



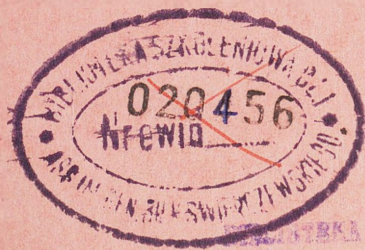
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH **JAWNE**

Egz. Nr. 1

płk dypl. nawig. Stefan PAWŁOWSKI

**OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA
SAMOLOTÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW
POWIETRZNYCH**



43052

WARSZAWA

1973



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
KODOWEGO

~~XXXXXXXXXX~~

Egz. Nr.....¹

płk dypl. nawig. Stefan PAWŁOWSKI

**OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA
SAMOLOTÓW PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW
POWIETRZNYCH**



STEFAN PAWŁOWSKI
Katedra przedmiotów specjalnych
Nr ewid.

~~XXXXXXXXXX~~
43052

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
Im. Generała Broni Karola Świerczewskiego

PODSZTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1969 roku
art. 86 ust. 2 (Dz.U. RP Nr 11 poz. 95)
podpis

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

~~PRZEKLASYFIKOWANO~~

Protokół Nr 12657

~~JAWNE~~

DO WYTIKU
SŁUŻBOWEGO

~~TAJNE~~

Egz. nr 1



OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA
SYSTEMÓW RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO
UZBROJENIA SAMOLOTÓW PODCZAS ZWALCZANIA
CELÓW POWIETRZNYCH

Opracował:

płk dypl. nawig. Stefan PAWŁOWSKI

BIBLIOTEKA NAUCZ. ABC 77
Katedra Lotnictwa i Specjalnych

Nr ewid.

~~X~~ 43052

WARSZAWA 1973

W skrypcie rozpatruje się zagadnienia bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów typu myśliwskiego, które powinien znać dowódca-pilot w czasie rozwiązywania zadań taktycznych i wykonywania lotu na użycie uzbrojenia podczas zwalczania celów powietrznych; pokazana jest również praktyczna metoda określania możliwych warunków strzelania kierowanymi i niekierowanymi pociskami raketowymi oraz z działek do celów manewrujących i nie manewrujących.

Skrypt przeznaczony jest dla słuchaczy profilu lotniczego Akademii Sztabu Generalnego, jak również przewidziany dla czytelników znających podstawy bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów.

Dla zmniejszenia objętości skryptu, w treści jego materiału zastosowano skróty wyrażone w postaci przyjętych oznaczeń wielkości, a nie w formie tekstowej.

Materiał ujęty w skrypcie opracowany został na podstawie wydawnictwa pt. "Ocena wozmożnostiej primienienija sistiem rakietnowo i artillierijskowo woorużenija samoliotow pri unicztożenii wozdusznych celej". Wyd. WWKA Monino - 1970 r.

ZASTOSOWANIE OZNACZEŃ WIELKOŚCI WYSTĘPUJĄCYCH
W SKRYPCIE

- A_1, A_2, \dots, A_n - operatory.
 a - prędkość dźwięku na danej wysokości; współczynnik.
 B - odwrotność wielkości C_y^α .
 C - współczynnik.
 C_o - początkowy punkt położenia celu.
 C_y - wyprzedzony punkt położenia celu; punkt spotkania pocisku z celem;
 C_y^α - pochodna współczynnika siły nośnej C_y od kąta natarcia α .
 c - współczynnik; współczynnik balistyczny.
 c_H - iloczyn współczynnika balistycznego i współczynnika wysokości.
 $c_H D_y$ - iloczyn współczynnika balistycznego, współczynnika wysokości i wyprzedzonej odległości strzelania.
 D - odległość; odległość strzelania.
 D_q - odległość przechwycenia celu dla kąta kursowego q .
 D_c - odległość przechwycenia/wykrycia/ celu.
 D_w - odległość przechwycenia /wykrycia/ samolotu wzorcowego.
 D_{wykr} - odległość wykrycia.
 D_p - odległość przechwycenia.
 D_K - odległość do punktu styczności K .
 D_y - odległość wyprzedzona.
 D_r - odległość względna.
 D_{max} - odległość maksymalna.

- $D_{o\acute{s}l}$ - odległość "oślepienia" koordynatora pocisku raketowego.
- D_{strz} - odległość strzelania.
- D - pochodna wartości odległości.
- D_{sk} - odległość minimalnej dopuszczalnej skuteczności strzelania.
- $D_{s.m}$ - odległość strefy martwej.
- D_{got} - odległość gotowości do strzelania.
- D_{bezp} - bezpieczna odległość zakończenia strzelania.
- $D_{wyj\acute{s}}$ - bezpieczna odległość rozpoczęcia wyjścia z ataku.
- $D_I \min$ - minimalna odległość pierwszego odpalenia.
- $D_y \max$ - maksymalna odległość wyprzedzona.
- $D_d \max$ - maksymalna dopuszczalna odległość strzelania.
- $D_d \min$ - minimalna dopuszczalna odległość strzelania.
- $D_y \psi$ - odległość wyprzedzona po torze zbliżania równoległego,
- $D_r \psi$ - odległość względna po torze zbliżania równoległego.
- $D_{strz \psi}$ - odległość strzelania po torze zbliżania równoległego.
- $D_{obl \min}$ - obliczeniowa odległość minimalna.
- $D_{obl \max}$ - obliczeniowa odległość maksymalna.
- $D_{strz v_D=0}$ - odległość strzelania dla prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu równej zero.
- $D_r v_D=0$ - odległość względna dla prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu równej zero.
- $D/q/$ - odległość w zależności od kursowego kąta celu
- $D_{max}/q/$ - odległość maksymalna w zależności od kursowego kąta celu.
- $D_y/t/$ - odległość wyprzedzona w zależności od czasu lotu pocisku.
- $D_r/t/$ - odległość względna w zależności od czasu lotu pocisku.

- $D_y/t_{max}/$ - odległość wyprzedzona w zależności od maksymalnego czasu lotu pocisku.
- $D_r/t_{max}/$ - odległość względna w zależności od maksymalnego czasu lotu pocisku.
- $D_y/t_{odb}/$ - odległość wyprzedzona w zależności od czasu odbezpieczenia zapalnika.
- $D_r/t_{odb}/$ - odległość względna w zależności od czasu odbezpieczenia zapalnika.
- $D_y/t_{min}/$ - odległość wyprzedzona w zależności od minimalnego czasu lotu pocisku.
- $D_r/t_{min}/$ - odległość względna w zależności od minimalnego czasu lotu pocisku.
- $D_y/t,H/$ - odległość wyprzedzona w zależności od czasu lotu i wysokości.
- $D_r/t,H/$ - odległość względna w zależności od czasu lotu i wysokości.
- $D_y/t,H,\theta/$ - odległość wyprzedzona w zależności od czasu lotu, wysokości i kąta wzniesienia samolotu.
- $D_r/t,H,\theta/$ - odległość względna w zależności od czasu lotu, wysokości i kąta wzniesienia samolotu.
- D_{strz}^{π} - szukana odległość strzelania.
- D_y^{π} - szukana odległość wyprzedzona.
- D_r^{π} - szukana odległość względna.
- D_{min}^{π} - graniczna odległość minimalna.
- D_{max}^{π} - graniczna odległość maksymalna.
- $D_r^{\pi}/t^{\pi}/$ - szukana odległość względna w zależności od czasu kierowanego lotu pocisku.
- E_k - odchylenie prawdopodobne pocisku raketowego.
- f_1, \dots, f_n - funkcje parametrów 1, 2, ... , n.
- G - ciężar samolotu; siła ciężkości.
- $G/r/$ - warunkowy rozkład rażenia celu.
- g - przyspieszenie siły ciężkości.

