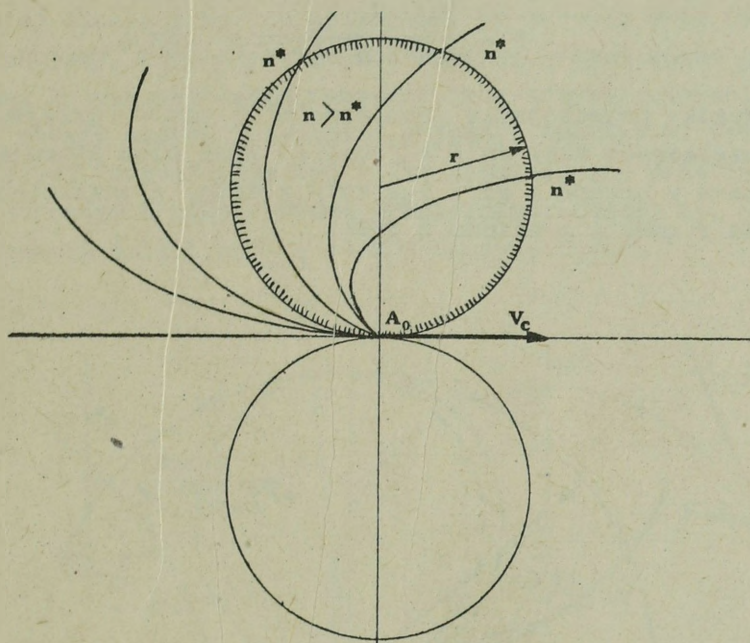
Reasumując powyższe rozważania możemy wyciągnąć następujące wnioski:

1/ rozmiary strefy dużych przeciążeń zależą od wielkości absolutnej prędkości samolotu i od maksymalnie dopuszczalnego przeciążenia  $n^*$  ;  
 2/ ze wzrostem prędkości rozmiary strefy dużych przeciążeń wzrastają. I tak, na przykład, przy niezmiennym stosunku  $k = \frac{V_1}{V_c}$  zwiększenie prędkości  $V_1$  i  $V_c$  prowadzi do zwiększenia średnicy strefy dużych przeciążeń;

3/ zmniejszenie dopuszczalnego przeciążenia atakującego samolotu w miarę wzrostu wysokości lotu prowadzi do zwiększenia rozmiarów strefy dużych przeciążeń, jednocześnie zmniejsza możliwości wykonania ataków.

Rozpatrzmy krzywe celowania w płaszczyźnie pionowej.

Podczas lotu samolotu atakującego w płaszczyźnie pionowej siła ciężaru G przy ataku z przodu z góry i z tyłu z dołu przyczynia się do zakrzywienia toru lotu, a przy ataku z tyłu z góry i z przodu z dołu przeszkadza temu. W ten sposób wielkość i znak przeciążenia będą zależać od kierunku ataku. Analogicznie jak dla określenia przeciążenia w locie poziomym zapiszemy:



Rys. 90. Krzywe równych przeciążeń w płaszczyźnie poziomej

$$y_2 = y - \cos \Theta$$

gdzie:  $\Theta$  - kąt nurkowania atakującego samolotu;

$y$  - siła nośna samolotu;

$y_2$  - siła pionowa, składowa  $y$ , zakrzywiająca tor lotu.

Wykorzystując poprzednie wzory możemy napisać:

$$y = \frac{G}{g} \cdot \frac{V_1 \cdot V_c}{D} \cdot \sin q - G \cdot \cos \Theta$$

Dzieląc obie strony przez  $G$  otrzymamy:

$$n = \frac{V_1 \cdot V_c}{g \cdot D} \cdot \sin q - \cos \Theta$$

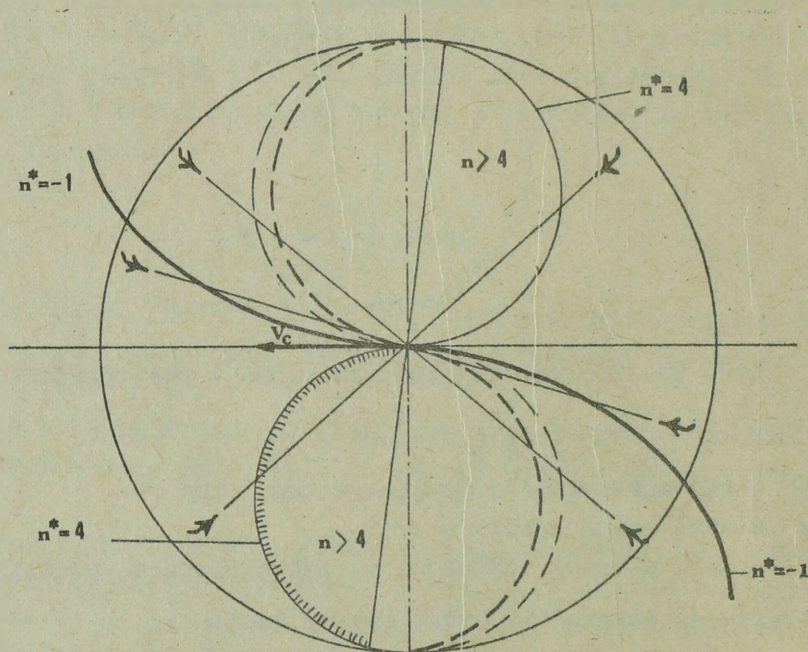
Wzór ten jest słuszny dla ataku z przodu z dołu i z tyłu z góry. Natomiast atakując z przodu z góry i z tyłu z dołu wzór jest analogiczny tylko ze znakiem przeciwnym przed  $\cos \Theta$ .

$$n = \frac{V_1 \cdot V_c}{g \cdot D} \cdot \sin q \pm \cos \Theta$$

Określając D piszemy:

$$D = \frac{V_1 \cdot V_c}{g / n^* \pm \cos \Theta} \cdot \sin \varphi$$

W tym przypadku przeciążenie graniczne  $n^*$  i  $\cos \Theta$  przyjmujemy w wartościach bezwzględnych tzn.  $|n^*|$  i  $|\cos \Theta|$ . Znak plus stosujemy do wzoru podczas ataku z przodu z góry i z tyłu z dołu, a znak minus - przy atakach z tyłu z góry i z przodu z dołu.



Rys. 91. Strefa dużych przeciążeń w płaszczyźnie pionowej

Budowa krzywych równych przeciążeniu w płaszczyźnie pionowej jest dość złożona, ale możemy przyjąć:

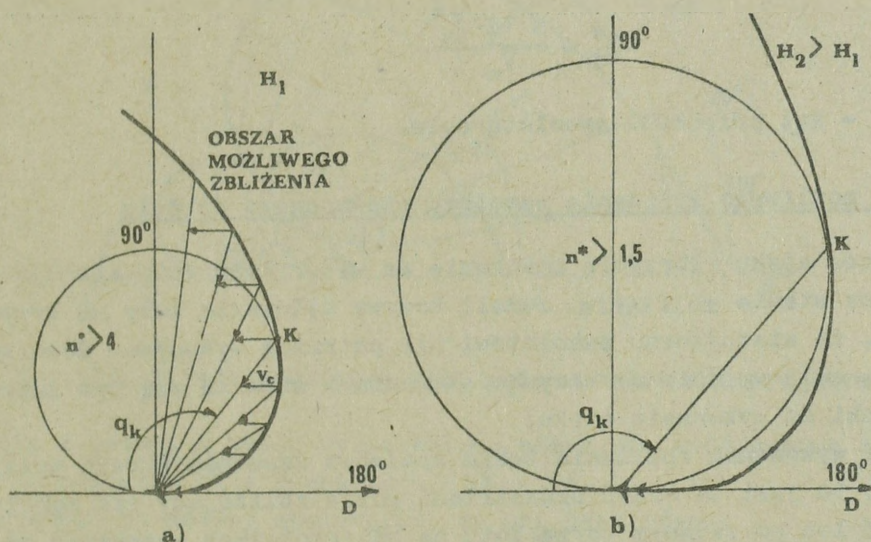
- wybieramy wielkość  $V_1$ ,  $V_c$  i  $n^*$  ;
- ze wzoru na D określamy odległość dla równych  $\varphi$  i  $\Theta$  ;
- na odpowiednich kątach kursowych odkładamy odpowiednie wielkości D.

Otrzymane punkty łączymy płynną krzywą, która będzie krzywą równych przeciążeń w płaszczyźnie pionowej. Nie będzie ona okręgiem, a niesymetryczną zamkniętą przestrzenią.

## 5. Graniczne krzywe celowania

Z wielkiej liczby krzywych celowania, po których może wykonywać lot samolot atakujący, oddzielne miejsce zajmują krzywe zwane granicznymi.

Graniczną krzywą celowania nazywamy taką krzywą celowania, która jest styczna do strefy dużych przeciążeń w jednym punkcie k. Lot atakującego samolotu po tej krzywej może być tylko wówczas, gdy przeciążenie potrzebne w punkcie styczności k będzie równe granicznemu. Znaczy to, że graniczna krzywa celowania dzieli strefę ataków na dwie części.



Rys. 92. Obszar możliwego zbliżenia do celu niemanewrującego  
 a - na małych i średnich wysokościach;  
 b - na dużych wysokościach

Punkt k obliczamy ze wzoru:

$$\cos q_k = -\frac{v_1}{2v_c} = -\frac{k}{2}$$

gdzie:  $k = \frac{v_1}{v_c}$

Wzór ten mówi nam o tym, że punkt k może znajdować się tylko w tylnej półsfery w obszarze dużych przeciążeń, tzn. w drugiej ćwiartce, gdzie  $\cos q_k < 0$ .

Jeżeli cel manewruje to wzór ma postać:

$$\cos q_k = - \frac{v_m \cdot \omega_m^*}{v_c \cdot /2 \omega_m^* - \omega_c^*}$$

gdzie:  $\omega_m$  - prędkość kątowna samolotu atakującego obliczana ze wzoru:

$$\omega_m^* = \frac{g \cdot \text{tg } \gamma_m^*}{v_m}$$

$g$  - przyciąganie ziemskie;

$\gamma_m$  - kąt przechyłu samolotu myśliwskiego;

$\omega_c$  - prędkość kątowna samolotu celu obliczana ze wzoru:

$$\omega_c^* = \frac{g \cdot \text{tg } \gamma_c^*}{v_c}$$

$\gamma_c$  - kąt przechyłu samolotu celu.

## 6. Strefa możliwego zbliżenia samolotu atakującego do celu

Na sukces ataku olbrzymie znaczenie ma wybór toru lotu atakującego samolotu na etapie zbliżania. Jeżeli krzywa celowania leży na krzywej zbliżania, to atakującemu samolotowi nie potrzeba wykonywać dodatkowych manewrów w celu wyjścia na krzywą celowania i stwarza się tym samym lepsze warunki do wykonania ataku.

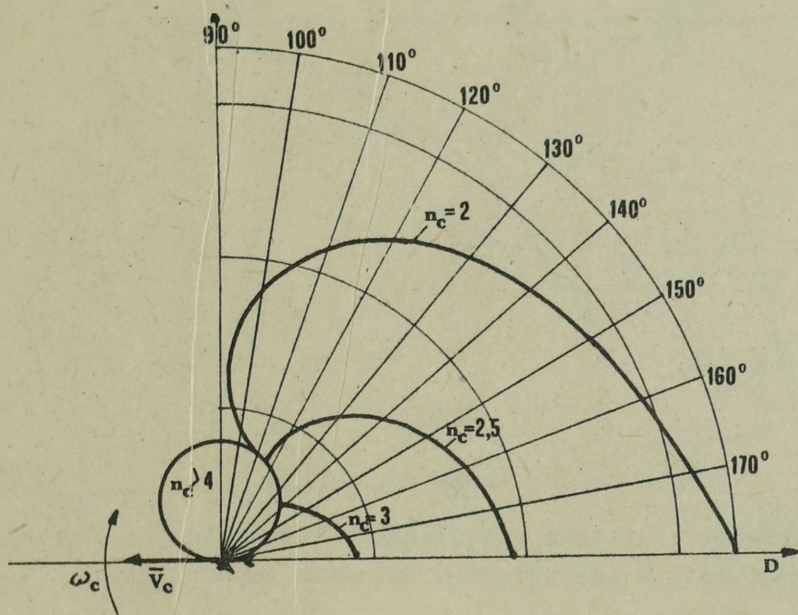
Warunki wykonania zbliżania takim sposobem zapewnia strefa możliwego zbliżania, to jest ta część przestrzeni, gdzie zbliżający się samolot może wykonać lot po zadanym torze lotu na odległościach większych od odległości początku ataku. Budowę strefy wykonujemy w taki sam sposób, jak budowę granicznej krzywej celowania.

Dla zbudowania granicy strefy możliwego zbliżenia z początku znajdujemy punkt  $k$ . Od punktu  $k$  rysujemy graniczną krzywą celowania. Obszar, znajdujący się z prawej strony granicznej krzywej celowania nazywamy obszarem efektywnego manewru samolotu atakującego, a obszar znajdujący się z lewej strony - obszarem nieefektywnego manewru.

W ten sposób, charakter i rozmiary strefy możliwego zbliżenia do celu manewrującego znacznie się różnią od rozmiarów i charakteru strefy celu niemanewrującego.

Podczas zbliżania po prostej do celu niemanewrującego w bezwzględny układ współrzędnych samolot atakujący wykonuje lot względem celu na kursach przecinających się, względnie równoległych. Te sposoby zbliżania można stosować tak do strzelania towarzyszącego jak i zaporowego.

Istota metody zbliżania równoległego na kursach przecinających się polega na tym, że atakujący samolot wykonuje prostoliniowy lot w punkt



Rys. 93. Strefa możliwego zbliżenia z celem manewrującym

spotkania z celem, z takim wyliczeniem, ażeby prędkość kątowna linii odległości na początku była równa zero /  $\omega_D = 0$  /.

Na rysunku 94 możemy stwierdzić, że  $\omega_D$  jest równe:

$$\omega_D = \frac{V_c \cdot \sin q - V_1 \cdot \sin \psi_1}{D}$$

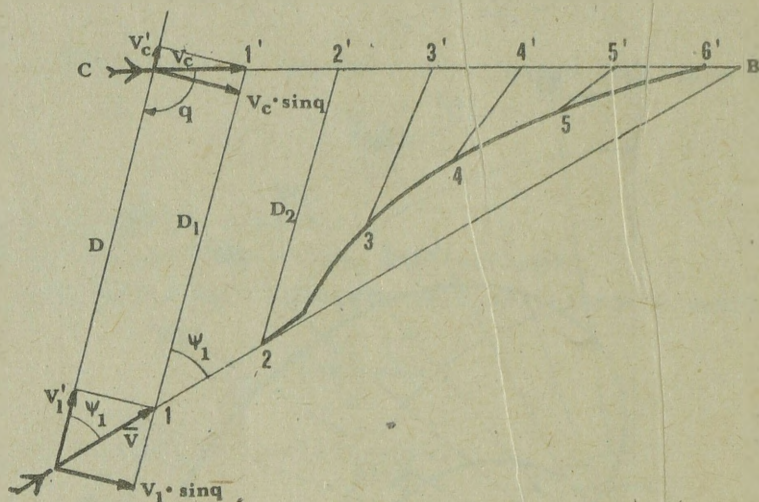
Jeżeli  $\omega_D = 0$ , to mamy:

$$V_c \cdot \sin q = V_1 \cdot \sin \psi_1$$

skąd

$$\sin \psi_1 = \frac{V_c}{V_1} \cdot \sin q$$

gdzie:  $\psi_1$  - kąt wyprzedzenia, z którym powinien lecieć samolot atakujący, ażeby spełnić warunki zbliżenia równoległego.



Rys. 94. Schemat zbliżenia równoległego z wyjściem na krzywą celowania w bezwzględnym układzie współrzędnych

#### 7. Strefa możliwych zderzeń samolotu atakującego z celem

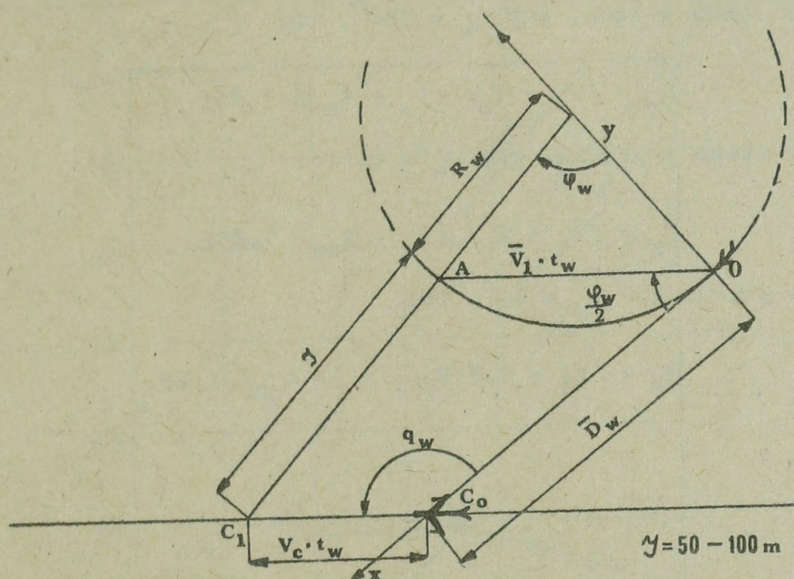
Efektywność rakiet niekierowanych i broni artyleryjskiej w dużej mierze zależy od odległości strzelania. Jednakże należy określić minimalną odległość, na której atakujący samolot musi zaczynać wyjście z ataku, ażeby nie zderzyć się z celem. Ta bezpieczna minimalna odległość początku wyjścia z ataku zależy od kierunku ataku, prędkości zbliżenia, przeciążenia atakującego podczas wyjścia z ataku i prędkości zmiany przeciążenia.

Odległość wyjścia może być określona analitycznie z dostateczną dla celów praktycznych dokładnością przy następujących założeniach:

- manewr wyjścia zachodzi w płaszczyźnie ataku;
- prędkość celu i atakującego samolotu, za czas wyjścia z ataku nie zmieniają się;
- wyjście z ataku dokonuje się odejściem od celu z pewnym przeciążeniem.

$$D_w = (V_1 + V_c \cos q_w) / t_w + t_{op} / 1,25$$

gdzie:  $D_w$  - odległość wyjścia z ataku;  
 $V_1$  - prędkość atakującego samolotu;



Rys. 95. Tor lotu samolotu podczas wyjścia z ataku

- $V_c$  - prędkość samolotu celu;  
 $t_w$  - czas wyjścia;  
 $t_{op}$  - czas opóźnienia na reakcję sterów samolotu i wynosi 0,2-0,5s.;  
 1,25- współczynnik na pomyłkę pilota /opóźnienie początku wypro-  
 wadzenia/.

$$t_w = 0,64 \sqrt{\frac{I}{n_{jm}}} \quad \text{przy } q = 180 \text{ i } 0^\circ$$

gdzie:  $n_{jm} = \sqrt{n^2 - 1} = \text{tg } \delta$

$\delta$  - kąt przechyłu samolotu atakującego w momencie wyprowadzenia z ataku.

Przy kącie wyjścia z  $q = 45^\circ$

$$t_w = \frac{I}{0,7 V_c}$$

gdzie:  $I$  - jest to odstęp bezpieczny wynoszący:

$I = 50-100$  m dla samolotów myśliwskich, myśliwsko-bombowych;

$I = 150-200$  m dla samolotów bombowych.

Odległość wyjścia możemy określić z wystarczającą dokładnością według uproszczonych wzorów dla charakterystycznych kątów kursowych celu. I tak:

1/ podczas ataku w ogon, gdy  $q_w = 180^\circ$ , to:

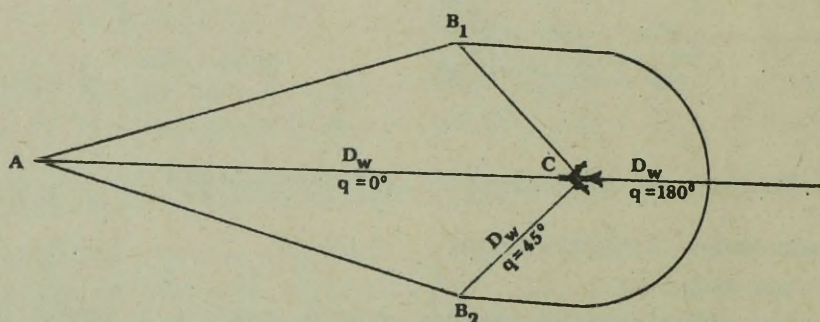
$$D_w = (V_1 - V_c) / (t_w + t_{op}) / 1,25;$$

2/ podczas ataku z przodu, gdy  $q_w = 0$ , to:

$$D_w = (V_1 + V_c) / (t_w + t_{op}) / 1,25;$$

3/ podczas ataku, gdy  $q_w = 45^\circ$ , to:

$$D_w = (V_1 + 0,7 V_c) / (t_w + t_{op}) / 1,25.$$

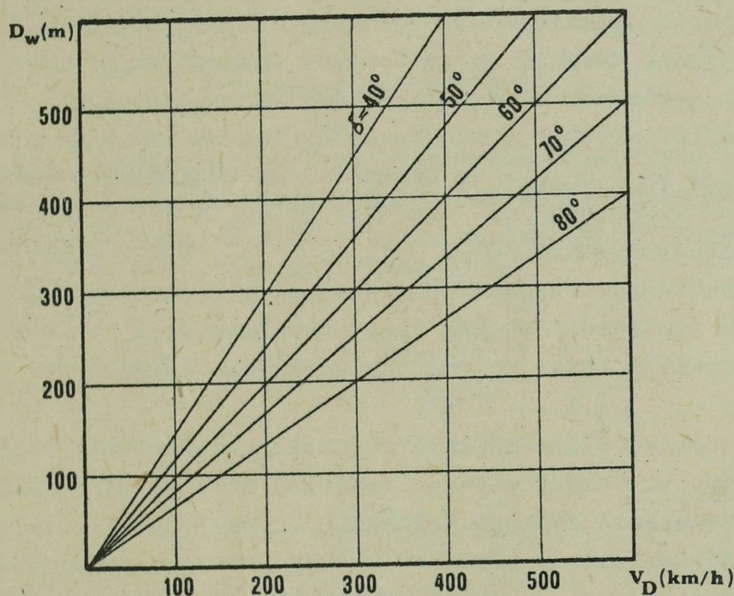


Rys. 96. Strefa możliwych zderzeń

Strefą możliwych zderzeń nazywamy część przestrzeni wokół celu, granice której określają bezpieczną odległość wyjścia z ataku.

Często pilota interesuje odległość wyjścia podczas ataku z tyłu. Dla określenia tej odległości możemy posłużyć się wykresem, gdzie wyjściowymi parametrami są  $V_D$  i  $\delta$ . Analizując grafik /rys. 97/ widzimy, że przy  $V_D = 300$  i  $\delta = 60^\circ$ ,  $D_w = 300$  m.

Jeżeli atak wykonujemy z przodu to  $D_w$  określamy w metrach /m/ metodą przybliżoną - przy kącie  $\delta = 60^\circ$   $D_w = V_1 + V_c$  w km/h. /np. jeżeli  $V_c = 1000$  km/h i  $V_1 = 1500$  km/h, to  $D_w = 1000 + 1500 = 2500$  m/.



Rys. 97. Grafik określenia  $D_w$  podczas ataku z tyłu

#### 8. Określenie strefy pracy systemu celowniczego

W półautomatycznym celowniku typu ASP jego charakterystykami są:

- maksymalna i minimalna obliczeniowa odległość strzelania  $D_{obl\ max}$  i  $D_{obl\ min}$ ;
- maksymalny i minimalny obliczeniowy czas lotu pocisku artyleryjskiego /rakietowego/  $T_{obl\ max}^*$  i  $T_{obl\ min}^*$ ;
- maksymalna poprawka sumaryczna  $\Delta_z^*$ , wypracowana przez automatykę celownika.

Oprócz tych charakterystyk ograniczających możliwości zastosowania celownika typu ASP mogą również wystąpić ograniczenia spowodowane:

- granicznym kątem obserwacji siatki celownika  $\varphi_s^*$
- granicznym kątem obserwacji celu  $\varphi_c^*$  dla konkretnego typu samolotu.

Graniczny kąt obserwacji siatki celownika  $\varphi_s^*$  zależy od gabarytów przeziernika i oddalenia pilota od niego. Graniczny kąt obserwacji celu  $\varphi_c^*$  określa się istnieniem w polu wizjera elementów konstrukcji samolotu. Ograniczenia według  $\varphi_s^*$  i  $\varphi_c^*$  będą miały miejsca dla  $\varphi_s^* < \Delta_z^*$  i  $\varphi_c^* < \Delta_z^*$ .

W celownikach radiolokacyjnych sprzężonych z celownikiem ASP, do wymienionych charakterystyk dodaje się również odległość przechwycenia celu  $D_p$ ,

odległość strefy martwej  $D_{sm}$  i maksymalny kąt odchylenia anteny w zakresie automatycznego naprowadzania  $\varphi_a^*$ .

Dla wszystkich typów celowników w określonych warunkach walki powietrznej mogą nastąpić ograniczenia, związane z odległością wykrycia celu  $D_{wykr}$ . Szczególnie dotyczy to celowników optycznych podczas działań na cele o małych wymiarach w warunkach złej widzialności.

Z podanych charakterystyk systemów celowniczych takie z nich, jak  $\varphi_s^*$ ,  $\varphi_c^*$ ,  $\varphi_a^*$ ,  $D_{sm}$ ,  $D_p$  i  $D_{wykr}$ , są bezwarunkowo wykluczającymi strzelanie w określonych warunkach /np. dla  $\Delta_z > \varphi_s^*$ ,  $\Delta_z > \varphi_c^*$ ,  $D > D_{sm}/$ .

Pozostałe charakterystyki  $/D_{obl\ max}$ ,  $D_{obl\ min}$ ,  $T_{obl\ max}^*$ ,  $T_{obl\ min}^*$ ,  $\Delta_z^*/$  są warunkowo ograniczające, ponieważ nieprzestrzeganie do pewnego stopnia warunków strzelania według tych charakterystyk nie wyklucza strzelania, a prowadzi tylko do zmniejszenia jego dokładności i skuteczności.

Połączenie wszystkich charakterystyk systemu celowniczego określa strefę jego pracy, to znaczy strefę, w której podczas strzelania celownik zapewnia rozwiązanie zadania celowania z przyjętymi w nim założeniami. Strzelanie spoza strefy pracy celownika prowadzi do błędów lub jest w ogóle niemożliwe.

Strefa pracy celownika posiada granicę dalszą, bliższą i granice boczne, z których każda określana jest jedną lub kilkoma charakterystykami celownika. Dalszą granicę określamy według  $D_{wykr}$ ,  $D_p$ ,  $D_{obl\ max}$ ,  $T_{obl\ max}^*$ , bliższą - według  $D_{sm}$ ,  $D_{obl\ min}$  i  $T_{obl\ min}^*$ , a boczne według  $\Delta_z^*$ ,  $\varphi_s^*$ ,  $\varphi_c^*$ ,  $\varphi_a^*$ . Przy tym takie charakterystyki, jak  $D_{obl\ max}$ ,  $D_{obl\ min}$ ,  $D_{sm}$ , już same przez się są granicznymi odległościami strzelania niezależnymi od sylwetki celu. Przyjmując inne charakterystyki wymagane są obliczenia granicznych odległości i kierunków strzelania według określonej metody, uwzględniającej zasady wykorzystania celownika i jego wzory robocze z przyjętymi w nich założeniami.

### 8.1. Określenie bocznej granicy strefy pracy celownika

Wykonujemy według  $\Delta_z^*$  /lub według  $\varphi_s^*$ ,  $\varphi_c^*$ ,  $\varphi_a^*$ / dla ataków po płaszczyźnie poziomej i pionowej z przyjętymi następującymi założeniami:

- kąt celowania  $\alpha = 0$ ;
- wektor prędkości lotu samolotu atakującego  $V_1$  skierowany jest na cel  $/\psi_r = 0/$ ;
- kąt ustawienia broni  $\alpha_{ust} = 0$ ;
- kąt ślizgu samolotu  $\beta_{sl} = 0$ .

Rozpatruje się dwa warianty określenia bocznej granicy strefy pracy celownika, z których każdy może być stosowany w określonych wypadkach.

Wariant pierwszy wykorzystujemy dla dowolnego sposobu strzelania w płaszczyźnie poziomej i podczas strzelania z tyłu z dołu i z przodu z góry /  $\Delta_z = \psi$  /. Dla tego wariantu boczną granicę strefy pracy celownika określamy wg wzoru:

$$\sin q^* = \frac{U_{sr}}{V_c} \cdot \sin \Delta_z^*$$

Wariant drugi stosujemy podczas strzelania towarzyszącego z tyłu z góry i z przodu z dołu /w płaszczyźnie pionowej/. Obliczenia granicznej wartości kursowego kąta celu  $q^*$  w tym wariancie dokonujemy według wzoru:

$$\sin q^* = \frac{\sin \Delta_z^* - C}{\frac{C}{U_{sr}} + C \cdot \frac{V_1 \cdot V_c}{g \cdot D_0}}$$

gdzie:

$$C = \frac{2 G B}{V_1 \cdot U_{01} \cdot \rho \cdot S};$$

G - ciężar samolotu atakującego w kg;

B - wielkość odwrotna  $C_y^*$ , to znaczy  $B = 1/C_y^*$ ;

$\rho$  - masowa gęstość powietrza,  $\text{kg s}^2/\text{m}^4$ ;

S - powierzchnia skrzydła samolotu,  $\text{m}^2$ ;

$U_{sr}$  - średnia prędkość pocisku;

$U_{01}$  - bezwzględna początkowa prędkość lotu pocisku, m/s;

$V_1$  - prędkość samolotu atakującego, m/s.

## 8.2. Określenie bliższej i dalszej granicy strefy pracy celownika

Według  $T_{obl}^*$  wykonujemy na podstawie wspólnego rozwiązania wzorów dla  $T_{obl}^*$ ,  $U_{sr}$  i  $D_y$ , przyjętych w celowniku.

Podczas strzelania z broni artyleryjskiej dla  $k_D = \text{const}$  odległość strzelania możemy obliczyć ze wzoru:

$$D_0 = \frac{U_0 \cdot T_{obl}^*}{1 + k_D \cdot k_r \cdot C_H \cdot T_{obl}^*}$$

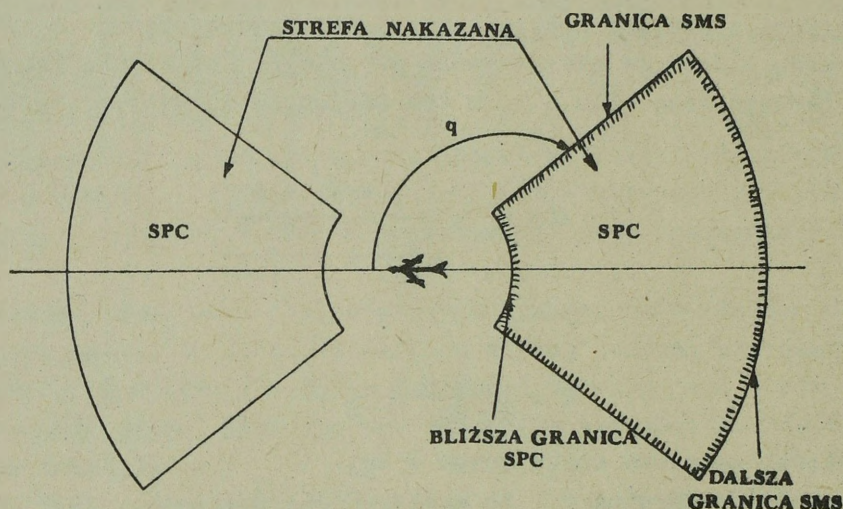
gdzie dla  $T_{obl}^* = T_{obl}^* \text{ max}$  otrzymujemy  $D_0^* \text{ max}$ ;

a dla  $T_{obl}^* = T_{obl}^* \text{ min}$  otrzymujemy  $D_0^* \text{ min}$ .

Jeżeli w celowniku jest miernik  $V_D/k_D \neq \text{const}$ , to  $D_0^*$  określamy metodą pośrednią. W tym celu przyjmujemy kilka wartości  $D_y$ , następnie na podstawie  $D_y$  określamy  $U_{sr}$ , t,  $D_0$  według odpowiednich wzorów. Znając  $D_0$   $T_{obl}$  obliczamy ze wzoru:

$$T_{obl} = \frac{D_0}{V_0 - k_v \cdot C_H \cdot D_y}$$

i budujemy wykres  $T_{obl} = f/D_0/$ . Na podstawie wartości  $T_{obl} = T_{obl \max}$  i  $T_{obl} = T_{obl \min}$  z wykresu obliczamy odpowiednio  $D_0^* \max$  i  $D_0^* \min$ .



Rys. 98. Strefa pracy celownika

W czasie strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi tak dla  $k_D = \text{const}$ , jak i dla  $k_D \neq \text{const}$  odległość  $D_0^*$  określamy z wykresu  $T_{obl} = f/D_0/$ , a czas obliczamy dla określonych wartości  $D_y$  z kolejnym przejściem do  $D_0$ , wykonywanym z uwzględnieniem charakterystyk pocisku raketowego i jego pocisku obliczeniowego. Przy tym  $T_{obl}$  obliczamy ze wzoru:

$$T_{obl} = \frac{D_0}{V_{sr} - V_1}$$

gdzie:  $D_0$  - odległość początkowa strzelania;  
 $V_{sr}$  - średnia prędkość pocisku;  
 $V_1$  - prędkość samolotu atakującego.

#### 9. Budowa strefy możliwego strzelania podczas stosowania niekierowanych pocisków raketowych i działek

Strefą możliwego strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi

pociskami rakietowymi nazywamy przestrzeń wokół celu, w której można wykonywać celowane strzelanie i razić cel z pewnym prawdopodobieństwem.

Charakterystyczną właściwością strefy możliwego strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami rakietowymi jest fakt, że jej wymiary i kształt nie zależą od tego, czy cel manewruje czy też nie manewruje. Manewr celu wpływa tylko na parametry krzywej celowania /i w pewnym stopniu na warunki bezpieczeństwa lotu samolotu atakującego/.

Do parametrów krzywej celowania, podlegających ocenie, zaliczamy te parametry, które wpływają na możliwość wykonania celowania, dokładność i skuteczność strzelania. Zasadniczymi z nich są:

- czas przewidziany na celowanie i strzelanie  $t_x$  ;
- odległość do celu  $D$ ;
- prędkość jej zmiany  $\dot{D}$  /lub prędkość zbliżania samolotu atakującego do celu  $V_D$ /;
- kąt kursowy celu  $q$  i prędkość jego zmiany  $\dot{q}$  ;
- kątowna prędkość linii odległości  $\omega_D$ ;
- potrzebne aerodynamiczne przeciążenie samolotu atakującego  $n_y$  i prędkość jego zmiany  $\dot{n}_y$ .