- H - wysokość lotu.
- I - odstęp bezpieczny.
- I_q - energia wypromieniowywana pod kątem kursowym q /ogólnie/.
- I_{qc} - energia wypromieniowania celu pod kątem kursowym q .
- I_{qw} - energia wypromieniowania samolotu wzorcowego pod kątem kursowym q .
- K, k - współczynnik proporcjonalności.
- k_1, k_2, k_3 - współczynniki liczbowe.
- k - współczynnik zależny od v_{o1} i c_{H^Dy} .
- k' - współczynnik zależny od v'_{o1} i c_{H^Dy} .
- k_c - współczynnik liczbowy dla pocisku artyleryjskiego.
- k'_c - współczynnik liczbowy dla niekierowanego pocisku raketowego.
- k_D - stosunek odległości wyprzedzonej do początkowej.
- k_v - współczynnik liczbowy uwzględniający prędkość lotu pocisku.
- k'_v - współczynnik liczbowy uwzględniający prędkość lotu pocisku obliczeniowego.
- l - droga przebyty przez pocisk w czasie zwłoki zapalnika.
- l_z - odległość od tylnej granicy strefy wybuchów niebezpiecznych do przedniej części celu.
- M - liczba Macha.
- M^* - graniczna wartość liczby Macha.
- m - współczynnik selektywności koordynatora.
- N - liczba odłamków; liczba odpaleń.
- n_r - rozporządzalne przeciążenie pocisku.
- n_k - przeciążenie kinematyczne.
- n_f - przeciążenie fluktuacyjne.
- n_p - przeciążenie potrzebne.

- n_j - nadmiar przeciążenia.
- n_y - przeciążenie aerodynamiczne.
- n_{sk} - rozporządzalne przeciążenie pocisku w płaszczyźnie skrzydła.
- n_{jc} - nadmiar przeciążenia celu.
- n_{ym} - przeciążenie aerodynamiczne samolotu myśliwskiego.
- n_{yc} - przeciążenie aerodynamiczne celu.
- $n_j \max$ - maksymalny nadmiar przeciążenia.
- $n_j \acute{s}r$ - średni nadmiar przeciążenia.
- $n_r/M/$ - przeciążenie rozporządzalne pocisku w zależności od liczby Macha.
- $n_r/M,H/$ - przeciążenie rozporządzalne pocisku w zależności od liczby Macha i wysokości lotu.
- \dot{n}_{ym} - pochodna wartości przeciążenia aerodynamicznego samolotu myśliwskiego.
- $\dot{n}_j \acute{s}r$ - pochodna średniej wartości nadmiaru przeciążenia.
- n^{π} - graniczne przeciążenie samolotu.
- n_j^{π} - graniczny nadmiar przeciążenia.
- n_y^{π} - graniczne przeciążenie aerodynamiczne.
- n_k^{π} - graniczne przeciążenie kinematyczne.
- n_m^{π} - graniczne przeciążenie samolotu myśliwskiego.
- n_r^{π} - graniczne przeciążenie rozporządzalne pocisku.
- n_{jm}^{π} - graniczny nadmiar przeciążenia samolotu myśliwskiego.
- n_{ym}^{π} - graniczne przeciążenie aerodynamiczne samolotu myśliwskiego.
- $n_{jc} \max$ - maksymalny nadmiar przeciążenia celu.
- P - siła ciągu.
- P_x - siła oporu czołowego.
- P_z - siła nośna.

- P_c - maksymalny sumaryczny ciąg silników celu.
- P_w - maksymalny sumaryczny ciąg silników samolotu wzorcowego.
- P_n - moc nadajnika opromieniowującego cel.
- P_{pr} - progowa czułość odbiornika pocisku raketowego.
- q - kursowy kąt celu.
- q_k - kąt kursowy spotkania pocisku z celem.
- q_o - początkowy kąt kursowy celu.
- q_w - kąt kursowy uwzględniający kierunek wiatru.
- q_K - kierunek na punkt styczności K.
- $q_{wyjś}$ - kąt kursowy wyjścia z ataku.
- \dot{q} - pochodna wartości kursowego kąta celu.
- q^* - graniczny kąt kursowy celu.
- $q_{wyjś}^*$ - graniczny kąt kursowy wyjścia z ataku.
- R - promień okręgu.
- R_m - promień okręgu dalszej granicy strefy możliwego strzelania dla celu manewrującego.
- R_c - sylwetka celu.
- R_r - promień rażenia.
- R_z - promień działania zapalnika.
- $R_{odł}$ - promień rażącego działania odłamków.
- $R_z \max$ - maksymalny promień działania zapalnika.
- r - odległość od pocisku raketowego do celu.
- r_m - promień okręgu bliższej granicy strefy możliwego strzelania dla celu manewrującego.
- r_o - promień okręgu bocznej granicy strefy możliwego strzelania dla celu nie manewrującego.
- r_{vR} - promień okręgu w wymierności bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego.
- r^* - maksymalny promień zadziałania zapalnika.
- S - obniżenie pocisku; powierzchnia skrzydła.
- S_c - droga celu.
- S_m - droga samolotu myśliwskiego.

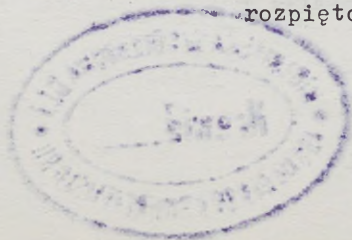
- S_R - obniżenie /przypadanie/ pocisku raketowego.
 S_ω - przesunięcie /zwrot/ linii ze względu na prędkość kątową.
 S_c^{π} - graniczna droga celu.
 T_{obl} - obliczony czas lotu pocisku.
 T_{obl}^{π} - graniczny obliczony czas lotu pocisku.
 $T_{obl}^{\pi} \max$ - maksymalny obliczony czas lotu pocisku.
 $T_{obl}^{\pi} \min$ - minimalny obliczony czas lotu pocisku.
 t - czas lotu pocisku.
 t_ψ - czas lotu pocisku po torze zbliżania równoległego.
 t_y - czas lotu pocisku na odległość wyprzedzoną.
 t_a - czas autonomicznego lotu pocisku raketowego.
 t_k - czas kierowanego lotu pocisku raketowego.
 t_Σ - czas sumaryczny.
 t_c - czas celowania /uściślenie celowania/.
 t_1 - czas lotu pocisku do celu.
 t_{PSR} - czas pracy prochowego silnika raketowego.
 t_{odb} - czas odbezpieczenia zapalnika pocisku.
 t_{max} - maksymalny czas lotu pocisku.
 t_p - czas przygotowania pocisku do strzelania.
 t_{sil} - czas pracy silnika.
 t_{op} - czas opóźnienia.
 t_{obs} - czas pełnego cyklu strefy obserwacji.
 t_{got} - czas gotowości /przygotowania/ systemu uzbrojenia do powtórnego odpalenia.
 $t_{k,w}$ - czas kontroli wyników działania pocisku na cel.
 $t_k \max$ - maksymalny czas kierowanego lotu pocisku.
 $t_k \min$ - minimalny czas kierowanego lotu pocisku.
 $t_{v_D=0}$ - czas lotu pocisku dla prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu równej zero.
 t' - czas lotu pocisku obliczeniowego.
 $t'_{wyjś}$ - rzeczywisty czas wyjścia z ataku.
 t^x - graniczny czas kierowanego lotu pocisku.

t_k^*	- w pełni określony czas kierowanego lotu pocisku.
U	- prędkość wiatru.
$U_{bł}$	- sygnał błędu koordynatora.
V_c	- prędkość lotu celu.
V_m	- prędkość lotu samolotu myśliwskiego.
V_D	- prędkość zbliżania samolotu do celu.
V_1	- prędkość lotu samolotu strzelającego.
$V_1 \text{ min}$	- minimalna prędkość lotu samolotu strzelającego.
$V_1 \text{ max}$	- maksymalna prędkość lotu samolotu strzelającego.
\dot{V}_c	- pochodna wartości prędkości lotu celu.
V_1^*	- charakterystyczna prędkość lotu samolotu strzelającego.
V_p	- prędkość poprzeczna.
v_B	- prędkość spotkania odłamka /pocisku/ z celem.
v_r	- względna prędkość lotu pocisku raketowego.
v_D	- prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu.
v_R	- bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
$v_{R\psi}$	- bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego po torze zbliżania równoległego.
$v_{r\psi}$	- względna prędkość lotu pocisku raketowego po torze zbliżania równoległego.
$v_r \text{ śr}$	- względna średnia prędkość lotu pocisku raketowego.
$v_r \text{ odł}$	- względna początkowa prędkość lotu odłamka.
$v_{\text{śr}}$	- średnia prędkość lotu pocisku.
$v_R \text{ min}$	- minimalna bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
$v_R \text{ max}$	- maksymalna bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
$v_{\text{śr}}'$	- średnia prędkość lotu pocisku obliczeniowego.
v_o	- względna początkowa prędkość lotu pocisku obliczeniowego.
$v_R/t/$	- bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od czasu lotu.

- $v_R/t/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od czasu lotu.
- $v_R/t_a/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od autonomicznego czasu lotu.
- $v_R/t,H/$ - bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od czasu i wysokości lotu.
- $v_R/t,H,\theta/$ - bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od czasu lotu, wysokości i kąta wzniesienia samolotu.
- $v_R/t,H,\theta/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego w zależności od czasu lotu, wysokości i kąta wzniesienia samolotu.
- v_{01}° - bezwzględna początkowa prędkość lotu pocisku obliczeniowego.
- $v_{Ry}^D/t,H/$ - bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego i odległość wyprzedzona w zależności od czasu i wysokości lotu.
- $v_{Rr}^D/t,H/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego i odległość względna w zależności od czasu i wysokości lotu.
- $v_{Rr}^D/V_1 \max/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego i odległość względna w zależności od maksymalnej prędkości lotu samolotu strzelającego.
- $v_{Rr}^D/V_1 \min/$ - względna prędkość lotu pocisku raketowego i odległość względna w zależności od minimalnej prędkości lotu samolotu strzelającego.
- \dot{v}_R - pochodna wartości bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego.
- v_R^{π} - graniczna bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
- v_r^{π} - graniczna względna prędkość lotu pocisku raketowego.
- v_D^{π} - graniczna /nakazana/ prędkość zbliżania pocisku /raketowego/ do celu.



- $v_{\text{sr}}^{\text{sr}}$ - obliczeniowa bezwzględna średnia prędkość lotu pocisku raketowego.
- $v_{\text{r sr}}^{\text{sr}}$ - obliczeniowa względna średnia prędkość lotu pocisku raketowego.
- $v_{\text{r o}}^{\text{sr}}$ - obliczeniowa względna początkowa prędkość lotu pocisku raketowego.
- $v_{\text{D min}}^{\text{sr}}$ - minimalna prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu, dla której obliczony jest zapalnik pocisku.
- $v_{\text{D max}}^{\text{sr}}$ - maksymalna prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu, dla której obliczony jest zapalnik pocisku.
- $v_{\text{R min}}^{\text{sr}}$ - minimalna w pełni określona bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
- $v_{\text{R max}}^{\text{sr}}$ - maksymalna w pełni określona bezwzględna prędkość lotu pocisku raketowego.
- Z - odległość punktów wybuchu pocisku raketowego od celu; siła sterująca.
- α - kąt celowania.
- α_n - kąt natarcia.
- α_w - kąt odchylenia osi strefy sterowania w dół.
- α_R - kąt celowania dla pocisku raketowego ;
kąt między osią podłużną i wektorem pocisku raketowego;
kąt przekręcenia pocisku raketowego.
- α_o - kąt celowania dla zerowego kąta położenia celu.
- $\alpha_n \text{ max}$ - maksymalny kąt natarcia.
- α^T - kąt celowania wyrażony w tysięcznych.
- α_{nm} - kąt natarcia samolotu myśliwskiego.
- α_{ust} - kąt ustawienia broni.
- α_M - składowa kąta celowania w płaszczyźnie symetrii samolotu.
- α_{σ} - składowa kąta celowania w płaszczyźnie symetrii rozpiętości skrzydeł.