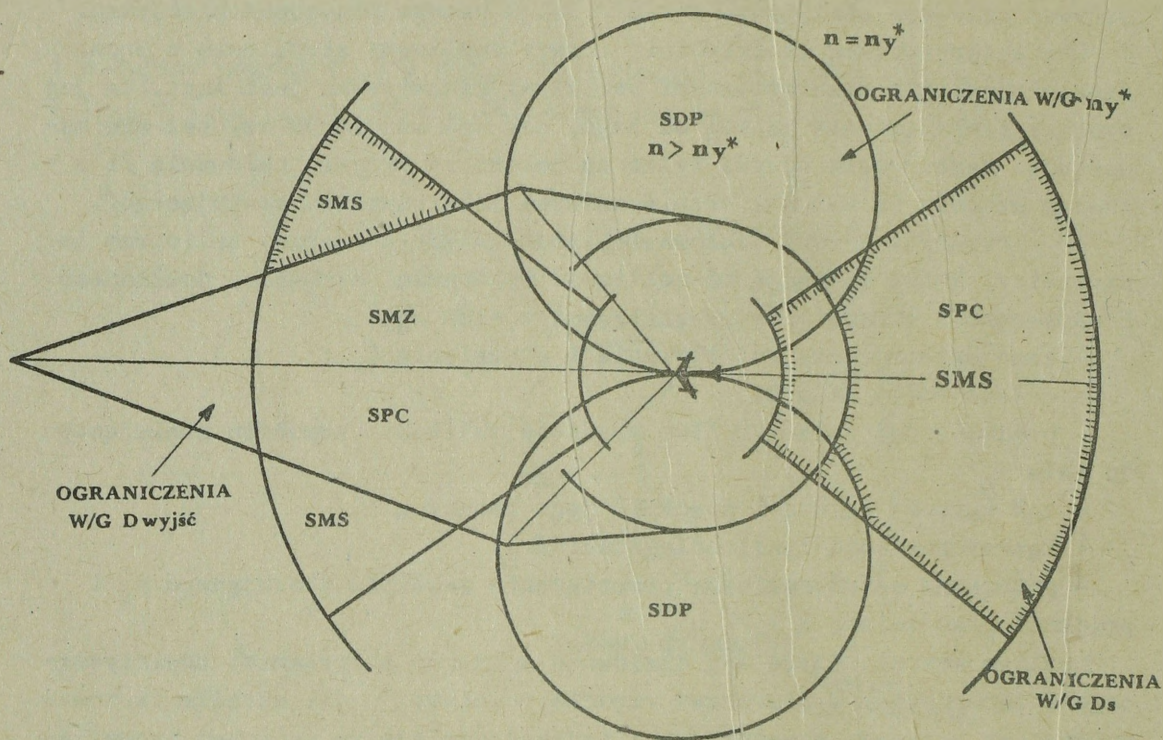
Możliwe warunki określamy dla dwóch sposobów strzelania: towarzyszącego i zaporowego. W pierwszym rzędzie oceniamy je dla strzelania towarzyszącego będącego zasadniczym i najskuteczniejszym sposobem prowadzenia ognia.

Ponieważ strzelanie towarzyszące wykonujemy podczas lotu samolotu atakującego po złożonym torze krzywoliniowym /wykluczając atak do celu niemanewrującego pod kątem  $q = 180^\circ$  lub  $q = 0^\circ$ /, to zasadniczym jego ograniczeniem jest graniczne możliwe przeciążenie samolotu atakującego  $n_y^*$ , na podstawie którego określamy strefę dużych przeciążeń, będącą boczną granicą strefy strzelania towarzyszącego.

Strzelanie zaporowe powinno być wykonywane tylko pod warunkiem niemożliwości wykonania strzelania towarzyszącego, to znaczy poza jego strefą. Ponieważ strzelanie zaporowe wykonujemy w prostoliniowym locie samolotu atakującego / $n_y = \cos \Theta \leq 1$ , gdzie  $\Theta$  - kąt wznoszenia/, to nie istnieje dla niego strefa dużych przeciążeń i w zasadzie jest możliwe z dowolnego kierunku, przy czym poza granicami strefy strzelania towarzyszącego w jednym nalocie możemy praktycznie oddać tylko jedną serię /salwę/ zaporową.

Strefę możliwego strzelania przedstawiamy w określonej skali z zaznaczeniem:

- strefy dużych przeciążeń - SDP;
- strefy pracy celownika - SPC;



Rys. 99. Strefa możliwych strzelań NPR i z działek

- strefy możliwych zderzeń - SMZ.

Na rysunku 99 pokazane są ograniczenia w odległości bezpiecznego wyjścia z ataku /SMZ - ograniczenia według  $D_{wyjść}$ /, granicznie możliwego przecięcia samolotu atakującego /ograniczenia według  $n_y^*$ /, prędkości zbliżania pocisku do celu, dla której zadziała zapalnik /ograniczenia według  $U_D^*$ /, ograniczenie w odległości minimalnie dopuszczalnej skuteczności strzelania /ograniczenia według  $D_s$ /.

## ROZDZIAŁ III

### SKUTECZNOŚĆ BOJOWA RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA STATKÓW POWIETRZNYCH

#### 1. Wiadomości wstępne

Zadanie oceny skuteczności bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów i śmigłowców podczas zwalczania celów powietrznych jest jednym z zadań teorii skuteczności bojowej. W swoich założeniach opiera się ona na umiejętnościach obliczenia kryteriów ilościowych i znajduje jakościowe oceny skuteczności strzelania. Z dużej liczby ilościowych kryteriów skuteczności bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów podczas rozwiązywania tych zagadnień stosujemy takie jak: prawdopodobieństwo rażenia celu, prawdopodobieństwo przechwycenia celu powietrznego, prawdopodobieństwo wykonania zadania bojowego, potrzebna liczba samolotów do wykonania zadania i oczekiwana ilość zniszczonych celów z różnym prawdopodobieństwem gwarantowanym.

Spośród wymienionych kryteriów szczególne miejsce wyznacza się prawdopodobieństwu rażenia celu pojedynczego ustaloną jednostką ognia lub jednym strzelaniem. Ważność tego kryterium tłumaczy się tym, że - z jednej strony - dostatecznie w pełni charakteryzuje możliwości ogniowe samolotu, a z drugiej strony jest niezbędną wielkością do obliczenia wszystkich powyżej podanych kryteriów. W związku z tym, podczas oceny skuteczności strzelania dużą uwagę zwraca się na metody obliczenia skuteczności rażenia celu pojedynczego.

Treść tych metod w znacznym stopniu zależy od typu stosowanych środków rażenia, charakterystyk części bojowych, sposobu strzelania i celu obliczeń.

Skuteczność zastosowania broni w walce powietrznej określamy nie tylko na podstawie możliwości bojowych samolotu i jego uzbrojenia, lecz także i na podstawie konkretnej sytuacji taktycznej, w jakiej prowadzone są działania bojowe, a także charakteru przeciwdziałania.

#### 2. Pojęcie, treść i zadania skuteczności strzelania do celów powietrznych

Pod pojęciem skuteczności strzelania powietrznego rozumie się stopień jego przystosowania do wykonania postawionego przed nim zadania.

Skuteczność ognia - to ostateczny rezultat /wynik/ działań ognia na cel, zależny od liczby strzałów, działania pocisków, rodzaju ostrzeliwanego celu, celności ognia, jego zmasowania i działania z zaskoczenia oraz umiejętności kierowania ogniem w każdych warunkach.

Skuteczność broni, rezultat oddziaływania broni określony stopniem porażenia /zniszczenia, obezwładnienia, dezorganizacji/ celu. Skuteczność broni jest funkcją danych taktyczno-technicznych sprzętu, niezawodności działania elementów i zespołów broni, warunków atmosferycznych oraz parametrów zwalczanych celów.

Im lepiej zorganizowane jest strzelanie, tym jest skuteczniejsze.

Aby wydać sąd o skuteczności strzelania należy mieć jakieś kryterium liczbowe, które nazwiemy wskaźnikiem skuteczności. Za wskaźnik skuteczności strzelania przyjmuje się bądź prawdopodobieństwo jakiegoś zdarzenia, bądź średnią wartość jakiejś wielkości przypadkowej.

Na przykład w charakterze wskaźnika skuteczności strzelania mogą być:

- prawdopodobieństwo rażenia celu /im większe tym lepiej/;
- prawdopodobieństwo trafienia w cel /im większe tym lepiej/;
- wartość przeciętna /średnia liczba trafień pocisków w cel - im mniejsze tym lepiej/;
- uchylenie prawdopodobne /im mniejsze tym lepiej/;
- średnia powierzchnia zniszczeń obiektu i inne.

Wybór jednego z wymienionych wskaźników zależy od zadania postawionego w czasie oceny skuteczności strzelania.

Ocena skuteczności strzelania ma poważne znaczenie teoretyczne i praktyczne. Wyniki jej wykorzystywane są do rozwiązywania wielu zadań, takich jak:

- wyboru racjonalnych środków rażenia;
- określenia racjonalnych warunków i sposobów strzelania;
- określenia możliwości bojowych pododdziałów, oddziałów i związków taktycznych lotnictwa podczas zwalczania celów powietrznych i naziemnych;
- określenia potrzebnej ilości sił i środków do wykonania zadania bojowego i innych.

Całkowitym wskaźnikiem skuteczności strzelania jest prawdopodobieństwo rażenia celu - oznaczamy literą "P".

Zadanie określenia prawdopodobieństwa jako całkowitego wskaźnika skuteczności strzelania można podzielić na szereg zadań elementarnych /składowych/.

Do zadań tych zalicza się:

1. Ocenę dokładności strzelania, wymiarów celu i określenie prawdopodobieństwa trafienia w cel.
2. Analizę wrażliwości celów na konkretne środki rażenia, wybór odpowiedniego rozkładu prawdopodobieństwa i określenie jego charakterystyk.
3. Ocenę warunków spotkania pocisku /ów/ z celem, a dla pocisków z zapalnikiem zbliżeniowym - ocenę dokładności zadziałania zapalnika.

4. Ocenę niezawodności środków technicznych /systemu naprowadzania samolotu, uzbrojenia samolotu, pocisku, celownika i innych/.

5. Ocenę oczekiwanego przeciwdziałania przeciwnika /OPL, ogień obrony samolotu, zakłócenia i inne/.

6. Ocenę czynników wpływających na wykonanie strzelania /warunki atmosferyczne, czas, pora doby i roku, maskowanie, wyszkolenie pilota /załóg/ i inne/.

### 3. Ocena dokładności strzelania

Dokładność strzelania charakteryzuje się odchyleniami /błędami/ systematycznymi /stałymi/ i przypadkowymi pocisku w stosunku do celu, stopniem zależności w stosunku do konkretnego celu, prawdopodobieństwem trafienia w cel.

#### 3.1. Błędy systematyczne

Błędy systematyczne /stałe/ powodują przesunięcie środka zgrupowania /rozrzutu/ strzałów.

Powstają one w wyniku działania szeregu przyczyn:

- przybliżonego rozwiązania zadania celowania;
- niedokładnego przystrzelania broni;
- niedokładności regulacji parametrów aparatury sterowania pociskami kierowanymi;
- niedokładności regulacji układu opóźnienia wybuchu przedziału bojowego pocisków raketowych.

Błąd systematyczny przy znanych przyczynach jego powstania można obliczyć i uwzględnić.

#### 3.2. Błędy przypadkowe. Uchylenia prawdopodobne

Błędy przypadkowe powodują rozrzut wystrzałów i występują one we wszystkich rodzajach pocisków /pocisków artyleryjskich, niekierowanych i kierowanych pocisków raketowych/.

Do błędów przypadkowych między innymi zalicza się:

##### a/ podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek:

- zróżnicowanie charakterystyk balistycznych pocisków;
- różnicę w prędkościach początkowych;
- błędy przyrządowe celowników /D,  $\omega_D$ , H, V i innych/;
- błędy celowania i inne;

##### b/ podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi:

- błędy w pracy aparatury kierowania;
- działanie na pocisk różnych czynników zewnętrznych;

- błędy naprowadzania;
- błędy zapalnika i inne.

Rozrzut w strzelaniu powietrznym uwarunkowany jest wspólnym działaniem dużej liczby błędów przypadkowych. Dlatego prawo rozrzutu jest prawem normalnym. Najważniejszą charakterystyką tego prawa jest uchylenie prawdopodobne, stanowiące w przybliżeniu  $1/4$  maksymalnego odchylenia wielkości przypadkowej /chybienia/.

Rozrzut rozpatruje się w prostokątnym układzie współrzędnych  $/x, y, z/$ , związanych z punktem obliczeniowym spotkania pocisku z celem.

Podczas strzelania do celu powietrznego pociskami artyleryjskimi lub raketowymi posiadającymi zapalnik uderzeniowy, rozrzut rozpatruje się na płaszczyźnie prostopadłej do wyprowadzonej linii odległości. Podczas strzelania do celu naziemnego rozrzut rozpatruje się dwójako: bądź na płaszczyźnie ziemi, bądź na płaszczyźnie prostopadłej do kierunku strzelania.

W czasie strzelania kierowanymi pociskami raketowymi, ze względu na obecność zapalnika zbliżeniowego, rozrzut punktów wybuchu posiada ukształtowanie przestrzenne. Rozrzut ten uwarunkowany jest dokładnością naprowadzania pocisku raketowego i rozpatruje się na płaszczyźnie prostopadłej do wektora prędkości tego pocisku względem celu  $\varphi_{rc} = \varphi_D^{5/}$ , natomiast rozrzut punktów zadziałania zapalnika - w kierunku tego wektora. Doświadczenia wykazują, że w strzelaniu powietrznym rozrzut w płaszczyźnie obrazowej podobny jest do koła i w obliczeniach praktycznych przyjmuje się jako koło.

Uchylenie prawdopodobne rozrzutu kołowego określa się na podstawie danych doświadczalno-teoretycznych.

Rozpatrzmy różne przypadki strzelania i stosowane wzory.

1. Strzelanie wykonuje się z samolotu myśliwskiego i myśliwsko-bombowego niekierowanymi pociskami raketowymi i z broni artyleryjskiej z wykorzystaniem celowników typu ASP z włączonym układem żyroskopowym /"na żyro"/.

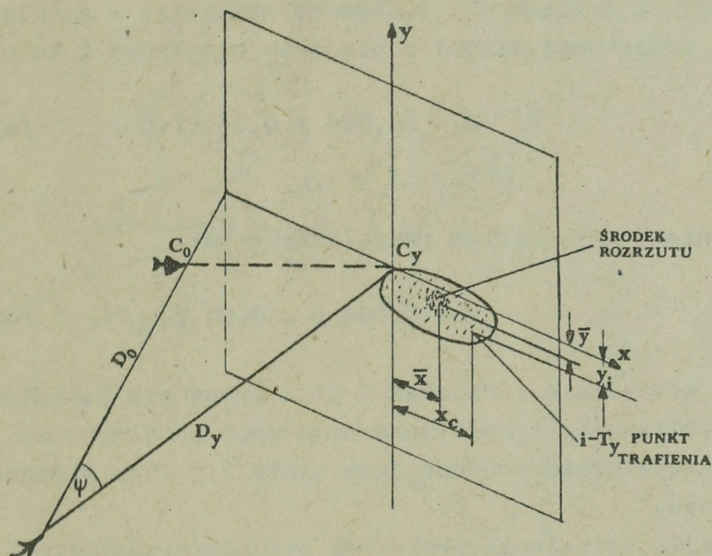
$$E = k \cdot D / 1 + 0,025 V_c \cdot \sin \alpha / w/m/$$

gdzie:  $k$  - współczynnik balistyczny odczytywany z tabel;

$D$  - odległość strzelania;

$V_c$  - prędkość celu.

-----  
5/ We wszystkich sposobach samonaprowadzania i kierowania za pomocą wiązki prowadzącej, ruch pocisku raketowego odbywa się według metody równoległej, w której wektor  $\varphi_D$  pokrywa się z wektorem  $\varphi_{rc}$  /kierunkiem linii odległości pocisku - cel/.



Rys. 100. Schemat rozrzutu wystrzałów podczas strzelania do celu powietrznego pociskami raketowymi i artyleryjskimi z zapalnikiem uderzeniowym

2. Strzelanie z wyżej wymienionych samolotów z nie włączonym celownikiem: "na żyro" - "Niepod" lub celownik typu PKI.

$$E = 10^{-3} \cdot D / 10 + 20 R_c / \text{ dla } R_c \leq 2/4$$

gdzie:  $R_c$  - sylwetka celu.

3. Podczas strzelania do celów naziemnych, gdy  $V_c = 0$  w płaszczyźnie obrazowej:

$$E_i = k \cdot D \quad /m/$$

Podczas rozpatrywania na powierzchni ziemi

$$E_b = k \cdot D \quad /m/$$

$$E_D = \frac{k \cdot D}{\sin \lambda} = \frac{E_b}{\sin \lambda} \quad /m/$$

gdzie:  $E_b$  - uchylenie prawdopodobne w kierunku;

$E_D$  - uchylenie prawdopodobne w donośności;

$\lambda$  - kąt nurkowania

4. Strzelanie z działek - z ruchomych stanowisk z samolotów bombowych z celownikami półautomatycznymi z wizjerem optycznym i telewizyjnym:

$$E = /0,006 + 0,05 \beta / D \quad /m/$$

gdzie:

$$\beta = \omega_b \pm \omega_s$$

5. Strzelanie z celownikiem radiolokacyjnym:

$$E = 0,008 D \div 0,01 D \quad /m/$$

6. Podczas strzelania z działek i niekierowanych pocisków raketowych z samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych z celownikami radiolokacyjnymi, uchylenie prawdopodobne jest około 1,5 raza większe niż celownikiem optycznym.

7. W przypadku strzelania pociskami samonaprowadzającymi się:

$$E \approx 2 \text{ m} \quad \text{dla R-3S}$$

$$E \approx 2 \text{ m} \quad \text{dla R-13M}$$

$$E \approx 0,6 \text{ m} \quad \text{dla R-23R /T/}$$

$$E \approx 0,4 \text{ m} \quad \text{dla R-60.}$$

8. Strzelanie pociskami kierowanymi w wiązkę prowadzącej:

$$E = 4 + 0,5 n_{jc}$$

gdzie:  $n_{jc} = \text{tg } \delta_c$

$\delta_c$  - przechylenie samolotu celu /podczas manewru/.

9. Podczas strzelania z wykorzystaniem wiązki unieruchomionej uchylenie prawdopodobne zwiększa się dwukrotnie.

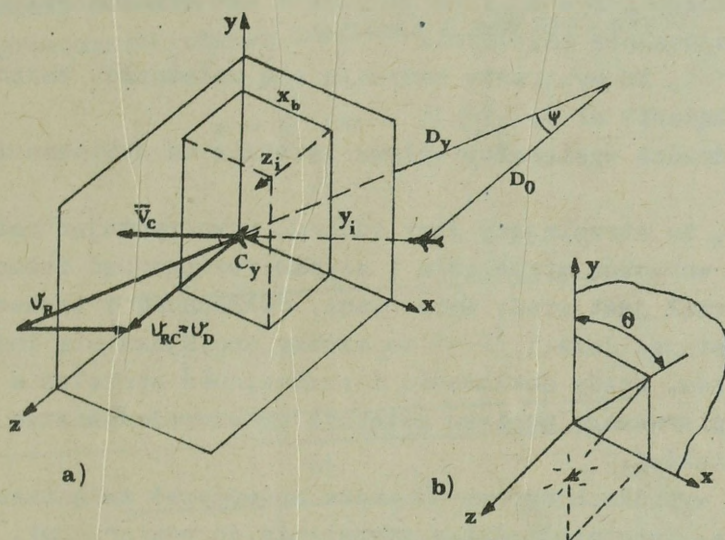
Na wielkość uchylenia prawdopodobnego podczas strzelania do celów powietrznych i naziemnych duży wpływ wywiera wyszkolenie pilota. Wszystkie wyżej podane wzory odnoszą się do wyszkolenia pilota na ocenę "dobrze" - a dla wyszkolenia:

- bardzo dobrego

$$E_{\text{bdobrze}} = 0,8 E_{\text{dobrego}}$$

- dostatecznego

$$E_{\text{dost}} = 1,25 E_{\text{dobrego}}$$



Rys. 101. Schemat rozrzutu punktów wybuchu kierowanych pocisków rakietowych z zapalnikiem zbliżeniowym

### 3.3. Zależność wystrzałów

Zależność strzałów występuje tylko w strzelaniu grupą strzałów /serią, salwą, serią salw/ wykonanych przy jednym celowaniu.

Pod pojęciem zależności strzałów należy rozumieć wpływ błędów popełnionych w poprzednich strzałach, na położenie punktów trafień następnych strzałów z danej grupy.

Rozrzut całej grupy strzałów nazywa się grupowym, a rozrzut oddzielnych strzałów wewnątrz grupy - indywidualnym.

Stopień zależności strzałów określa się współczynnikiem /miernikiem/ zależności /współczynnikiem korelacji/, która wyraża się wartością średnią dla wszystkich strzałów grupy. Oznaczamy symbolem  $\mu$ .

$$\mu = \frac{E_{gr}^2}{E^2}$$

gdzie:  $E_{gr}$  - uchylenie prawdopodobne rozrzutu grupowego;

$E$  - uchylenie prawdopodobne rozrzutu sumarycznego.

Ponieważ zawsze istnieje indywidualny rozrzut strzałów, a rozrzut grupowy może nie występować, to:

$$0 \leq \mu < 1$$

Przy  $\mu = 0$  wystrzały są niezależne. Jeżeli założyć, że nie ma rozrzu tu indywidualnego i  $E = E_{gr}$ , to  $\mu = 1$ . W tym wypadku wystrzały nazywają się funkcjonalnie zależnymi.

Jeżeli  $0 < \mu < 1$ , to wystrzały nazywają się zależnymi. Wartość współczynnika  $\mu$  załącznik nr 8.

Stopień zależności wystrzałów wpływa istotnie na skuteczność strzelania.

Jeśli  $\mu \rightarrow 0$ , to strzelający jest zdolny, wykorzystując celownik reagować na zmianę warunków strzelania i szybko rozwiązywać zadanie celowania. Każdy wystrzał jest wtedy wycelowany, dokładność i skuteczność strzelania wzrastają. Jeżeli  $\mu \rightarrow 1$  to szybko zmniejsza się indywidualna celność wystrzałów. Wtedy dokładność i skuteczność strzelania zmniejsza się /chybienie pierwszego pocisku zwiększa prawdopodobieństwo chybienia pozostałych pocisków/.

W niektórych wypadkach wzrost  $\mu$  może spowodować zwiększenie skuteczności strzelania. Istotnie podczas strzelania do powierzchni, na której dostatecznie gęsto rozmieszczonych jest kilka obiektów podlegających zniszczeniu, wygodnie jest zwiększyć  $\mu$  /rozrzut grupowy/, aby zapewnić nakrycie możliwie dużej liczby obiektów wystrzałami danej grupy.

### 3.4. Prawdopodobieństwo trafienia

Prawdopodobieństwo trafienia w cel jednym strzałem /oznaczamy literą "p"/, wykorzystuje się jako wielkość pomocniczą w czasie obliczania prawdopodobieństwa rażenia celu, a w pewnych wypadkach jako wskaźnik skuteczności /np. podczas wyboru racjonalnych warunków strzelania/.

Istnieją różne sposoby określania prawdopodobieństwa trafienia, określane głównie konfiguracją rzutu celu na płaszczyznę rozrzutu. Trudno z zasady dokonać wyraźnego podziału sposobów określania prawdopodobieństwa do celu powietrznego i naziemnego.

Dla obliczeń praktycznych, gdzie jest to możliwe, rozrzut należy sprowadzić do koła, ponieważ wykorzystuje się tylko jedną wartość uchylenia prawdopodobnego.

Rozpatrzmy pokrótce praktyczne metody określania prawdopodobieństwa trafienia "p".

#### 3.4.1. Rzut celu posiada kształt pasa i prostokąta

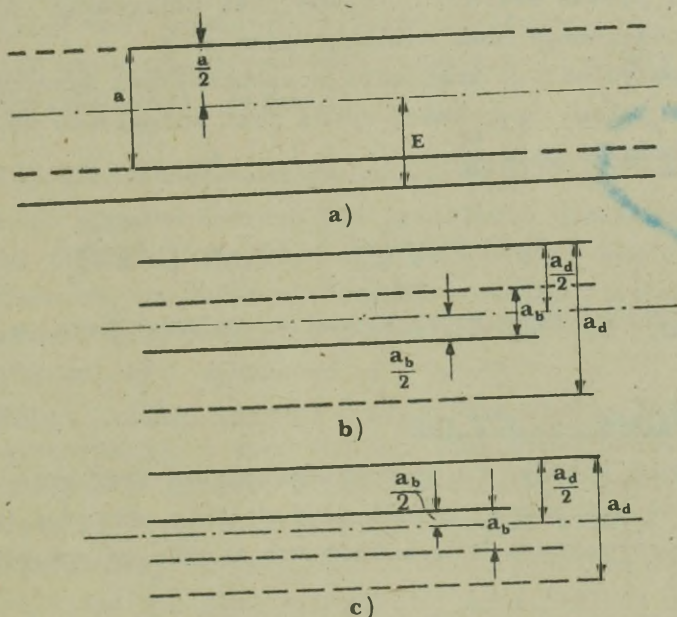
W tym przypadku do obliczenia prawdopodobieństwa trafienia wykorzystuje się zredukowaną funkcję Laplace'a  $\phi(x)$ .

Zredukowana funkcja Laplace'a daje prawdopodobieństwo trafienia w pas o nieskończonej długości i symetrycznych względem osi rozrzutu. Argumen-

tem tej funkcji  $/x/$  jest połowa szerokości pasa  $\frac{a}{2}$ , podzielona przez uchylenie prawdopodobne  $E$ .

Tak więc prawdopodobieństwo trafienia w pas jest równe:

$$p = \Phi \left( \frac{\lambda}{x} \right) = \Phi \left( \frac{\lambda}{\frac{a}{2E}} \right)$$



Rys. 102. Schemat określania prawdopodobieństwa trafienia za pomocą funkcji  $\Phi \left( \frac{\lambda}{x} \right)$

- a - w pas symetryczny;
- b i c - w pas niesymetryczny

W wypadku, gdy rzut celu posiada kształt prostokąta, to prawdopodobieństwo trafienia określa się według wzoru:

$$p = p_1 \cdot p_2$$

gdzie:  $p_1$  i  $p_2$  - prawdopodobieństwo trafienia w pasy, które w wyniku przecięcia tworzą prostokąt.

Jeżeli rozrzut rozpatruje się na płaszczyźnie ziemi to określa się uchylenia prawdopodobne  $E_b$  i  $E_D$ .

Argument  $/x/$  funkcji  $\Phi \left( \frac{\lambda}{x} \right)$  uwzględnia się jako stosunek połowy szeroko-

kości pasa do uchylenia prawdopodobnego, pokrywającego się w kierunku z poprzecznikiem danego pasa.

Jeżeli nie można pominąć błędu systematycznego, to oś symetrii pasa lub prostokąta przechodzi z boku od osi rozrzutu.

W tym wypadku stosuje się metodę sztuczną:

$$p = \frac{1}{2} / p_d \pm p_b /$$

gdzie:  $p_d$  - prawdopodobieństwo trafienia w sztuczny pas symetryczny, którego połowa szerokości równa jest odległości do najbardziej oddalonego boku realnego pasa  $\frac{a_d}{2}$  ;

$p_b$  - prawdopodobieństwo trafienia w sztuczny pas symetryczny, którego połowa szerokości równa jest odległości do bliższego boku realnego pasa  $\frac{a_b}{2}$

$$p_d = \frac{\hat{\phi}}{2} / \frac{a_d}{E_D} / \quad p_b = \frac{\hat{\phi}}{2} / \frac{a_b}{E_b} /$$

Znak "+" - oś rozrzutu przechodzi wewnątrz realnego pasa, a znak "-" poza nim.

### 3.4.2. Rzut celu posiada kształt koła

Jeżeli rozrzut jest kołowy, to prawdopodobieństwo trafienia w koło określa się za pomocą specjalnej tabeli na podstawie wartości promienia koła "r" i błędu symetrycznego "r", wyrażonych w uchyleniach prawdopodobnych  $\frac{r}{E}$  i  $\frac{\bar{r}}{E}$ .

Dla rozrzutu eliptycznego, prawdopodobieństwo trafienia w koło określa się za pomocą siatki rozrzutu.

### 3.4.3. Rzut celu posiada kształt złożony

W tym wypadku prawdopodobieństwo trafienia określa się za pomocą siatki rozrzutu.

Określenie prawdopodobieństwa trafienia za pomocą siatki rozrzutu wykonuje się do celów o dowolnym zarysie, lecz zajmuje to wiele czasu. Ponieważ prawdopodobieństwo trafienia zależy od powierzchni rzutu celu, a rzut celu od kierunku jego ostrzału, to wykresy prawdopodobieństwa trafienia powinny posiadać w charakterze wielkości wejściowych kąty określające kierunek strzelania w stosunku do celu.

W czasie strzelania w powietrzu do samolotów, takimi kątami są: kąt pomiędzy kierunkiem strzelania i płaszczyzną skrzydeł samolotu celu -  $\varepsilon$ , kąt między osią podłużną samolotu celu i rzutem kierunku strzelania na płaszczyźnie skrzydeł celu  $\varphi$ .

#### 4. Charakterystyki wrażliwości celów

Wrażliwość celu charakteryzuje straty, jakie mogą być zadane celowi danym środkiem rażenia. Wrażliwość celu na środki rażenia charakteryzuje się warunkowym rozkładem rażenia, pod pojęciem którego należy rozumieć prawdopodobieństwo rażenia celu, obliczone dla wiadomej liczby trafień lub położeniem środków rażenia w stosunku do celu w momencie spotkania /wybuchu/. To prawdopodobieństwo rażenia celu nazywa się również warunkowym, ponieważ określa się je dla zadanej liczby trafień lub położenia pocisku raketowego względnie artyleryjskiego.

Charakter warunkowego rozkładu rażenia celu zależy od jego wrażliwości na konkretne środki rażenia.

##### 4.1. Rażenie celu tylko podczas bezpośredniego trafienia pociskiem

Do takiego wypadku zalicza się strzelanie pociskami artyleryjskimi i raketowymi z zapalnikiem uderzeniowym do celów powietrznych i odpornych celów naziemnych, na które nie reaguje dowolny zapalnik /powłoka balonu/. Rozkład rażenia celu pociskami bezpośredniego rażenia może być dwóch rodzajów: wykładniczy i schodkowy.

Wykładniczy rozkład rażenia - występuje wtedy, kiedy cel ze względu na swoją konstrukcję, a więc pod względem wrażliwości /trwałości/ nie jest jednorodny. W nim zawsze można wydzielić elementy, których rażenie powoduje rażenie celu, lecz tylko poczynając z określonej liczby trafień w dowolny przedział. Oprócz tego, trafienie potrzebnej liczby pocisków w każdy przedział nie jest wiarygodne, lecz posiada pewne prawdopodobieństwo, zależne od powierzchni przedziału. Liczba trafień w dowolny przedział lub ich kombinacja, która powoduje rażenie celu, w wielu wypadkach może być równa jedności /przedział jednego trafienia/.

Z powyższego wynika, że im większa jest liczba pocisków "m" trafionych w cel, tym większe prawdopodobieństwo jego rażenia G/m/ /rys. 103/. Z dostateczną dla praktyki dokładnością prawdopodobieństwa rażenia celu pod warunkiem "m" trafień określone jest za pomocą funkcji wykładniczej:

$$G/m/ = 1 - [1 - G/1]^m$$

gdzie: G/1/ - prawdopodobieństwo rażenia celu pod warunkiem, że trafił w niego jeden pocisk.

Dla obliczeń praktycznych pełnego prawdopodobieństwa rażenia celu /z uwzględnieniem dokładności strzelania/ nie wykorzystuje się samego rozkładu warunkowego, lecz jego ważną cechą - średnią liczbę trafień potrzebną

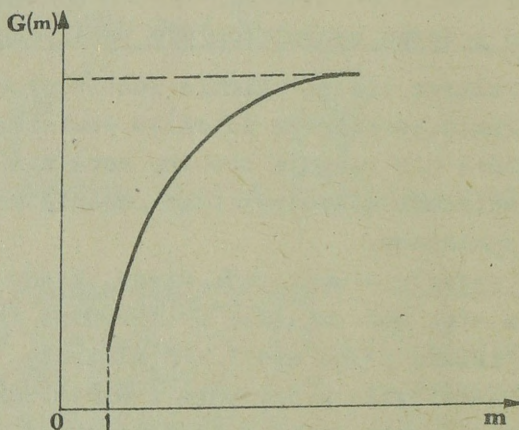
do rażenia celu  $\omega$ , czyli wartość przeciętną liczby trafień, przy której cel zostaje rażony  $\omega \geq 1$ .

W teorii skuteczności bojowej zostało przyjęte, że przy  $m = 1$ .

$$G/1/ = \frac{1}{\omega}$$

Wówczas wzór wykładniczego rozkładu rażenia celu będzie miał postać:

$$G/m/ = 1 - /1 - \frac{1}{\omega}/^m$$



Rys. 103. Wykładniczy rozkład rażenia celu

Dla niektórych celów średnia potrzebna liczba trafień może być określona w przybliżeniu według wzoru:

$$\omega = \frac{S}{S_1}$$

gdzie:  $S$  - ogólna powierzchnia rzutu celu;

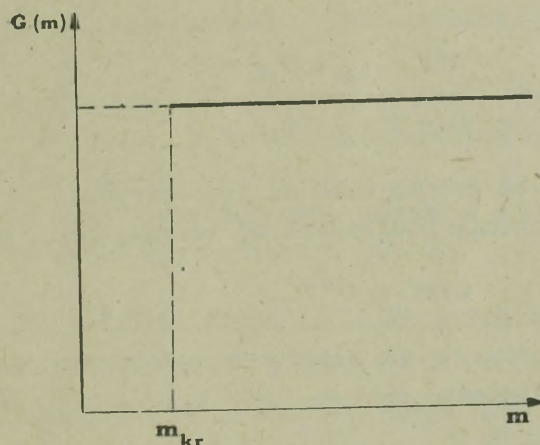
$S_1$  - powierzchnia rzutu tej części celu, w którą przy trafieniu jednym pociskiem cel zostanie rażony.

Schodkowy rozkład rażenia - występuje wówczas, gdy do rażenia celu potrzebna jest nie mniejsza od określonej liczba trafień, lub inaczej mówiąc, pewna krytyczna liczba trafień " $m_{kr}$ ". W tym wypadku warunkowe prawdopodobieństwo rażenia celu będzie równe:

$$G/m < m_{kr}/ = 0$$

$$G/m \geq m_{kr}/ = 1$$

Inny wypadek nie ma miejsca, jedynie 0 - nierażenie lub 1 - rażenie. Wartość  $m_{kr}$  może być różna i zależy od celu i stosowanego środka rażenia /np. balon  $m_{kr} = 1$  lub  $m_{kr} \geq 1$ /.



Rys. 104. Schodkowy rozkład rażenia celu

#### 4.2. Odległościowe rażenie celu

Odległościowe rażenie celu występuje podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi z zapalnikiem zbliżeniowym do celów powietrznych i naziemnych, a także podczas strzelania niekierowanymi i kierowanymi pociskami raketowymi do celów naziemnych.

Warunkowy rozkład rażenia odległościowego charakteryzuje się prawdopodobieństwem rażenia celu w funkcji znanych współrzędnych punktu wybuchu względem celu i nazywa się przestrzennym rozkładem rażenia /rys.105/.

Jeżeli stosowane środki rażenia posiadają zapalnik zbliżeniowy, to prawdopodobieństwo rażenia celu będzie zależać od trzech współrzędnych punktu wybuchu:  $x, y, z$ , czyli  $G/x, y, z$ /.

Podczas strzelania pociskami raketowymi z zapalnikiem uderzeniowym do celów naziemnych prawdopodobieństwo rażenia celu zależy tylko od dwóch współrzędnych na płaszczyźnie ziemi lub w płaszczyźnie obrazowej  $/x, y/$ , to jest  $G/x, y$ /.