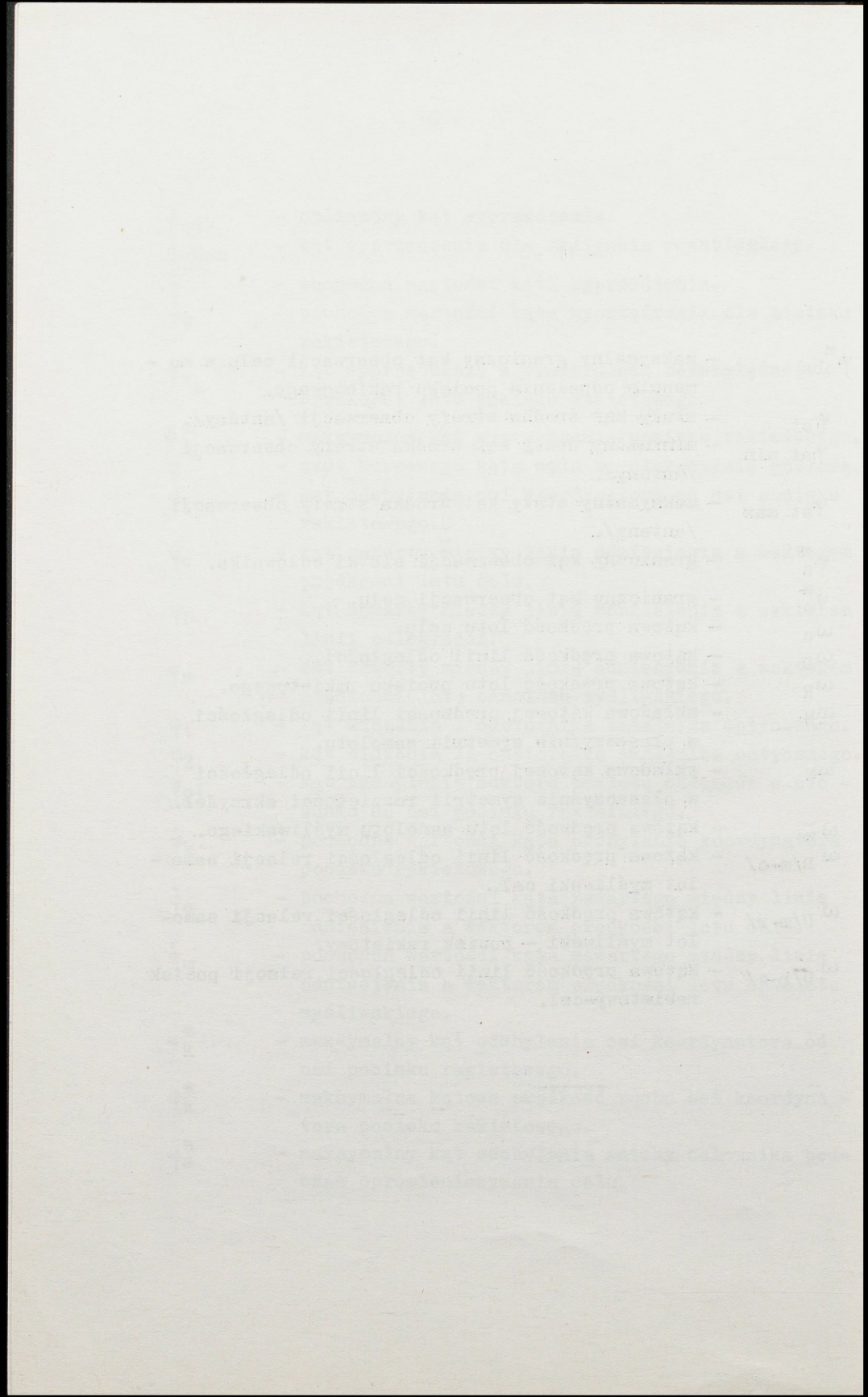
- β_{s1} - kąt ślizgu.
- β_1 - kąt przeniesienia.
- γ - kąt przechyłu /przechylenia/ samolotu.
- Δ - ochybienie pocisku; błąd naprowadzania.
- $\Delta\psi$ - wahania dynamiczne pocisku raketowego.
- $\Delta\Sigma$ - sumaryczna poprawka kątowna.
- Δt - odstęp czasu.
- ΔD - poprawka do odległości obliczeniowej;
różnica w odległości.
- ΔT - poprawka do czasu obliczonego.
- $\Delta\omega$ - błąd systematyczny dla manewru celu.
- ΔV - błąd systematyczny dla prędkości lotu.
- $\Delta\varphi$ - błąd systematyczny celownika nie uwzględniają -
cego kąta przeniesienia.
- Δq - różnica w kursowych kątach celu.
- Δ_{max} - błąd celowania.
- Δv_r - różnica w wielkości względnej prędkości lotu
pocisku raketowego.
- ΔV_1 - różnica w wielkości prędkości lotu samolotu
strzelającego.
- ΔD_r - różnica w wielkości odległości względnej.
- ΔH - przewyższenie /przeniesienie/ samolotu strzelają -
cego w stosunku do celu.
- ΔH_{min} - minimalne przewyższenie /przeniesienie/ samolotu
strzelającego w stosunku do celu.
- ΔH_{max} - maksymalne przewyższenie /przeniesienie/ samolotu
strzelającego w stosunku do celu.
- Δr_m - wielkość dodatkowa do promienia okręgu bliższej
granicy strefy możliwego strzelania dla celu ma-
newrującego.
- ΔR_m - przesunięcie środka łuku okręgu dalszej granicy
strefy możliwego strzelania dla celu manewrują-
cego.

- ΔD_m - wielkość dodatkowa do promienia okręgu dalszej granicy strefy możliwego strzelania dla celu manewrującego.
- $\Delta \varphi_{kp}$ - kąt od środka strefy obserwacji w kącie położenia.
- ΔD_{wykr} - zmniejszenie odległości wykrycia.
- $\Delta \varphi_a$ - niedokładność w regulacji systemu antenowego.
- $\Delta \varphi_{aa}$ - kąt odchylenia anteny od osi samolotu myśliwskiego w azymucie.
- $\Delta \varphi_k$ - wahania dynamiczne koordynatora pocisku rakietowego; rezerwa w kącie odchylenia koordynatora na dynamiczne wahania pocisku rakietowego podczas odpalenia.
- $\Delta \Sigma^{\pi}$ - maksymalna poprawka sumaryczna wypracowywana przez celownik..
- δ_B - kąt wychylenia steru.
- δ_o - kąt wychylenia steru dla sygnału zerowego.
- δ - kątowy wymiar sektora rozlotu odłamków w płaszczyźnie merydionalnej.
- δ_t - poprawka, uwzględniająca opóźnienie w ruchu pocisku rakietowego na aktywnym odcinku toru w porównaniu z ruchem pocisku obliczeniowego.
- δ_{α} - poprawka, uwzględniająca różnice w obniżeniu /kącie celowania/ pocisku rakietowego w porównaniu z pociskiem obliczeniowym.
- ε - kąt położenia celu.
- θ - kąt wzniesienia samolotu; kąt wznoszenia.
- λ_B - kąt spotkania pocisku z celem.
- λ_f - długość fali.
- λ_w - kąt wznoszenia.
- λ_n - kąt nurkowania.
- Π - gęstość strumienia odłamków.
- ρ - masowa gęstość powietrza.

- σ_c - skuteczna powierzchnia odbicia celu.
- σ_w - skuteczna powierzchnia odbicia samolotu wzorcowego.
- σ_q - skuteczna powierzchnia odbicia celu dla kąta kursowego.
- σ_x - skuteczna powierzchnia odbicia w kierunku osi x samolotu /osi podłużnej/.
- σ_y - skuteczna powierzchnia odbicia w kierunku osi y samolotu /osi poprzecznej/.
- σ_z - skuteczna powierzchnia odbicia w kierunku osi z samolotu /osi pionowej/.
- τ - okres czasu; współczynnik przepuszczania atmosfery.
- τ_c - współczynnik przepuszczania atmosfery dla warunków atakowania celu.
- τ_w - współczynnik przepuszczania atmosfery dla samolotu wzorcowego.
- τ_{zw} - czas zwłoki wybuchu pocisku.
- Φ - progowa czułość koordynatora pocisku rakietowego.
- ψ - kąt wyprzedzenia.
- ψ_R - kąt wyprzedzenia pocisku rakietowego.
- ψ_o - początkowy kąt wyprzedzenia.
- ψ_c - kąt wyprzedzenia celu, - uwzględniający prędkość i kierunek ruchu celu.
- ψ_w - kąt wyprzedzenia wiatru, - uwzględniający prędkość i kierunek wiatru.
- ψ_M - składowa kąta wyprzedzenia w płaszczyźnie symetrii samolotu.
- ψ_D - składowa kąta wyprzedzenia w płaszczyźnie symetrii rozpiętości skrzydeł.
- ψ_V - kąt wyprzedzenia podczas zbliżania samolotu po krzywej pościgu.
- ψ' - stały dodatni kąt wyprzedzenia.