Rozkład przestrzenny /rys. 105/ jest stosunkowo złożoną funkcją i zależy od wielu czynników, z których zasadniczymi są:

- trwałość celu, wzajemne rozmieszczenie i wrażliwość jego elementów;
- zdolność niszcząca pocisku raketowego, liczba, ciężar i rozkład rozrzutu odłamków, ich prędkość początkowa;

- prędkość pocisku raketowego i kierunek jego dolotu do celu;
- liczba pocisków raketowych, które wybuchły w danym punkcie.

Bardzo często dla przybliżonej oceny skuteczności strzelania złożony rozkład przestrzenny na płaszczyźnie dla zadanego kąta  $\Theta$  zamieniany jest na schodkowy.

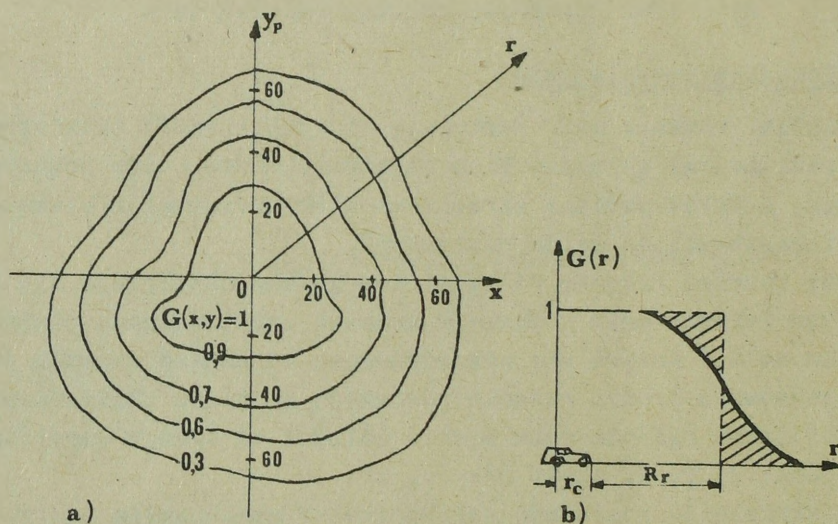
$$G/r \leq r_c + R_r / = 1$$

$$G/r > r_c + R_r / = 0$$

gdzie:  $r_c$  - odległość od środka celu do jego zarysu;  
 $R_r$  - promień rażenia /odległość od zarysu, celu, na której

$$G/r = 1^{6/}.$$

Zmiana rozkładu złożonego na schodkowy wykonawana jest w ten sposób, aby powierzchnie zakreskowane na rys. 105b były sobie równe. W ogólnym wypadku  $r_c$  i  $R_r$  zależą od  $\Theta$



Rys. 105. Przestrzenny rozkład rażenia

- a- w funkcji dwóch wielkości  $/x, y$  lub  $r, 0/$ ;
- b- w funkcji chybień radialnego  $r$ .

-----  
 6/ Promień rażenia można odmierzać od środka celu, kiedy  $G/r \leq R_r / = 1$ ,  
 a  $G/r > R_r / = 0$ .

## 5. Prawdopodobieństwo rażenia celu przy kilku strzelaniach niezależnych

### 5.1. Pojęcie i właściwości strzelań elementarnych

Pod pojęciem strzelania elementarnego należy rozumieć jedno strzelanie wykonywane przy jednym celowaniu, niezależnie od liczby strzałów i liczby użytej broni. Na przykład - jeden strzał, seria, salwa, seria salw strzałów.

Właściwością strzelania elementarnego jest to, że wykonuje się je w czasie jednego celowania, przy jednym naciśnięciu przycisku bojowego z wykorzystaniem tego samego celownika.

Podczas strzelania elementarnego, wewnątrz grupy strzałów może wystąpić zależność strzałów w granicach  $0 < \mu < 1$ .

### 5.2. Pojęcie i właściwości kilku strzelań niezależnych

Pod pojęciem kilku strzelań niezależnych rozumie się kilka strzelań elementarnych /pojedynczych/, z których każde wykonuje się z oddzielnym celowaniem, z dokładnością nie wywierającą wpływu na dokładność innych /następujących po sobie/ strzelań.

Właściwością kilku strzelań niezależnych jest to, że ich liczba jest równa liczbie celowań, bez względu na to, gdzie są rozmieszczone celowniki i broń.

Do strzelań niezależnych można zaliczyć kilka strzałów pojedynczych, kilka serii, salw, serii salw strzałów z kilku samolotów.

Podczas określania skuteczności strzelania najwięcej czasu zabierają i pewną trudność stanowi obliczanie  $P$  przy jednym strzelaniu.

### 5.3. Sposoby określania prawdopodobieństwa rażenia celu kilkoma strzelaniami niezależnymi

Rozpatrzmy sposoby określania prawdopodobieństwa rażenia celu w czasie kilku strzelań " $P_{k/}$ " zakładając, że prawdopodobieństwo rażenia celu jednym strzelaniem " $P_1$ " jest znane.

Jeżeli do celu wykonuje się " $k$ " strzelań niezależnych i " $P$ " w oddzielnych strzelaniach  $P_1, P_2, \dots, P_k$  są różne / $P_1 \neq \text{const}$ /. Wówczas prawdopodobieństwo rażenia celu podczas wykonania kilku strzelań niezależnych będzie równe:

$$P_{k/} = 1 - \prod_{i=1}^k (1 - P_i)$$

Jeżeli  $P_1 = P_2 = \dots = P_k = P = \text{const}$

$$\text{to } P_{/k/} = 1 - /1 - P/k$$

Przykład 1. Określić  $P_{/k/}$  jeśli  $P_1 = 0,5$ ,  $P_2 = 0,4$ ,  $P_3 = 0,2$ .

Rozwiązanie:

$$\begin{aligned} P_{/k/} = P_{/3/} &= 1 - /1 - P_1/ /1 - P_2/ /1 - P_3/ = \\ &= 1 - /1 - 0,5/ /1 - 0,4/ /1 - 0,2/ = 1 - 0,5 \cdot 0,6 \cdot 0,8 = \\ &= 1 - 0,24 = 0,76. \end{aligned}$$

Przykład 2. Określić  $P_{/k/}$ , jeśli  $P_1 = P_2 = P_3 = 0,2 = P_1$  i  $k = 3$ .

Rozwiązanie:

$$P_{/k/} = P_{/3/} = 1 - /1 - 0,2/3 = 1 - 0,8^3 = 1 - 0,512 = 0,488.$$

#### 5.4. Prawdopodobieństwo rażenia celu podczas strzelania pociskami rakietowymi i artyleryjskimi o bezpośrednim działaniu rażącym

Prawdopodobieństwo rażenia celu podczas strzelania grupą "n" strzałów, z uwzględnieniem wrażliwości celu " $\omega$ " i dokładności strzelania "p" określa się na podstawie wzoru całkowitego prawdopodobieństwa rażenia celu.

$$P = \sum_{m=1}^n P_{m,n} G/m/$$

gdzie:  $P_{m,n}$  - prawdopodobieństwo równe "m" trafień z "n" wystrzałów;  
 $G/m/$  - warunkowy rozkład rażenia celu.

Metody obliczeń P zależą od rodzaju rozkładu  $G/m/$ .

##### 5.4.1. Prawdopodobieństwo rażenia celu przy wykładniczym rozkładzie rażenia

W wykładniczym rozkładzie rażenia uwzględniającym wrażliwość celu na stosowane środki rażenia w postaci średniej koniecznej liczby trafień " $\omega$ ", prawdopodobieństwo rażenia celu określa się:

$$P = \sum_{m=1}^n P_{m,n} \left[ 1 - /1 - \frac{1}{\omega}/^m \right]$$

Rozpatrzmy kilka często występujących przypadków:

1. Podczas jednego strzału  $/n = 1/$

$$P_{m,n} = P_{1,1} = p, \text{ wobec tego}$$

$$P_0 = \frac{p}{\omega}$$

2. Podczas "n" wystrzałów niezależnych /  $\mu = 0$  / wykonywanych w jednakowych warunkach.

$$P_n = 1 - /1 - P_o/n = 1 - /1 - \frac{p}{\omega}/n$$

3. Jeżeli "n" strzałów jest funkcjonalnie zależnymi /  $\mu = 1$  / to trafienie w cel możliwe jest tylko wszystkimi "n" pociskami. Wobec tego  $m = n$ , a  $P_{m,n} = P_{n,n} = p$ , to

$$P_f = p \left[ 1 - /1 - \frac{1}{\omega}/n \right]$$

4. Najczęściej strzelanie wykonywane jest grupą "n" strzałów zależnych /  $0 < \mu < 1$  /. W tym wypadku obliczenia według wzoru ogólnego przedstawiają znaczne trudności, szczególnie związanych z obliczeniem  $P_{m,n}$ . Dlatego dla celów praktycznych stosuje się wzór przybliżony:

$$P = a \cdot P_n + /1 - a/ P_f$$

gdzie:  $P_n = f/x/ = f/M_1/ = f/\frac{n \cdot p}{\omega}/$  - strzały niezależne /  $\mu = 0$  /;

$P_f = p \cdot f/x/ = p \cdot f/\frac{n}{\omega}/$  - strzały funkcjonalnie zależne /  $\mu = 1$  /;

$$f/x/ = 1 - e^{-x}$$

Jeśli  $\frac{n}{\omega} > 5$  to  $f/\frac{n}{\omega}/ \approx 1$ , wówczas  $P_f = p$ .

a - współczynnik zależny od  $M_1$  i  $\mu$

#### 5.4.2. Prawdopodobieństwo rażenia celu przy schodkowym rozkładzie rażenia

Schodkowy rozkład rażenia charakteryzuje się minimalnie potrzebną /krytyczną/ liczbą trafień  $m_{kr}$ , zapewniającą rażenie celu. Celem typowym, dla którego rozkład rażenia może być przyjęty jako schodkowy jest balon.

Tabela wartości  $m_{kr}$  dla balonów napełnionych gazem obojętnym

TYP POCISKÓW ŚREDNICA BALONU	POCISKI ARTYLERYJSKIE KALIBRU /m m/			POCISKI RAKIETOWE	
	23	30	37	S-5M	KIEROWANE
19	40	24	16	1	1
32	51	30	20	2	1

Ponieważ przy rozkładzie schodkowym warunkowe prawdopodobieństwo rażenia celu dla:

$$m < m_{kr} \quad G/m/ = 0$$

$$m > m_{kr} \quad G/m/ = 1,$$

to wzór przyjmie postać:

$$P = \sum_{m=m_{kr}}^n P_{m,n}$$

Tym wzorem wygodnie posługiwać się przy  $m_{kr} \geq 1/2 n$ .  
Jeżeli  $m_{kr} < 1/2 n$ , to wygodniejszy jest wzór:

$$P = \sum_{m=0}^{m_{kr}-1} P_{m,n}$$

Obliczenia według tych wzorów są proste tylko dla strzelania wystrzałami niezależnymi  $/\ell = 0/$ . Jeżeli prawdopodobieństwa trafienia dla oddzielnych wystrzałów są jednakowe  $/p_1 = p_2 = \dots = p_n = p/$ , to

$$P_{m,n} = C_n^m p^m / 1 - p/n-m$$

gdzie:  $C_n^m$  - liczba kombinacji z  $n$  do  $m$ , którą określa się ze wzoru:

$$C_n^m = \frac{n!}{m! / n-m/}$$

Jeżeli  $m_{kr} = 1$  i  $n = 1$ , to otrzymamy

$$P = p,$$

a przy  $m_{kr} = 1$  i  $n > 1$ , będziemy mieli

$$P = 1 - /1 - p/n$$

Kiedy prawdopodobieństwo trafień w oddzielnych wystrzałach niezależnych będą różne  $/p_1 \neq p_2 \neq \dots \neq p_n/$ , to:

$$P = 1 - \prod_{i=1}^n /1 - p_i/.$$

Jeżeli  $m_{kr} > 1$ , to dla rażenia celu potrzeba  $n \geq m_{kr}$ . W tym wypadku dla wystrzałów niezależnych, oddanych w różnych warunkach, prawdopodobieństwo  $P_{m,n}$  równe współczynnikowi przy  $Z^m$  w rozwinięciu funkcji pochodnej.

$$\prod_{i=1}^n /q_i + p_i z/ = \prod_{i=1}^n [1 - p_i/ - p_i z]$$

Podczas strzelania wystrzałami zależnymi  $/0 < \mu < 1/$  dokładne obliczenia znacznie się komplikują. Tłumaczy to się trudnościami obliczenia prawdopodobieństwa trafienia w cel  $p$ , które w tym wypadku zależy od charakterystyk rozrzutu grupowego i indywidualnego.

#### 6. Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi

Dokładne określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego kierowanymi pociskami raketowymi z zapalnikami zbliżeniowymi określa się za pomocą wzoru rozkładu przestrzennego:

$$P = \iiint_{-\infty}^{\infty} G/x,y,z/ \varphi /x,y,z/ dx dy dz$$

gdzie:  $G/x,y,z/$  - przestrzenny rozkład rażenia;

$\varphi /x,y,z/$  - przestrzenny różniczkowy rozkład punktów wybuchu, uwzględniający dokładność naprowadzania pocisku i działania zapalnika.

Stosowanie tej metody określania prawdopodobieństwa rażenia nastęrcza wiele trudności i w praktyce stosuje się metody przybliżone.

#### 6.1. Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego pociskami samonaprowadzającymi się na podczerwień

W czasie określania prawdopodobieństwa  $/P/$  pociskami na podczerwień, bierze się pod uwagę, że wybuch pocisku może nastąpić od zapalnika uderzeniowego lub zbliżeniowego.

Zadziałanie zapalnika uderzeniowego następuje przy bezpośrednim trafieniu w cel. W razie trafienia pocisku w dowolny typ samolotu zostaje on praktycznie rażony, gdyż  $\omega = 1$ , to  $P \simeq 1$ . Z tego też względu  $P$  wynosi:

$$P \geq p$$

Odległościowe działanie rażące otrzymuje się dzięki zapalnikom zbliżeniowym. Zapalniki takie mają zmienny promień działania i rozrzut punktów zadziałania w kierunku jego lotu względem celu.

Promień działania zapalnika zbliżeniowego zależy od jego prędkości względem celu; to jest od prędkości zbliżania  $\mathcal{V}_D$ :

$$0 \leq R = 0,0273 \mathcal{V}_D \leq R_{\max}$$

gdzie:  $R_{\max}$  - maksymalny promień działania określany typem celu./jego promieniowaniem cieplnym/.

Przeważnie strzelanie pociskami na podczerwień wykonuje się z tylnej półsfery celu i bez wyprzedzenia /  $\psi = 0$  /, to spotkanie pocisku z celem następuje przeważnie pod sylwetką  $R_c = 0/4$  /  $q = 180^\circ$  /.

Wówczas:

$$\mathcal{V}_D = \mathcal{V}_R - v_c$$

$$\mathcal{V}_R = \mathcal{V}_r + v_m$$

Jeżeli przyjąć założenia, że:

- 1/ niezależnie od ilości silników celu, pocisk naprowadzany jest na jego środek;
- 2/ rozrzut punktów zadziałania zapalników w kierunku lotu pocisku jest niezależny od chybiaenia pocisku;
- 3/ powierzchnia zadziałania zapalnika nie wychodzi poza granice strefy wybuchów niebezpiecznych;
- 4/ zadziałanie zapalnika w strefie wybuchów niebezpiecznych jest bliskie jedności, to rozkład odległościowego działania pocisku uśrednia się i charakteryzuje się rozkładem przestrzennym.

$$G/r/,$$

gdzie:  $r$  - odległość od punktu wybuchu do zarysu celu.

Dla uproszczenia obliczeń prawdopodobieństwa  $/P/$  z uwzględnieniem działania zapalnika zbliżeniowego realny cel przyjmuje się jako punkt.

Po przyjęciu tego założenia oraz poprzednich - prawdopodobieństwo  $/P/$  może być określone ze wzoru:

$$P = \int_0^R G/r/ \varphi/r/ dr$$

gdzie:  $r$  - chybiaenie radialne pocisku;

$R$  - promień działania zapalnika;

$G/r/$  - przestrzenny rozkład rażenia, to znaczy  $P$  rażenia celu podczas wybuchu pocisku na odległości  $r$ ;

$\varphi/r/$  - różniczkowy rozkład chybiaenia radialnego pocisku.

Stosowanie tego wzoru jest utrudnione ze względu na brak wykresów funkcji podcałkowych.

W praktyce ma zastosowanie wykres zmienny  $P$  w oparciu o odległościowe i bezpośrednie działanie rażące, np. R-3S, jeśli nie ma błędu systematycznego  $\bar{r} = 0$ .

Prawdopodobieństwo rażenia w wyniku działania odległościowego zmienia się od 0 /przy  $R = 0$ , gdy  $\varphi_D = 0$ / do  $P_{\max}$  /przy  $R = R_{\max} = 11$  m, gdy  $\varphi_D \geq 400$  m/s/.

Prawdopodobieństwo rażenia  $/P/$  w wyniku działania bezpośredniego jest wartością prawdopodobieństwa trafienia w cel  $/P_{\min} = p/$ .

Wobec tego  $P$  pociskiem R-3S znajduje się w przedziale  $P_{\min} = p$  i  $P_{\max}$

$$p \leq P \leq P_{\max}$$

Przy występowaniu błędu systematycznego  $P$  zmniejsza się. Ten błąd pojawia się w czasie manewru celu lub w czasie strzelania z małej odległości pod sylwetką  $R_c > 0/4$ .