- ψ_{obl} - obliczony kąt wyprzedzenia.
- $\psi_{równ}$ - kąt wyprzedzenia dla zbliżania równoległego.
- $\dot{\psi}$ - pochodna wartości kąta wyprzedzenia.
- ψ_R - pochodna wartości kąta wyprzedzenia dla pocisku raketowego.
- ψ_{v_R} - kąt wyprzedzenia w wymierności bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego.
- ψ_R^{π} - maksymalny kąt wyprzedzenia pocisku raketowego.
- ψ - rzut kursowego kąta celu na płaszczyznę poziomą.
- ψ_k - kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku raketowego.
- ψ_c - kąt zawarty między linią odniesienia a wektorem prędkości lotu celu.
- ψ_D - kąt zawarty między linią odniesienia a wektorem linii odległości.
- ψ_m - kąt zawarty między linią odniesienia a wektorem prędkości lotu samolotu myśliwskiego.
- ψ_1 - kąt widzenia I odbiornika zapalnika optycznego.
- ψ_2 - kąt widzenia II odbiornika zapalnika optycznego.
- ψ_{o1} - kąt nachylenia sektora rozlotu odłamków w stosunku do osi pocisku raketowego.
- $\dot{\psi}_k$ - pochodna wartości kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego.
- $\dot{\psi}_c$ - pochodna wartości kąta zawartego między linią odniesienia a wektorem prędkości lotu celu.
- $\dot{\psi}_m$ - pochodna wartości kąta zawartego między linią odniesienia a wektorem prędkości lotu samolotu myśliwskiego.
- ψ_k^{π} - maksymalny kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku raketowego.
- ψ_k^{π} - maksymalna kątowa prędkość ruchu osi koordynatora pocisku raketowego.
- ψ_a^{π} - maksymalny kąt odchylenia anteny celownika podczas opromieniowywania celu.

- $\psi_{obs}^{\#}$ - maksymalny graniczny kąt obserwacji celu w momencie odpalenia pocisku raketowego.
- ψ_{st} - stały kąt środka strefy obserwacji /anteny/.
- $\psi_{st\ min}$ - minimalny stały kąt środka strefy obserwacji /anteny/.
- $\psi_{st\ max}$ - maksymalny stały kąt środka strefy obserwacji /anteny/.
- $\psi_B^{\#}$ - graniczny kąt obserwacji siatki celownika.
- $\psi_C^{\#}$ - graniczny kąt obserwacji celu.
- ω_C - kątowa prędkość lotu celu.
- ω_D - kątowa prędkość linii odległości.
- ω_R - kątowa prędkość lotu pocisku raketowego.
- ω_M - składowa kątowej prędkości linii odległości w płaszczyźnie symetrii samolotu.
- ω_{η} - składowa kątowej prędkości linii odległości w płaszczyźnie symetrii rozpiętości skrzydeł.
- ω_m - kątowa prędkość lotu samolotu myśliwskiego.
- $\omega_{D/m-c/}$ - kątowa prędkość linii odległości relacji samolot myśliwski cel.
- $\omega_{D/m-r/}$ - kątowa prędkość linii odległości relacji samolot myśliwski - pocisk raketowy.
- $\omega_{D/r-c/}$ - kątowa prędkość linii odległości relacji pocisk raketowy-cel.



W S T Ę P

Szkolenie personelu latającego jednostek lotniczych w bojowym zastosowaniu raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów jest ważnym i złożonym rodzajem wyszkolenia bojowego.

Zasadniczym zadaniem tego rodzaju wyszkolenia bojowego jest nauczenie personelu latającego - pilotów /samolotów myśliwskich, myśliwsko-bombowych i myśliwsko-szturmowych/, doskonale władać bronią swojego samolotu, aby każdy pilot mógł wykonywać strzelanie na wszystkich możliwych prędkościach i wysokościach lotu, w każdych warunkach atmosferycznych i podczas zakłóceń, rażąc cel w pierwszym ataku.

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

Postawione zadanie można podzielić na dwie części:

- określanie możliwych warunków zastosowania uzbrojenia samolotu w walce powietrznej i podczas zwalczania celów naziemnych i wybranie z nich najbardziej 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.

Ocena możliwych i racjonalnych warunków i sposobów bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów jest jednym z podstawowych zadań rozwiązywanych podczas organizacji działań bojowych. W większości wypadków określa ona treść decyzji dowódcy co do prowadzenia działań bojowych oraz zapewnia

powodzenie wykonania zadania. Skuteczne rozwiązanie zadań bojowego zastosowania uzbrojenia, które zapewnia zniszczenie przeciwnika, sprzyja zaszczepieniu wiary w skuteczność swojej broni i daje pewność w walce oraz jest ważnym czynnikiem moralno-politycznym w wychowaniu personelu latającego.

We współczesnych warunkach, jak wykazują doświadczenia uzyskane w trakcie szkoleń i wojen lokalnych, bojowe zastosowanie raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów do celów powietrznych realizuje się w złożonej sytuacji. Działania bojowe lotnictwo prowadzi w każdych warunkach atmosferycznych przez całą dobę, użycie broni następuje na dużych prędkościach lotu i na różnych wysokościach. Walka powietrzna w nocy z wykorzystaniem technicznych środków radiolokacyjnych i na podczerwień jest zwykłym zjawiskiem, w związku z niemożliwością prowadzenia obserwacji wzrokowej celu. Działania przeciwko celom naziemnym odbywają się przy silnym przeciwdziałaniu środków obrony powietrznej przeciwnika. Dla zerwania strzelania szeroko stosuje się różne rodzaje zakłóceń. Walkę będzie się prowadzić z podstepnym i dobrze wyszkolonym przeciwnikiem.

Pomyślnie rozwiązanie zadań związanych z bojowym zastosowaniem uzbrojenia wiele zależy od tego, jakimi środkami rażenia do zwalczania przeciwnika rozporządzają nasze samoloty i jak przygotowany jest personel latający do ich użycia.

Głęboko myli się ten, kto rozpatruje opanowanie umiejętności posługiwania się nowym sprzętem tylko z praktycznego punktu widzenia, związanego z wypracowaniem nowych ^w nawyków i sposobów w sterowaniu samolotem, bronią itd. Wytężenie tylko fizycznego wysiłku dla rozwiązania tego zadania nie jest wystarczające. Konieczne jest poważne teoretyczne przygotowanie. Każdy oficer lotnictwa powinien wytrwale i z uporem uczyć się posługiwania nowym sprzętem, opanować teorię i praktykę jego zastosowania bojowego, ciągle udoskonalać sposoby jego wykorzystania i opracowywać nowe chwytaki taktyczne. Należy zawsze pamiętać, że siła ognia decyduje o wyniku walki powietrznej i przebiegu działań przeciwko celom naziemnym.-

1. ZADANIE RAŻENIA CELU I JEGO ROZWIĄZANIE WE WSPÓŁCZESNYCH
I PERSPEKTYWICZNYCH SYSTEMACH RAKIETOWEGO I ARTYLERYJ -
SKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW

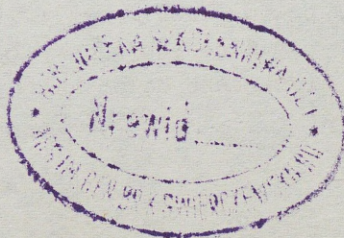
1.1. SYSTEM RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA
SAMOLOTÓW

1.1.1. Skład systemu raketowego /artyleryjskiego/
uzbrojenia samolotów

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

W skład systemu raketowego /artyleryjskiego/ uzbrojenia samolotów wchodzi następujące podstawowe elementy:

- środki rażenia / kierowane i niekierowane pociski raketowe, broń artyleryjska /działka/ i jednostki ognia do niej/;
- stanowiska broni na samolocie /urządzenia odpalające pociski raketowe, stanowiska broni artyleryjskiej/;
- systemy celownicze zapewniające wykrycie celu, celowane odpalenie pocisków raketowych /strzelanie z działek/, wyprowadzenie pocisku raketowego 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 strze - lania do celów naziemnych współczesny system raketowego i arty - leryjskiego uzbrojenia samolotów składa się z różnych pod wzglę - dem konstrukcji mechanizmów, w których szeroko wykorzystuje się automatykę, telemechanikę i technikę obliczeniową.

Zadania, jakie ma spełniać raketowe i artyleryjskie uzbro - jenie samolotów zależą od typu samolotów, warunków ich zastoso - wania bojowego i rodzaju celu. Broń konstruuje się dla danego typu samolotu, z uwzględnieniem zadań bojowych stojących przed danym rodzajem lotnictwa i warunków, w jakich może być użyta.

W stosunku do systemu uzbrojenia samolotów - ogólnie rzecz biorąc - stawia się następujące zasadnicze wymagania:

- duże prawdopodobieństwo rażenia zasadniczych celów, dla którego on 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 samolotów.

Podczas konstruowania systemu uzbrojenia dla różnych typów samolotów nie zawsze udaje się spełnić wszystkich podanych wy - magań, ponieważ niektóre z nich są sprzeczne i zadaniem konstruk - torów jest znalezienie rozwiązania optymalnego.

Zajmiemy się charakterystyką składowych elementów współczes - nego systemu raketowego /artyleryjskiego/ uzbrojenia samolotów.

KIEROWANE POCISKI RAKIETOWE są podstawowym środkiem rażenia. Zapewniają one dużą dokładność strzelania oraz możliwość zasto - sowania w różnorodnych warunkach odnoszących się do odległości, wysokości, kierunków ataków, prędkości lotu samolotu typu myś -

liwskiego i celu, pogody, pory doby itd. Zastosowanie kierowanych pocisków raketowych przyczynia się do mniejszego ograniczenia techniki pilotowania samolotu przed odpaleniem i szczególnie po wykonaniu strzału, co zapewnia duże możliwości bojowe samolotów uzbrojonych w tego typu pociski.

Jednak, na razie są duże trudności w stosowaniu kierowanych pocisków raketowych w manewrowej walce powietrznej, na granicznie małych wysokościach i w warunkach specjalnych zakłóceń wytwarzanych przez przeciwnika. Z dużymi trudnościami technicznymi związane jest również wprowadzanie ich do systemu uzbrojenia obronnego samolotów bombowych.

Samoloty typu myśliwskiego uzbraja się w pociski raketowe dwóch klas: powietrze-powietrze i powietrze-ziemia małego zasięgu. Pociski raketowe bardzo szybko są modernizowane w celu przystosowania ich do użycia w różnych warunkach walki powietrznej i z różnymi typami celów.

NIEKIEROWANE POCISKI RAKIETOWE szeroko rozpowszechnione są w systemach uzbrojenia frontowych taktycznych samolotach myśliwskich, myśliwsko-bombowych i myśliwsko-szturmowych oraz są jednym z podstawowych środków rażenia celów naziemnych o małych wymiarach w operacyjnej i taktycznej strefie przeciwnika. Posiadają one znacznie większą dokładność niż bomby lotnicze i dużą zdolność niszczącą.

BRONŃ ARTYLERYJSKA jest jednym z najbardziej skutecznych środków rażenia samolotów typu myśliwskiego w walce powietrznej, szczególnie z celem manewrującym.

Doświadczenia bojowe z Wietnamu pokazują, że brak działek w schematach uzbrojenia samolotów jest istotną cechą ujemną, zaś najbardziej skutecznym systemem uzbrojenia samolotów myśliwskich jest system, rozsądnie łączący broń raketową i artyleryjską. Broń artyleryjską szeroko stosuje się do uzbrojenia samolotów myśliwsko-bombowych, myśliwsko-szturmowych i taktycznych

samolotów myśliwskich i jest ona środkiem obrony wielomiejskowych samolotów /samolotów bombowych, transportowych i rozpoznawczych, a także śmigłowców/.

SYSTEMY CELOWNICZE strzelania powietrznego współczesnych samolotów zapewniają poszukiwanie, wykrycie i rozpoznanie celów, wyjście w położenie wyjściowe do ataku, przygotowanie kierowanych pocisków raketowych, wykonanie celowanego strzelania, naprowadzanie pocisków raketowych na cel /dla kierowanych za pomocą wiązki i półaktywnych układów naprowadzania/ i wyjścia z ataku. Oprócz tego w wielu wypadkach systemy celownicze wspólnie z inną aparaturą biorą udział w rozwiązywaniu zadań pilotażowo-nawigacyjnych.

1.1.2. Miejsce poszczególnych środków rażenia w schematach uzbrojenia współczesnych samolotów

Miejsce poszczególnych rodzajów broni w schematach uzbrojenia współczesnych samolotów określa się ich właściwościami bojowymi.

PRZECHWYTUJĄCE SAMOLOTY MYŚLIWSKIE WOJSK OPK mają kierowane pociski raketowe z ciepłymi głowicami samonaprowadzającymi się lub radiolokacyjnymi klasy powietrze-powietrze o dużej sile niszczenia, systemy celownicze o dużej odległości działania i dobrej odporności na zakłócenia. Liczba pocisków raketowych na samolocie waha się od dwóch do sześciu. Dodatkowo mogą być ustawiane szybkostrzelne działka kalibru 20-23 mm z zapasem amunicji na 3 - 4 s ciągłego ognia.

FRONTOWE SAMOLOTY MYŚLIWSKIE mają w schemacie uzbrojenia od dwóch do sześciu kierowanych pocisków raketowych klasy powietrze-powietrze i do dwóch szybkostrzelnych działek kalibru 20 - 23 mm z zapasem amunicji na 3 - 4 s ciągłego ognia. Zamiast kierowanych pocisków raketowych do działań na cele na - ziemne przewiduje się podwieszanie niekierowanych pocisków ra -

kietowych kalibru 57 - 80 mm /do 150 - 170 sztuk/ lub kalibru 240 - 300 mm /do 8 sztuk/. Systemy celownicze przewidują kompleksową pracę optycznych, podczerwonych i radiolokacyjnych wizjerów /urządzeń/.