#### 6.2. Prawdopodobieństwo rażenia celu powietrznego, pociskiem kierowanym za pomocą wiązki prowadzącej

Obliczanie  $P$  pociskami kierowanymi w wiązce prowadzącej /np. RS-2US/ wykonuje się tą samą metodą co i dla pocisków samonaprowadzających się na podczerwień. Jednak uwzględnia się właściwości charakterystyki pocisku RS-2US:

- 1/ część bojowa RS-2US posiada większą siłę niszczącą od R-13M i R-3S;
- 2/ rozrzut RS-2US jest większy niż R-13M, R-3S, R-60, szczególnie w czasie strzelania z unieruchomioną wiązką prowadzącą;
- 3/ promień działania zapalnika  $R$  w pocisku RS-2US nie zależy od prędkości zbliżania  $\varphi_D$  i praktycznie jest stały  $R = \text{const} = 13-15$  m;
- 4/ prawdopodobieństwo zadziałania zapalnika w strefie wybuchów niebezpiecznych zbliżone jest do jedności  $/1/$ .

Prawdopodobieństwo  $P$  jednym pociskiem RS-2US oblicza się z tego samego wzoru, co dla pocisków na podczerwień:

$$P = \int_0^R G/r/ \varphi/r/ dr$$

gdzie:  $R$  - stały górny przedział.

Obecność  $R = \text{const}$  zapewnia  $P = \text{const}$  niezależnie od odległości strzelania.

Podczas strzelania salwą RS-2US występuje zależność strzałów  $/\mu = 0,6/$ ,

którą uwzględnia się przez pomnożenie P dla strzałów niezależnych przez współczynnik liczbowy 0,95.

$$P_{sl} = 0,95 \left[ 1 - /1 - P/k \right]$$

gdzie: k - liczba pocisków w salwie.

## 7. Prawdopodobieństwo rażenia celu z uwzględnieniem niezawodności środków technicznych, przeciwdziałania przeciwnika i innych czynników

### 7.1. Wiadomości ogólne

Dotychczas rozpatrywane sposoby określania prawdopodobieństwa rażenia celu nie uwzględniały różnych czynników wpływających lub poprzedzających wykonanie strzelania.

W praktyce występują przypadki, że zamierzona liczba strzelań nie została wykonana i faktyczna liczba tych strzelań jest przypadkowa.

Może to być spowodowane różnymi czynnikami wpływającymi na wykonanie strzelań.

Do czynników tych zaliczamy:

- niezawodność środków technicznych /system naprowadzania, samolot, celownik, aparatura kierowania pociskiem/;
- przeciwdziałanie ogniowe;
- zakłócenia.

Każdy z tych czynników poprzedza lub towarzyszy strzelaniu i posiada pewne prawdopodobieństwo zaistnienia.

Na przykład - niezawodność środków technicznych określa się prawdopodobieństwem sprawności;

- przeciwdziałanie ogniowe przeciwnika - prawdopodobieństwem rażenia samolotu.

Wpływ szeregu innych czynników określa się przez prawdopodobieństwa połączone.

Na przykład - warunki atmosferyczne, czas doby, maskowanie celu i inne określane mogą być:

- prawdopodobieństwem wykrycia celu;
- prawdopodobieństwem naprowadzania na cel;
- prawdopodobieństwem ataku i inne.

Jeśli uwzględnić czynniki wpływające na strzelanie, to ocena jego skuteczności sprowadza się jakby do oceny skuteczności wykonania zadania przez samolot.

I tak dla samolotu:

- zwalczającego cel powietrzny - do określenia prawdopodobieństwa przechwycenia celu;

- zwalczającego cel naziemny - do określenia uogólnionego prawdopodobieństwa rażenia celu.

W czasie określania prawdopodobieństwa /P/ z uwzględnieniem różnych czynników przyjmuje się, że przyczyny utrudniające wykonanie zadania są niezależne.

W takim wypadku całkowite prawdopodobieństwo rażenia celu jest określane wzorem:

$$P_z = 1 - \prod_{i=1}^k (1 - p_i \cdot P_i)$$

gdzie: k - liczba strzelań wykonywanych i niezależnych między sobą;

$P_i$  - prawdopodobieństwo rażenia celu w i-tym strzelaniu /bez uwzględnienia czynników wpływających na jego wykonanie/;

$p_i$  - prawdopodobieństwo tego, że i-te strzelanie zostanie wykonane.

Wartość  $p_i$  jest iloczynem prawdopodobieństw zdarzeń /czynników/ poprzedzających wykonanie strzelania.

$$p_i = P_n \cdot N_n \cdot P_a \cdot N_c \dots$$

gdzie:  $P_n$  - prawdopodobieństwo naprowadzania;

$N_n$  - niezawodność środków naprowadzania;

$P_a$  - prawdopodobieństwo wykonania ataku;

$N_c$  - niezawodność pracy celownika.

## 7.2. Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem niezawodności środków technicznych

Niezawodność środków technicznych oznacza się literą N z indeksem odpowiadającym danemu środkowi technicznemu.

Na przykład:  $N_c$  - niezawodność celownika;

$N_R$  - niezawodność pocisku raketowego /rakiety/;

$N_n$  - niezawodność systemu naprowadzania.

Tabela wartości niezawodności wzorów uzbrojenia

WZORY UZBROJENIA	DZIAŁKA NIEKIERO- WANE PO- CISKI RAKJETOWE	CELOWNIKI			KIEROWANE POCISKI RA- KJETOWE		
		ASP	RP-21 /22M/	SZAFIR	R-23R R-23T R-3R	R-13M R-3S R-60	RS-2US
NIEZAWODNOŚĆ	1	1	0,9	0,9	0,9	0,9	0,82

Znając wartość niezawodności środków technicznych uzbrojenia prawdopodobieństwo rażenia celu określa się według następujących wzorów:

1. Podczas strzelania z działek i niekierowanych pocisków raketowych, jeśli  $N_{dz}$  i  $N_{NPR} = 1$ ;

a/ dla rażenia jedną serią lub salwą:

$$P_1^* = N_c \cdot P_1$$

gdzie:  $P_1$  - prawdopodobieństwo rażenia serią /salwą/ bez uwzględnienia niezawodności;

b/ dla rażenia "k" seriami lub salwami:

$$P_{/k/}^* = 1 - \prod_{i=1}^k /1 - P_i^*/$$

gdzie:  $P_i^*$  - oblicza się jak dla  $P_1^*$ .

2. Podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi:

a/ dla prawdopodobieństwa rażenia celu jednym pociskiem raketowym

$$P_1^* = N_c \cdot N_R \cdot P_1$$

b/ dla prawdopodobieństwa rażenia celu kilkoma /k/ pojedynczymi pociskami raketowymi:

$$P_{/k/}^* = 1 - \prod_{i=1}^k /1 - P_i^*/$$

gdzie:  $P_i^*$  - oblicza się według poprzedniego wzoru;

c/ dla prawdopodobieństwa rażenia celu salwą k pocisków raketowych samonaprowadzających się na podczerwień:

$$P_{sl}^* = N_c \left[ 1 - /1 - N_R \cdot P_1/k/ \right]$$

d/ dla prawdopodobieństwa rażenia celu salwą k pocisków raketowych, kierowanych za pomocą wiązki prowadzącej / $\mu = 0,6$ /:

$$P_{sl}^* = 0,95 N_c \left[ 1 - /1 - N_R \cdot P_1/k/ \right]$$

e/ dla prawdopodobieństwa rażenia celu przy strzelaniu N salwami:

$$P_{Nsl}^* = 1 - \prod_{i=1}^N /1 - P_{sl}^*/$$

gdzie:  $P_{sl1}$  - oblicza się ze wzorów powyżej podanych odpowiednio dla danych typów pocisków rakietowych.

### 7.3. Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem przeciwdziałania ogniowego przeciwnika

Przeciwdziałanie ogniowe przeciwnika w wykonaniu zadania bojowego może być dokonywane przez samoloty myśliwskie, naziemne środki OPL i ogień obronny celu.

Uwzględnienie przeciwdziałania ogniowego przeciwnika jest zadaniem dość złożonym.

Rozpatrzmy przybliżone metody uwzględnienia przeciwdziałania ogniowego przeciwnika, jeśli znana jest wartość oddziaływania ogniowego przez niego.

Istnieją trzy sposoby określania prawdopodobieństwa rażenia -  $P_c$ :

1. Jeżeli przeciwdziałanie ze strony przeciwnika ma miejsce po wykonaniu zadania bojowego przez samolot /po wykonaniu strzelania/, to nie wpływa to na prawdopodobieństwo rażenia celu i wówczas:

$$\tilde{P}_c = P_c$$

2. Gdy przeciwdziałanie ogniowe przeciwnika poprzedza wykonanie zadania /strzelanie do celu/ to:

$$\tilde{P}_c = /1 - P_s/ P_c$$

gdzie:  $P_c$  - prawdopodobieństwo rażenia celu bez uwzględnienia ognia obronnego;

$P_s$  - prawdopodobieństwo rażenia samolotu strzelającego lub stosowanych przez niego środków rażenia /kierowanych pocisków rakietowych/<sup>7/</sup>.

3. W wypadku gdy nie wiadomo kto pierwszy wykorzysta środki rażenia, przeciwnik czy samolot własny, to  $\tilde{P}_c$  określa się w przybliżeniu jako wartość średnią między dwoma poprzednimi wypadkami:

$$\tilde{P}_c = P_c - 0,5 P_s \cdot P_c$$

7/ Wielkość  $/1 - P_s/$  jest prawdopodobieństwem tego, że samolot przed wykonaniem zadania nie zostanie strącony.

#### 7.4. Określenie prawdopodobieństwa rażenia celu powietrznego z uwzględnieniem różnych czynników poprzedzających wykonanie strzelania /łączone uwzględnienie różnych czynników/

Jeżeli na wykonanie strzelania wpływa łącznie kilka czynników, to uwzględnia się je na podstawie warunków w jakich wykonywane będzie strzelanie /zadanie bojowe/.

W oparciu o tę analizę lot bojowy dzieli się na etapy, w których mogą występować czynniki zmniejszające skuteczność strzelania, a z kolei ustala się schemat uwzględniania czynników dla obliczeń pełnego prawdopodobieństwa rażenia celu.

Po dokonaniu tego określa się konkretny wzór obliczeniowy.

Na przykład w czasie przechwycenia celu powietrznego przez samolot myśliwski, cały lot samolotu można podzielić na kilka etapów:

- naprowadzanie przez system naziemny;
- zbliżanie;
- wyjście w strefę możliwych strzelań;
- strzelanie /odpalanie rakiet/.

Z kolei na podstawie konkretnych warunków ustala się schemat możliwego przeciwdziałania ogniowego przeciwnika, jakie środki techniczne mogą być użyte i jaka jest ich niezawodność.

Sposoby przyjęcia konkretnego wzoru do obliczenia pełnego prawdopodobieństwa rażenia celu mogą być różne i zależą od przewidywanego rozwoju sytuacji poprzedzającej strzelanie.

Ponieważ wszystkie czynniki, z wyjątkiem niezawodności pocisku raketowego poprzedzają strzelanie, to pełne prawdopodobieństwo rażenia celu /prawdopodobieństwo przechwycenia/ może być określone według następującego wzoru:

$$P_i = P_p = P_n \cdot N_n \cdot P_a \cdot N_c / 1 - P_s / \left[ 1 - / 1 - N_R P_1 /^k \right]$$

##### Przykład:

Określić prawdopodobieństwo przechwycenia samolotu FB-111 przez samolot myśliwski MiG-21 pfm jeśli:  $P_n = 0,95$ ,  $P_a = 0,9$ ,  $P_1 = 0,8$ ,  $P_s = 0,3$ ,  $N_n = 0,9$ ,  $N_c = 0,9$ ,  $N_R = 0,8$ ,  $k = n = 2$ .

Strzelanie wykonywane jest salwą pocisków.

Rozwiązanie:

1. Zastosujemy wzór na  $P_p$ :

$$P_p = P_n \cdot N_n \cdot P_a \cdot N_c / 1 - P_s / \left[ 1 - / 1 - N_R \cdot P_1 /^k \right]$$

2. Podstawiamy dane liczbowe do powyższego wzoru:

$$P_p = 0,95 \cdot 0,9 \cdot 0,9 \cdot 0,9 / 1 - 0,3 / \left[ 1 - / 1 - 0,8 \cdot 0,8 / 2 \right] \approx 0,42.$$

#### ROZDZIAŁ IV

### METODY OKREŚLENIA POTRZEBNEJ ILOŚCI SIŁ STATKÓW POWIETRZNYCH I OCENY OCZEKIWANYCH WYNIKÓW DZIAŁAŃ BOJOWYCH JEDNOSTKI /PODODDZIAŁU/

#### 1. Wiadomości ogólne

Potrzebną liczbą samolotów nazywa się ilość samolotów niezbędną do wykonania zadania.

Potrzebne ilości sił dzielą się na poligonowe i bojowe. Potrzebna ilość sił, obliczona tylko z uwzględnieniem możliwości ogniowych samolotów nazywa się poligonową i oznaczamy symbolem  $N_p$ . Potrzebna ilość sił, obliczona z uwzględnieniem przeciwdziałania i wszystkich innych czynników towarzyszących wykonaniu zadania bojowego nazywa się bojową i oznaczamy symbolem  $N_b$ .

Charakterystyką oczekiwanych wyników oddziaływania ogniowego jednostki /pododdziału/ jest: liczba rażonych /zniszczonych/ celów.

Zadanie oceny oczekiwanych wyników działań bojowych jest zadaniem odwrotnym do zadania określania potrzebnej liczby samolotów /sił/.

#### 2. Sposoby określania potrzebnej ilości sił dla rażenia celu pojedynczego

Określenie potrzebnej ilości sił dla rażenia pojedynczego celu powietrznego lub naziemnego wykonuje się za pomocą wzoru lub wykresu /rys.106/.

Krzywe na wykresie zbudowane zostały na podstawie obliczeń wykonanych według wzoru:

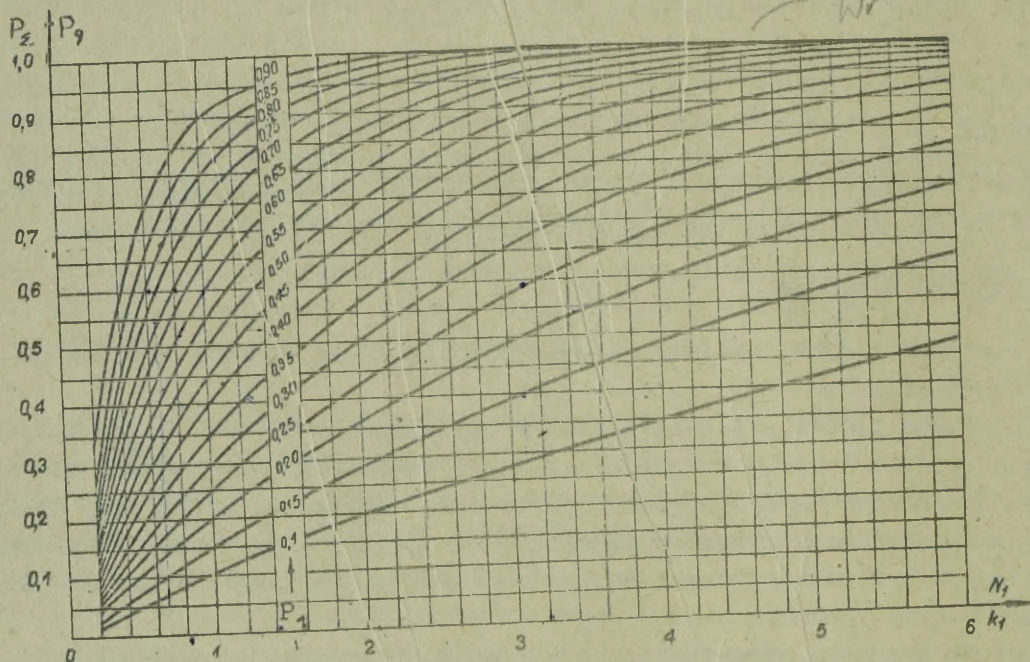
$$N_1 = \frac{\log / 1 - P_g /}{\log / 1 - P_1 /} \quad 8/$$

gdzie:  $N_1$  - potrzebna ilość sił do zwalczania celu pojedynczego;

$P_g$  - zadane /gwarantowane/ prawdopodobieństwo przechwycenia /lub rażenia/celu /stopień ufności/;

8/ Wzór powyższy otrzymano z wyrażenia dla obliczenia sumarycznego prawdopodobieństwa rażenia celu  $N$  strzelaniami  $P_g = 1 - / 1 - P_1 /^N$  w wyniku jego logarytmowania.

$P_1$  - prawdopodobieństwo rażenia celu przez jeden samolot.



Rys. 106. Potrzebna liczba samolotów do zwalczania celu pojedynczego

Prawdopodobieństwa gwarantowane stosowane podczas zwalczania celów powietrznych /naziemnych/ mogą przybrać wartość 0,5, 0,8 i 0,95.

Podczas określania potrzebnej ilości sił wybiera się jedną z tych trzech wartości  $P_g$ , uwzględniając stopień ważności celu - inaczej mówiąc jakie niebezpieczeństwo przedstawia sobą cel.

I tak:

$P_g = 0,95$  - wybiera /przyjmuje/ się dla pojedynczych celów przenoszących ładunki jądrowe /samoloty bombowe, pociski rakietowe - np. Cruise/, samoloty myśliwsko-bombowe - nosiciele, samoloty rozpoznawcze;

$P_g = 0,8$  - przyjmuje się dla pojedynczych celów o mniejszym stopniu ważności, np. samoloty myśliwsko-bombowe nie przenoszące broni jądrowej, samoloty szturmowe, myśliwskie, śmigłowce;

$P_g = 0,5$  - wybiera się w tych przypadkach, gdzie można ograniczyć się do średniej wartości liczby rażonych celów - np. zwalczanie samolotów transportowych, łącznikowych, śmigłowców transportowych.

Kolejność obliczeń  $N_1$  według wzoru lub z wykresu jest następująca:

1/ należy przygotować dane wyjściowe:

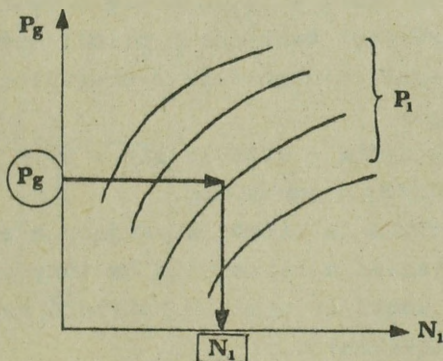
- $P_g$  - prawdopodobieństwo gwarantowane;
- $P_1$  - prawdopodobieństwo rażenia celu przez jeden samolot wszystkimi środkami rażenia, będącymi na nim.;

2/ podstawić dane do wzoru:

$$N_1 = \frac{\log /1 - P_g/}{\log /1 - P_1/}$$

Po dokonaniu obliczeń otrzymamy potrzebną ilość sił do zwalczania celu pojedynczego;

3/ możemy również  $N_1$  otrzymać z wykresu rys. 106. według niżej podanego klucza.



Rys. 107. Określenie potrzebnej ilości sił do rażenia celu pojedynczego

### 3. Określenie potrzebnej liczby samolotów podczas zwalczania celu grupowego

Celem grupowym nazywa się taki cel, który składa się z dwóch lub więcej jednorodnych albo różnorodnych celów elementarnych /pojedynczych/.

Podczas określania potrzebnej ilości sił za wskaźnik skuteczności przyjmuje się prawdopodobieństwo rażenia nie mniej niż "m" celów z ogólnej ilości ostrzelanych celów "K" w grupie z zadaniem /przyjętym/ prawdopodobieństwem gwarantowanym  $P_m^{9/c}$ .

9/  $P_m$  - prawdopodobieństwo gwarantowane podczas zwalczania celu grupowego, w odróżnieniu od celu pojedynczego, gdzie oznaczamy  $P_g$ .

Praktyczne określanie potrzebnej ilości sił dokonuje się za pomocą wykresów, zbudowanych dla trzech ustalonych wartości  $P_m = 0,5, 0,8$  i  $0,95$ .

Wyboru prawdopodobieństwa gwarantowanego  $P_m$  dokonuje się w sposób analogiczny jak podczas wyboru  $P_g$ , to znaczy na podstawie stopnia ważności celu.

W teorii skuteczności strzelania rozpatruje się kilka sposobów /schematów/ organizacji strzelania. Wyróżnia się trzy sposoby organizacji strzelania:

- strzelanie bez przeniesienia ognia;
- strzelanie z przeniesieniem ognia;
- mieszane.

Wybór sposobu /schematu/ strzelania jest bardzo istotnym warunkiem w czasie obliczania potrzebnej ilości sił, a także podczas oceny oczekiwanych wyników działań bojowych.

Strzelanie bez przeniesienia ognia - stosuje się w tych wypadkach, kiedy na podstawie warunków sytuacji taktycznej piloci nie mają możliwości przenoszenia ognia z jakiegoś jednego celu elementarnego na dowolny inny cel w czasie atakowania go.

Strzelanie z przeniesieniem ognia - stosuje się w tych przypadkach, kiedy występuje jeden z wymienionych warunków:

- liczba celów znacznie przekracza liczbę atakujących samolotów, istnieje możliwość swobodnego przeniesienia strzelania na inny cel, jeszcze nie ostrzelany. W danym przypadku kontrola wyników ostrzału każdego celu jedynym strzelaniem nie jest obowiązkowa;
- istnieje obiektywna możliwość kontrolowania wyników każdego strzelania i jeśli fakt strącenia /rażenia/ celu został stwierdzony, to pozostałe strzelanie przenosi się na inny cel.

Schemat mieszany strzelania - stosuje się w tych wypadkach, gdy nie można wcześniej ustalić, który sposób strzelania zastosujemy.

Wyboru sposobu organizacji strzelania w konkretnej sytuacji dokonuje się na podstawie analizy oczekiwanych warunków działań bojowych.

### 3.1. Sposób określania potrzebnej ilości sił dla sposobu strzelania z przeniesieniem ognia

Potrzebne dane wyjściowe:

1/ zadanie bojowe - w postaci liczby celów "m" jaką należy razić z ogólnej liczby celów w grupie - " $K_c$ ";

2/ liczba planowanych ataków /strzelań/ przez każdy samolot - " $n_{1s}$ " /to jest ilość ataków lub strzelań z jednego samolotu/;

3/ prawdopodobieństwo rażenia celu w ciągu jednego ataku /strzelania/  
- oznaczamy symbolem -  $P_s$ ;

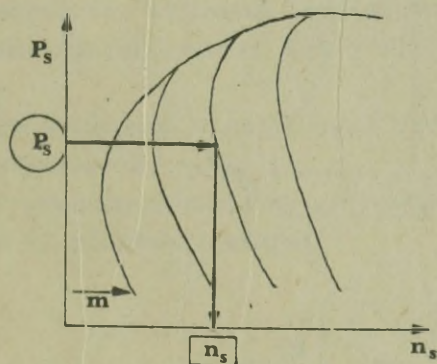
4/ wartość prawdopodobieństwa gwarantowanego /zadanego/ -  $P_m$ .

Mając powyższe dane odpowiednio do wartości  $P_m$  wybiera się jeden z trzech wykresów /zbiór/ /rys. 112, 113, 114/, a następnie według klucza /rys. 108/, określa się potrzebną liczbę strzelań " $n_s$ " wykonaną przez wszystkie samoloty.

Po wykonaniu tych czynności i określeniu " $n_s$ ", ze wzoru:

$$N_1 = \frac{n_s}{n_{1s}}$$

określa się potrzebną ilość sił dla warunków poligonowych  $/N_p/$  lub dla bojowych  $/N_b/$ .



Rys. 108. Określenie potrzebnej ilości sił podczas strzelania z przeniesieniem ognia

### 3.2. Sposób określania potrzebnej ilości sił podczas strzelania bez przeniesienia ognia

Potrzebne dane wyjściowe:

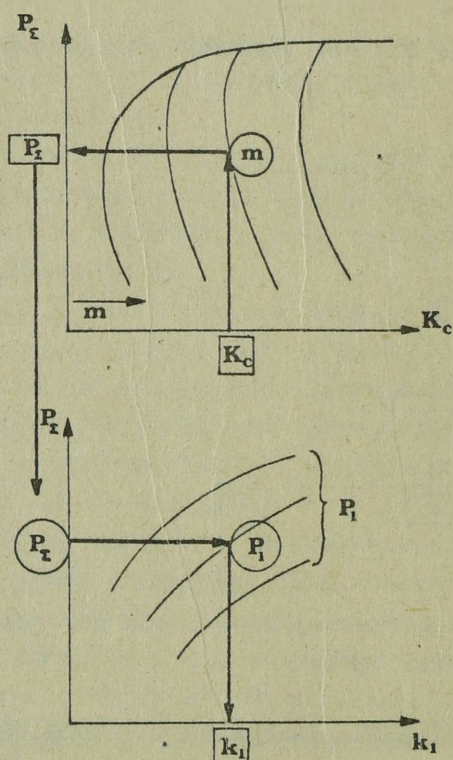
- 1/ ogólna liczba celów w grupie - " $K_c$ ";
- 2/ zadanie bojowe w postaci ilości celów podlegających rażeniu - " $m$ ";
- 3/ prawdopodobieństwo rażenia celu przez jeden samolot - " $P_1$ ";
- 4/ wartość prawdopodobieństwa gwarantowanego - " $P_m$ ".

Tak samo jak poprzednio według wartości  $P_m$  wybiera potrzebny wykres, a następnie według klucza /rys. 109/, na podstawie wartości " $K_c$ " i " $m$ " określa się potrzebne prawdopodobieństwo rażenia  $P_s$  każdego z ostrzeliwanych celów  $K_c$ , zapewniające wykonanie zadania bojowego.

Następnie z wykresu dla określania potrzebnej ilości sił podczas zwalczania celu pojedynczego /rys. 106/ według wartości  $P_z$  i  $P_1$  określa się średnią ilość samolotów  $k_1$ , którą należy wydzielić na każdy samolot /śmigłowiec/ przeciwnika z " $K_c$ " celów.

Po określeniu  $k_1$  potrzebną ilość samolotów do zniszczenia /rażenia/ celu powietrznego obliczamy ze wzoru:

$$N_1 = k_1 \cdot K_c$$



Rys. 109. Określenie potrzebnej ilości sił podczas strzelania bez przeniesienia ognia

#### 4. Ocena oczekiwanych wniosków działań bojowych jednostki /pododdziału/

Wyniki działań /ogniowych bojowych/ określa się liczbą rażonych celów lub dokładniej oczekiwaną liczbą rażonych celów.

Zadanie oceny oczekiwanych wyników działań bojowych jest zadaniem odwrotnym do zadania określenia potrzebnej ilości sił.

W tym celu dla praktycznego rozwiązania tego zadania, wykorzystuje się te same wykresy, według których rozwiązywaliśmy zadania określania potrzebnej ilości sił.

Tam, gdzie jako wskaźnik skuteczności może być przyjęta średnia oczekiwana liczba rażonych celów /nadzieja matematyczna/ obliczenia wykonuje się dla  $P_m = 0,5$ . Jeśli należy ocenić wyniki działań bojowych według liczby zniszczonych celów z praktyczną pewnością, to przyjmujemy  $P_m = 0,95$ , w pozostałych wypadkach  $P_m = 0,8$ .

Ocena oczekiwanych wyników działań nie tylko pozwala określić przewidywaną ilość rażonych celów, lecz i określić zalecenia odnośnie racjonalnej organizacji ataków /strzelań/.

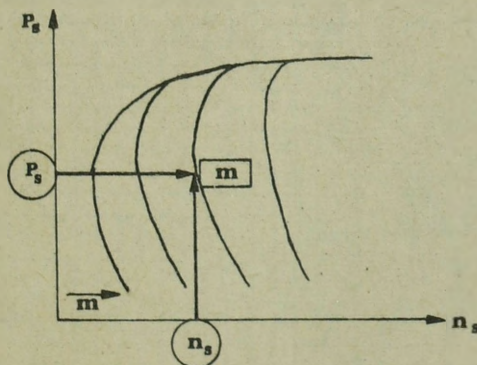
#### 4.1. Sposób określania oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania z przeniesieniem ognia

Potrzebne dane wyjściowe:

- 1/ ilość samolotów bojowych /sprawnych/ w jednostce /pododdziale/ - "N";
  - 2/ planowana /przewidywana/ ilość ataków /strzelań/ dla każdego samolotu - " $n_{1s}$ ";
  - 3/ prawdopodobieństwo rażenia celu elementarnego w wyniku jednego ataku /jednego strzelania/ - " $P_s$ ";
  - 4/ wartość prawdopodobieństwa gwarantowanego - " $P_m$ ".
- Początkowo na podstawie wzoru:

$$n_s = n_{1s} \cdot N$$

określa się ogólną liczbę strzelań /ataków/, którą mogą wykonać wszystkie samoloty przewidywane do wykonania zadania bojowego.



Rys. 110. Określenie oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania z przeniesieniem ognia

Następnie odpowiednio do wartości  $P_m$  wybiera się odpowiedni wykres i w oparciu o wartości " $P_s$ " i " $n_s$ " według klucza /rys. 110/ określa się oczekiwaną liczbę zniszczonych celów " $m$ ".

#### 4.2. Sposób określania oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania bez przeniesienia ognia

Potrzebne dane wyjściowe:

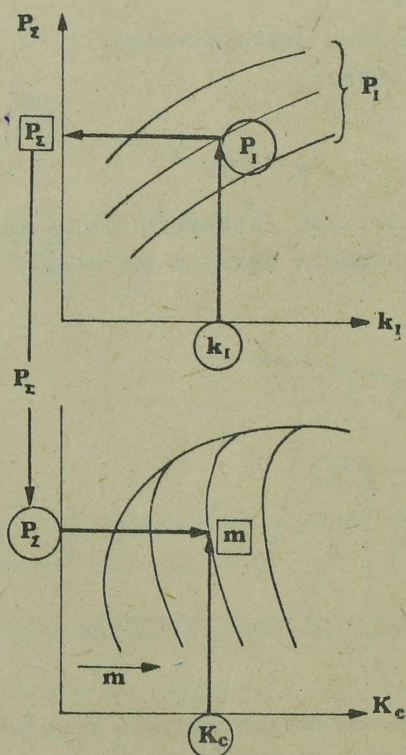
- 1/ ilość samolotów bojowych /sprawnych/ w jednostce /pododdziale/ - " $N$ ";
- 2/ planowana ilość samolotów do zaatakowania każdego celu - " $k_1$ ";
- 3/ prawdopodobieństwo rażenia celu przez jeden samolot - " $P_1$ ";
- 4/ wartość prawdopodobieństwa gwarantowanego - " $P_m$ ".

Najpierw ze wzoru:

$$K_c = \frac{N_1}{k_1}$$

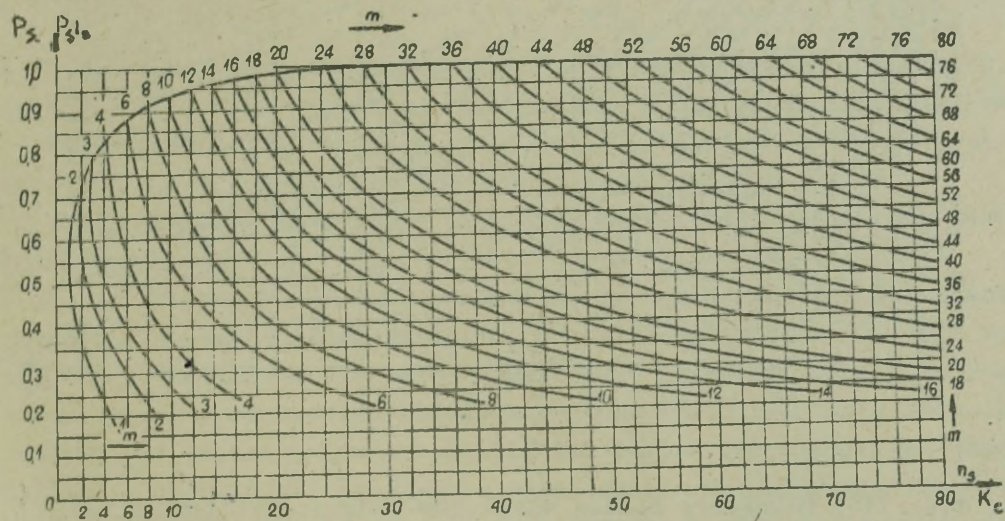
określa się jaką ilość celów  $K_c$  może ostrzelać jednostka.

Następnie na podstawie wartości " $P_1$ " i " $k_1$ " z wykresów i według klucza /rys. 111/ określa się prawdopodobieństwo rażenia " $P_z$ " każdego z ostrzelanych celów.

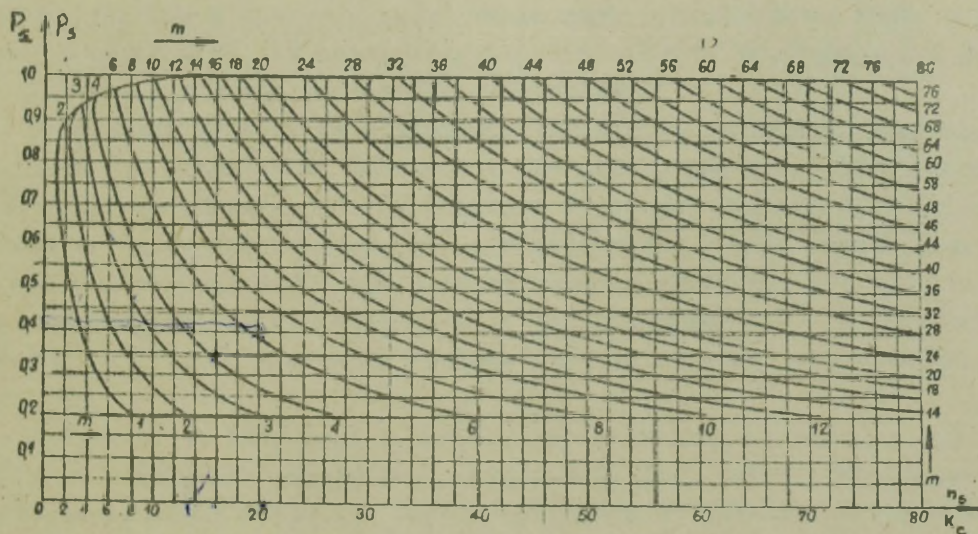


Rys. 111. Określenie oczekiwanych wyników działań bojowych podczas strzelania bez przeniesienia ognia

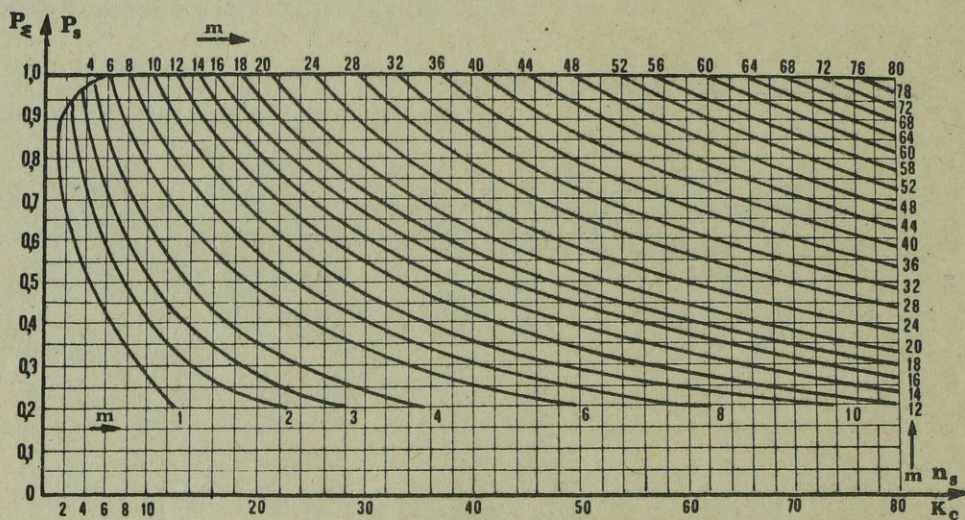
Z kolei odpowiednio do wartości " $P_m$ " wybiera się wykres i według wartości " $P_\Sigma$ " i " $K_c$ " określa się oczekiwaną liczbę rażonych celów " $m$ ".