SAMOLOTY MYŚLIWSKO-BOMBOWE mają wielowariantowy kombinowany schemat raketowego, artyleryjskiego, bombardierskiego i specjalnego uzbrojenia o różnym przeznaczeniu. Samoloty zaczynają być uzbrajane w systemy kierowanych pocisków raketowych klasy powietrze-ziemia małego zasięgu z dowódczym układem sterowania lub samonaprowadzania. Dla walki powietrznej przewiduje się kierowane pociski raketowe klasy powietrze-powietrze. Szeroko stosuje się niekierowane pociski raketowe i działa wbudowane w konstrukcję samolotu i w wariancie podwieszonym. Liczba punktów podwieszeń dochodzi do dwunastu.

SAMOLOTY BOMBOWE, ROZPOZNAWCZE, TRANSPORTOWE I ŚMIGŁOWCE zaczynają posiadać kompleksy obronne, składające się ze stanowiska artyleryjskiego, środków tworzenia zakłóceń i w perspektywie z pocisków antyraketowych. Dla działań na cele naziemne z frontowych samolotów bombowych, oprócz uzbrojenia bombardierskiego i specjalnego, stosuje się niekierowane i kierowane pociski raketowe klasy powietrze-ziemia małego zasięgu i broń artyleryjską.

Doświadczenia uzyskane w czasie przeprowadzanych w państwach układu warszawskiego oraz państwach kapitalistycznych, a także doświadczenia wyniesione z działań bojowych w Wietnamie wykazują, że najskuteczniejszym systemem uzbrojenia samolotu jest taki system, w którym rozsądnie łączy się pociski raketowe z bronią artyleryjską i który posiada systemy celownicze mające optyczne, radiolokacyjne i podczerwone wizjery.

Dalsze doskonalenie systemów uzbrojenia samolotów następuje w celu zwiększenia możliwości stosowania ich w każdych warunkach atmosferycznych, pod różnymi sylwetkami, przy odporności na zakłócenia, rozszerzenia możliwych warunków zastosowania bojowego

Oprócz tego przeprowadzane są próby wspólnego rozwiązywania zadań nawigacji i zastosowania bojowego drogą automatyzacji wszystkich procesów sterowania.

Udoskonalanie systemu uzbrojenia samolotu, nowe jego jakości wymagają od personelu latającego i dowódczego lotnictwa dobrej znajomości techniki i zagadnień jego zastosowania bojowego. Bardzo dobra znajomość uzbrojenia swojego samolotu i umiejętne jego użycie w walce jest rękojmią wysokiej gotowości i zdolności bojowej lotnictwa.

1.1.3. Rażenie samolot - podstawowe zadanie bojowego
zastosowania raketowego i artyleryjskiego
uzbrojenia samolotów

Podstawowym zadaniem bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów jest RAŻENIE CELU. Jego trafne rozwiązanie w większości wypadków przyczynia się do wykonania zadania bojowego.

Zadanie rażenia celu powinno mieć tak zorganizowane strzelanie, aby zapewniało maksymalną skuteczność oddziaływania na cel stosowanego środka rażenia.

Rażenie celu osiąga się w określonych warunkach spotkania pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ z celem, które występuje tylko w wypadku prawidłowego wyboru warunków odpalenia pocisków raketowych /strzelania z działek/. Dlatego, rozwiązując zadanie rażenia celu, trzeba wybrać racjonalne warunki strzelania, zapewnić lot pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ do celu i w określonym momencie spowodować wybuch jego części bojowej.

Uwzględniając powyższe warunki, zadanie rażenia celu dzieli się na trzy wzajemnie powiązane zadania składowe: sterowanie strzałem, sterowanie lotem i sterowanie wybuchem pocisku raketowego / pocisku artyleryjskiego/.

Rozwiązanie zadania STEROWANIA STRZAŁEM zapewnia wyprowadzenie samolotu w strefę możliwego strzelania z określoną orientacją broni względem celu, przedodpaleniowe przygotowanie systemu uzbrojenia i wykonanie strzelania celowanego. W rozwiązaniu zadania biorą udział: punkt dowodzenia, pilot, system celowniczy i inne elementy uzbrojenia. Podstawowym urządzeniem rozwiązującym to zadanie jest system celowniczy. Możliwa jest pełna automatyzacja zadania sterowania strzałem drogą włączenia systemu celowniczego w skład systemu zautomatyzowanego sterowania.

STEROWANIEM LOTEM KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH polega na zapewnieniu lotu pocisku raketowego po ustalonym torze stosownie do położenia i ruchu celu oraz stabilizacji /podłużnej, poprzecznej i kierunkowej/. Wykonywane jest ono przez pokładową aparaturę pocisku raketowego niezależnie od czynności samolotu strzelającego lub z jego udziałem.

Dla niekierowanych pocisków raketowych i pocisków artyleryjskich sterowanie lotem polega tylko na stabilizacji ich osi podłużnej i zapewnieniu prawidłowego lotu. Rozwiązuje się je za pomocą urządzeń stabilizujących i obrotu.

STEROWANIE WYBUCHEM ma za zadanie maksymalnie wykorzystać działanie części bojowej pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ na cel. Zadanie rozwiązuje się drogą uzgodnienia charakterystyk części bojowej i zapalnika z warunkami spotkania pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ z celem. Sterowanie wybuchem realizuje się z zasady autonomicznie przez zapalnik pocisku raketowego, współdziałający z celem, sposobem uderzeniowym /kontaktowym/ lub zbliżeniowym /bezkontaktowym/.

Od sposobu rozwiązania każdego zadania składowego i zadania rażenia celu w całości zależą tak warunki /możliwe i racjonalne/ jak i sposoby bojowego zastosowania uzbrojenia danego samolotu.

Rozwiązanie zadania rażenia celu ściśle związane jest z organizacją strzelania w walce powietrznej i podczas działań na cele naziemne. Wywiera ono duży wpływ na rozwiązanie szeregu zagadnień taktycznych, metodykę szkolenia personelu latającego, a także w większości wypadków określa warunki bezpieczeństwa lotu podczas strzelania i zapewnienia gotowości bojowej systemu uzbrojenia.

1.2. ROZWIĄZANIE ZADANIA RAŻENIA W SYSTEMACH KIEROWANEGO UZBROJENIA RAKIETOWEGO SAMOLOTÓW

1.2.1. Zadanie sterowania lotem i jego rozwiązanie podczas strzelania do celów powietrznych

1.2.1.1. Sposoby sterowania i tory lotu pocisków raketowych

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

- od celu, kontrastowo wydzielającego się na okrążającym tle jakkolwiek właściwością;
- nadajnika, umieszczonego na samolocie-nosicielu;
- urządzenia programowego, umieszczonego w pocisku rakie -
towym.

Odpowiednio do tego istnieją trzy zasadniczo różne sposoby sterowania: samonaprowadzanie, zdalne sterowanie i sterowanie autonomiczne.

SAMONAPROWADZANIE - sterowanie lotem pocisku raketowego za pomocą aparatury pokładowej pocisku raketowego, reagującej na wypromieniowanie lub odbicie od celu jakiegokolwiek rodzaju

energii. Cel powinien wyróżniać się kontrastowością na okrężającym tle. Czułym elementem pocisku raketowego chwytającym sygnały dowódcze jest koordynator pocisku raketowego wchodzący w skład głowicy samonaprowadzającej się. Na całym odcinku lotu pocisk raketowy posiada połączenie relacji pocisk raketowy - cel.