Rys. 112. Potrzebna liczba samolotów podczas działań na cel grupy / $P_m = 0,5$ /



Rys. 113. Potrzebna liczba samolotów podczas działań na cel grupy / $P_m = 0,8$ /



Rys. 114. Potrzebna liczba samolotów podczas działań na cel grupowy / $P_m = 0,95$ /

## ZAKOŃCZENIE

Samolot bojowy, jak dotychczas, pozostaje podstawowym środkiem zwalczania obiektów ruchomych w głębi obszaru operacyjnego przeciwnika.

Rozwój samolotów bojowych idzie w kierunku udoskonalenia istniejącego uzbrojenia jak i konstruowania nowego typu środków rażenia.

Przed środkami rażenia, a zwłaszcza kierowanymi stawia się dosyć wysokie wymagania.

Pocisk kierowany powinien mieć duży zasięg odległości strzelania, autonomiczne samonaprowadzanie na cel /z zachowaniem możliwości wykonania w tym czasie przez samolot myśliwski - dowolnego manewru/. Powinien być niezależny od systemu radiolokacyjnego nosiciela, kąty strzelania powinny być poszerzone aż do możliwości zaatakowania celu pod dowolną sylwetką, zlikwidować należałoby ograniczenia w zakresie wielkości przeciążeń samolotu nosiciela w momencie odpalania rakiety, rakietę powinna mieć możliwość rażenia celu powietrznego znajdującego się w bardzo intensywnych manewrach. Pocisk powinien mieć możliwość długotrwałego przebywania w pełnej gotowości do odpalenia, a obsługa techniczna powinna charakteryzować się prostotą i niewielkim kosztem.

Uzbrojenie artyleryjskie również rozwija się modernizuje. Tutaj konstruktorzy idą w kierunku zwiększenia szybkostrzelności, ażeby w krótkim czasie wystrzelić jak największą ilość pocisków. Konstruuje się działka wielolufowe, z pełną automatyką wystrzałów.

Urządzenia celownicze w systemie uzbrojenia podlegają ciągłemu modernizowaniu i przeróbkom. Konstruuje się nowe urządzenia celownicze, wykorzystujące różnego rodzaju zjawiska fizyczne. Obecnie stosuje się powszechnie celowniki kaskowe, które w stosunkowo prosty sposób mierzą odpowiednie parametry potrzebne do strzelania. Prowadzi się badania ażeby proste skierowanie wzroku pilota na cel spełniało rolę linii celowania, po której byłaby skierowana rakietę czy też odbywało się strzelanie z działek.

Wszystkie te innowacje i udoskonalenia zmieniają na pewno zasady zastosowania uzbrojenia samolotów i śmigłowców, lecz całość teorii jako takiej pozostanie nadal aktualna. Strefa możliwego strzelania, warunki strzelania i inne stałe zasady muszą być przestrzegane, pomimo najnowszych "nowinek" w uzbrojeniu samolotów i śmigłowców.

## WYKAZ LITERATURY

### Podreczniki

1. Wozdusznaja strelba - Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR. Moskwa 1972.
2. Zastosowanie bojowe raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów cz. I i II. Warszawa 1970.

### Instrukcje

1. Samolot MiG-23MF - Metodyka szkolenia lotniczego, cz. II. Zastosowanie bojowe. Poznań 1982.
2. Kierowany lotniczy pocisk raketowy R-23. Opis techniczny i eksploatacja. Poznań 1982.
3. Samonaprowadzający się lotniczy pocisk raketowy R-3S /310-A/, cz. I. Opis techniczny dla pilotów. Warszawa 1964.
4. Pocisk raketowy RS-2-US. Eksploatacja i przygotowanie do użycia. Warszawa 1969.
5. Lotniczy pocisk raketowy S-5M i mechaniczny zapalnik uderzeniowy W-5M1. Warszawa 1963.

### Skrypty

1. Wozdusznij boj na istrebitielach MiG-21 p f s takticzeskimi istrebitielami F-105 i F-100. Moskwa 1964.
2. Obiespieczenie bezopasnosti poletow pri obuczeni letnowo sostawa bojewomu primienienium raketnowo i artyleryjskowo woorużenijsa samolotow. Moskwa 1969.
3. Zastosowanie bojowe raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych. Zeszyt Nr 6. Warszawa 1968.
4. Praca szefa strzelania powietrznego pułku i dywizji lotniczej podczas organizacji i prowadzenia działań bojowych. Warszawa 1974.
5. Zastosowanie bojowe raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów i śmigłowców. Warszawa 1976.
6. Wybór i uzasadnienie racjonalnych środków rażenia, warunków i sposobów ich zastosowania podczas zwalczania celów powietrznych i naziemnych. Warszawa 1972.
7. Ocena możliwości zastosowania systemów raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów podczas zwalczania celów powietrznych. Warszawa 1973.
8. Bezpieczeństwo lotu podczas zastosowania bojowego raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów. Warszawa 1976.

ZAŁĄCZNIKI

Załącznik 1

Podstawowe dane taktyczno-techniczne pokładowych celowników radiolokacyjnych

Lp.	TYP CELOWNIKA PODSTAWOWE DANE	SZAFIR-23	RP-22MA	RP-21M
1	Typ samolotu	MiG-23MF	MiG-21 bis	MiG-21M, pfm
2	Zakres fal	cm	cm	cm
3	Strefa obserwacji w azymucie w kącie elewacji	$\pm 30^\circ$ $\pm 10^\circ, \pm 1,5^\circ$	$\pm 30^\circ$ $\pm 17^\circ$	$\pm 30^\circ$ $\pm 12^\circ$
4	Zasięg wykrycia na małych H na dużych H	20 km 40 km	20 km 30 km	- 20 km
5	Zasięg przechwycenia na małych H na dużych H	16 km 30 km	15 km 20 km	- 10 km
6	Minimalna H zastosowań	40-50 m	500 m	700 m
7	Martwa strefa obserwacji	400 m	500 m	500 m
8	Ciężar celownika	80 kg	80 kg	152 kg
9	Metoda pracy	Monoimpulsowa + system Doplerowski	Monoimpulsowa	Impulsowa

## Podstawowe dane taktyczno-techniczne półautomatycznych celowników lotniczych

Lp.	TYP CELOW- NIKA	ASP-23DE	ASP-PFD- -21	ASP-PF-21	ASP-PFM-7	ASP-5ND	ASP-4N	KPS-53AW	PKJ
	PODSTA- WOWE DANE								
1	Typ samolotu śmigłowca	MiG-23MF	MiG-21bis	MiG-21M	SU-20	SU-7BKŁ	LIM-5/6/	MI-24D	MiG-21pf
2	Rodzaj pracy	ZYRO- NIEPOD	Ż-N	Ż-N	Ż-N	Ż-N	Ż-N	Automat.	Kolimat.
3	Zakres pomiaru odległości	350-3000m	400-2000m	200-2000m	400-2000m	200-2000m	200-2000m	200-2000m	200-2000m
4	Wysokość za- stosowania	50- 22000m	200- 25000m	200- 18000m	200- 17000m	200- 17000m	0- 15000m	20- 4500m	0- 21000m
5	Zakres prędko- ści celu	500-2000 km/h	500-2000 km/h	500-2000 km/h	500-2000 km/h	500-1800 km/h	350-900 km/h	-	50-2000 km/h
6	Zakres prędko- ści samolotu /śmigłowca/ atakującego	450-2300 km/h	500-2300 km/h	500-2230 km/h	500-2300 km/h	500-2000 km/h	350-1500 km/h	80-350 km/h	100-1800 km/h
7	Wielkość ką- towa dużego pierszczenia siatki	100°	100°	100°	130°	130°	132°	180°	105°
8	Ciężar celow- nika		26 kg		25 kg			20,5 kg	1,2 kg
9	Baza /rozmiar celu/	9-70 m	9-70 m	9-70 m	9-40 m	7-45 m	7-45 m	7-45 m	-

## Załącznik 3

Zasadnicze charakterystyki kierowanych pocisków  
raketowych klasy powietrze - powietrze

Charakterystyki		Typ kierowanego pocisku raketowego					
		R-13M	R-13MT	R-60	R-60M	R-23R	
Dane ogólne	Masa w KG	90	90	43,5	44	225	
	Długość w m	2,9	2,9	2,1	2,1	4.46	
	Kaliber w mm	127	127	120	120	200	
	Czas lotu kier.	60	60	20	20	35	
	Minimalny czas lot.	2-3,1	2-3,1	3-4,5	3-4,5	2,3-4,3	
	Przeciążenie	15	15	30	30	19	
Głowica samonaprow.	Typ głowicy	TGS	TGS	TGS	TGS	RGS	
	Maksymalny kąt wychyl.głowicy koordynatora	+40	+40	+45	+45	+50	
	Strefa przechw. głow.koordinat.	+1,30	+1,30	+2,30	+2,30	+4	
Głowica bojowa	Typ głowicy bojowej	pręt.	pręt.	pręt.	pręt.	Pręt.odłam burz.	
	Masa części bojowej w KG	11,3	11,3	3	3,5	25	
	Ilość odłam. ciężar odłam.	-	-	-	-	$\frac{2400}{3}$	
Zapal- nik	Typ zapalnika	RW+ud	RW+ud	RW+ud	RW+ud	RW+ud	
	Czas odbez. zapalnika w s	1-2,6	1-2,6	1,4	1,4	2,3-4,3	
	Prędkość zbliz.	150	150	150	150	150-2000	
Warunki zastosowania	Tylna półsfera	H <sub>min</sub> -H <sub>max</sub> w KM	0-24	0-24	0-20	0-20	0-26
		Odległość odpalania w km	0,6-8	0,6-10	0,2-8	0,2-8	1-12
		Sylwetka celu	3/4	4/4	4/4	4/4	4/4
	Przednia półsfera	H <sub>min</sub> -H <sub>max</sub> w km	-	-	0-5	0-10	1-22
		Odległość odpal.wkm	-	-	1-5	1-5	2,5-25
		Sylwetka celu	-	-	4/4	4/4	4/4

Charakterystyki		Typ kierowanego pocisku raketowego				
		R-23T	R-24R	R-27R	R-27T	
Dane ogólne	Masa w KG	217	244	253	245	
	Długość w m	4,26	4,5	4,8	3,8	
	Kaliber w mm	200	200	230	230	
	Czas lotu kier.	35	45			
	Minimalny czas lot.	2,3-4,3	2,3-4,3			
	Przeciążenie	19	23			
Głowica samonaprow.	Typ głowicy	TGS	RGS	RGS	TSS	
	Maksymalny kąt wychyl.głowicy koordynatora	±60	±50	±50	±60	
	Strefa przechw.głow.koordinat.	±1,30	±4	±4	±4	
Głowica bojowa	Typ głowicy bojowej	pręt. odłam. burz.	pręt. odłam. burz.	pręt. odłam. burz.	pręt. odłam. burz.	
	Masa części bojowej w KG	25	35	39	39	
	Ilość odłam. ciężar odłam.	$\frac{2400}{3}$	$\frac{2400}{3}$			
Zapalnik	Typ zapalnika	RW+ud	RW+ud	RW+ud	RW+ud	
	Czas odbez. zapalnika w s	2,3-4,3	1,8-2,5			
	Prędkość zbliz.	150-2000	150-2000	150-2000	150-2000	
Warunki zastosowania	Tylna półsfera	H min -H max w KM	0-26	0-28	0-27	0-27
		Odległość odpalania w km	1-12	0,8-19,5	0,6-21	0,5-18
		Sylwetka celu	4/4	4/4	4/4	4/4
Przednia półsfera	Przednia półsfera	H min -H max w km	1-22	1-24	0-27	0-27
		Odległość odpal.w km	-	2-50	2-62	2-15
		Sylwetka celu	1/4-4/4	4/4	4/4	4/4

Charakterystyki	Typ kierowanego pocisku raketowego					
	R-73	R-3s	R-3R	RS-2US		
Dane ogólne	Masa w KG	106	75,3	82-84	82,5	
	Długość w m	3,05	2,8	3,4	2,5	
	Kaliber w mm	170	127	127	200	
	Czas lotu kier.		21	21	12	
	Minimalny czas lot.		3,5	3,5	4-5	
	Przeciążenie	40	10	10	7,4	
Głowica samonaprow.	Typ głowicy	TGS	TGS	RGS	R/lok.	
	Maksymalny kąt wychyl.głowicy					
	koordynatora					
	Strefa przechw.głow.koordinat.					
Głowica bojowa	Typ głowicy bojowej	pręt. odłam.	odłam	odłam.	odłam.	
	Masa części bojowej w KG	7,3	11,3	11,3	13	
	Ilość odłam. ciężar odłam.		2500	2500		
Zapalnik	Typ zapalnika	RW+ud	RW+ud +NOW	RW+ud +NOW	RW+ud +NOW	
	Czas odbez. zapalnika w s Prędkość zblież.	150	1,5-3,5 150	1,5-3,5 150	4-5	
Warunki zastosowania	Tylna półsfera	H <sub>min</sub> - H <sub>max</sub> w KM	0-20	0-18,3	0-25	0,7-25
		Odległość odpalania w km	0,3-12	0,9-7,6	0,9-7,6	1,6-7
		Sylwetka celu	4/4	0,4-3/4	0/4-3/4	0/4-1/4
	Przednia półsfera	H <sub>min</sub> - H <sub>max</sub> w km	0-20			
		Odległość odpal.w km	3-10			
		Sylwetka celu	4/4			

## Załącznik 4

Podstawowe dane taktyczno-techniczne niekierowanych pocisków rakietowych  
klasy p-p

Lp.	PODSTAWOWE DANE	TYP POCISKU	
		S-5M	S-5P
1	Kaliber	57 mm	57 mm
2	Wymiary: długość	882 mm	882 mm
	rozpiętość	232 mm	232 mm
3	Ciężar startowy	3,87 kg	5,08 kg
4	Ciężar części bojowej	0,80 kg	Ładunki dipol $\lambda = 3$ mm
5	Prędkość maksymalna	645 m/s	580 m/s
6	Czas lotu na D = 1000 m	2,0 s	-
7	Prędkość zejścia z wyrzutni	47 m/s	42 m/s

## Załącznik 5

## Podstawowe dane taktyczno-techniczne działek lotniczych

Lp.	TYP DZIAŁKA	TYP DZIAŁKA						
		N-37D	NR-30	GSz-23	NR-23	NS-23	A-12,7	9-A-624
1	Kaliber	37mm	30mm	23mm	23mm	23mm	12,7mm	12,7mm
2	Szybkostrzelność	400 strz/min	850 strz/min	3400 strz/min	800-950 strz/min	570 strz/min	800-1000 strz/min	4000-5000 strz/min
3	Prędkość począt. pocisku	700 m/s	780 m/s	715 ±15m/s	690 m/s	690 m/s	820 m/s	~800 m/s
4	Zapas amunicji	40 szt.	80 szt.	200-250 szt.	80 szt.	80 szt.	200 szt.	1470 szt.
5	Ciężar działka	105kg	66kg	46kg	39kg	37kg	27,6kg	48kg
6	Typ amunicji	OZT, BZT, OFZ	OFZ, BR, PRL	BZT, OFZ, BZA, PRL	OZT, BZ, OFZ	OZT, BZ, OFZ	B-32, BZT	
7	Ciężar pocisku	758g	410g	175g	199g	199g	49,5g	48g

## Załącznik 6

## Podstawowe dane amunicji lotniczej

TYP BRONI	TYP POCISKU	PRĘDKOŚĆ PO- CZĄTKOWA PO- CISKU m/s	WSPÓŁCZYNNIK BALISTYCZNY
DZIAŁKO N-37	OZT	700	1,12
	BZT		0,91
	OFZ		1,0
DZIAŁKO NR-30	OFZ	780	1,15
	BR		
	PRL		
DZIAŁKA NS-23 NR-23 GSz-23	BZT	690	2,0
	OFZ		1,77
	BZ		1,66
	OZT		
	BZA		
KARABINY UB-12,7 A-12,7 9-A-624	B-32	820	1,7
	BZT		

## Załącznik 7

## Wartości współczynnika "k" podczas strzelania do celów powietrznych

ŚRODKI RAŻE- NIA	SAMOLOTY		ŚMIGŁOWCE	
	DZIAŁKA	NPR	DZIAŁKA	NPR
WSPÓŁ- CZYNNIK k	0,007	0,009	0,009	0,011

## Załącznik 8

Wartości współczynnika zależności strzałów  $\mu$ 

Warunki strzelania środku rażenia	Celownik ASP na "ZYRO". Długość serii podczas strzelania z działek w sek.				Celow- nik ASP "ZYRO" Strze- lanie z S-5M	Celow- nik ASP "NIE- POD". Celow- nik PKJ Strzela- nie z działek 1 S-5M
	0,5	1,0	1,5	2,0		
Współ- czynnik $\mu$	0,8	0,75	0,6	0,5	0,8	0,9

## Wartości współczynnika niezawodności uzbrojenia "N"

Współ- czynnik niezawod- ności	Celow- niki radio- loka- cyjne	Celow- niki półau- tomat. koli- mator.	Dzia- łka NPR	Kierowane pociski rakietowe			
				RS-2US	R-13M R-3S	R-23R R-3R	R-23T R-60
N	0,9	1,0	1,0	0,82	0,8	0,85	0,9

Wydrukowano w 30 egz.

Egz. nr 1-30 - Bibl.Nauk.DZS

Wyk. płk Paleń

Druk.MK

Druk ASG WP nr pf 138/pf 530/WW

Kor. HW