ZDAJNE STEROWANIE - sterowanie na odległość za pomocą sygnałów przekazywanych z nosiciela /lub z wykorzystaniem sygnałów od nosiciela/. Aparatura pokładowa pocisku raketowego ciągle reaguje na podawane komendy /lub wypracowuje komendy na podstawie przyjętych sygnałów/ i zapewnia lot po nakazanym torze. W czasie całego lotu jest połączenie nosiciel - pocisk raketowy.

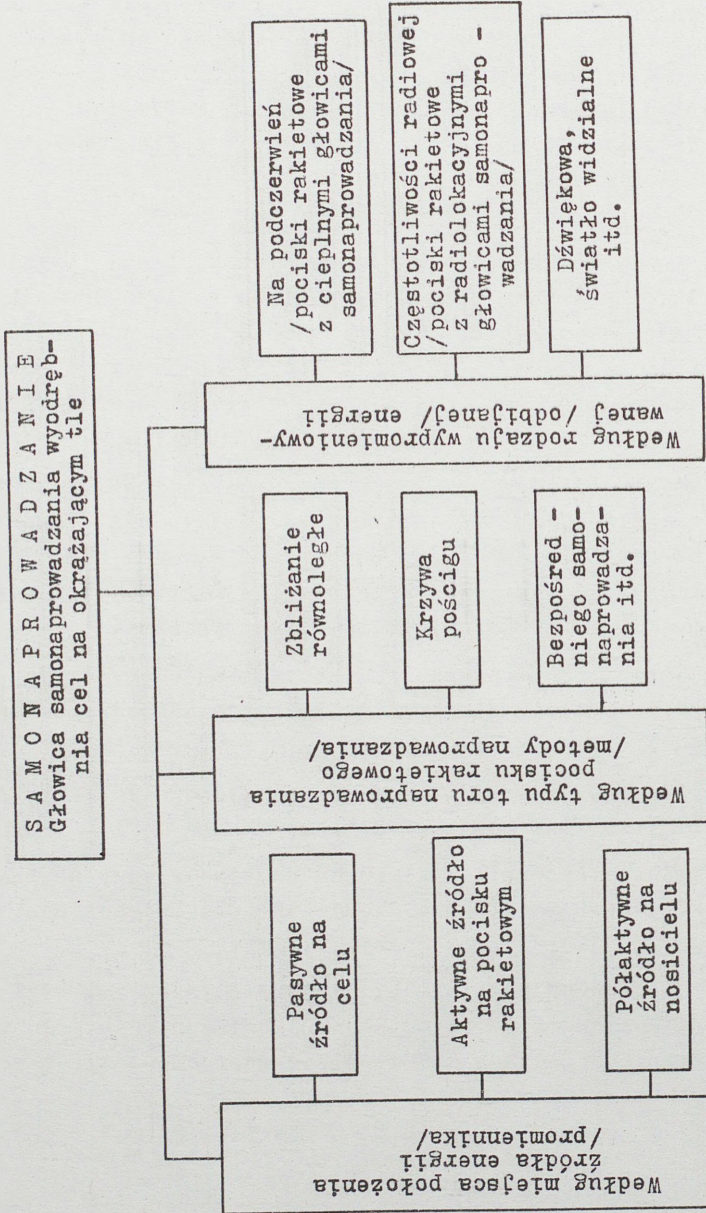
AUTONOMICZNE STEROWANIE - ruch po zawczasu zaprogramowanym torze. Ani nosiciel, ani cel nie bierze udziału w sterowaniu lotem pocisku raketowego. Autonomiczne sterowanie w pociskach raketowych klasy powietrze- powietrze i powietrze-ziemia ma - łęgo zasięgu odgrywa pomocniczą rolę, zapewniając:

- sterowanie lotem pocisku raketowego na początkowym /autonomicznym/ odcinku do momentu włączenia samonaprowadzania lub zdalnego sterowania;

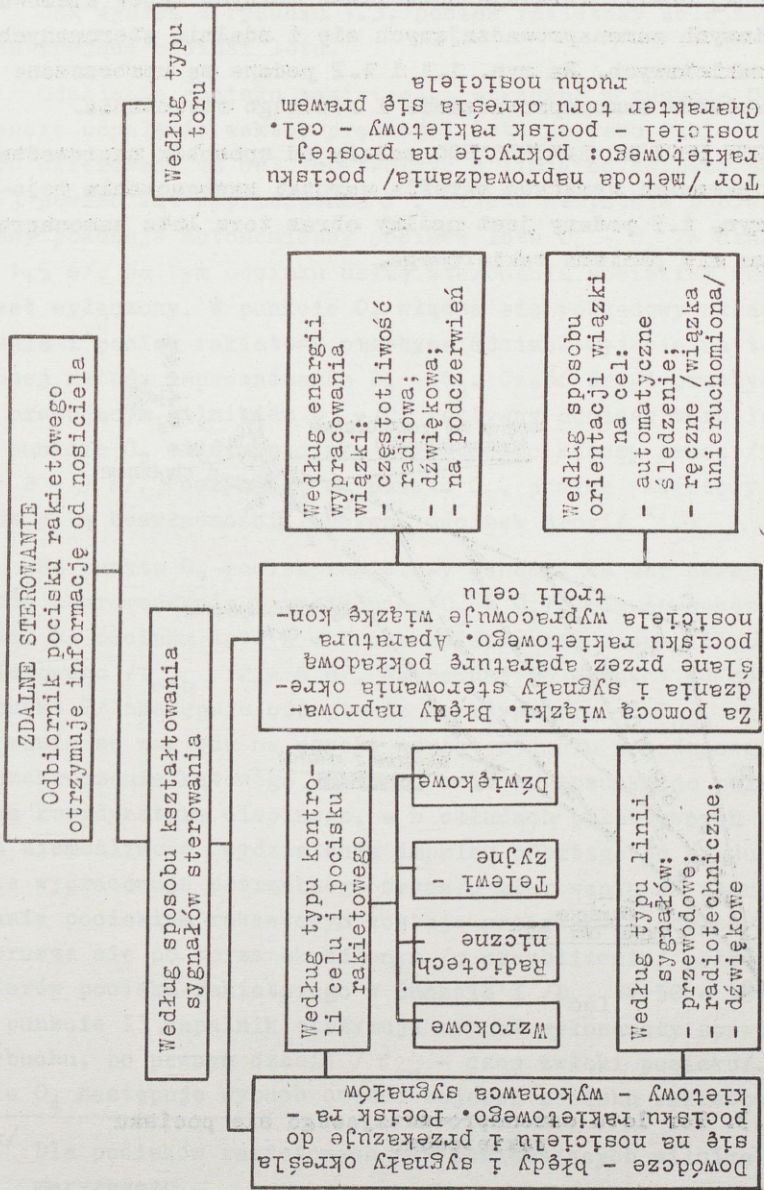
- stabilizację przechyłu pocisku raketowego lub zapobieganie jego obrotowi wokół osi podłużnej;

- dodatkowe sterowanie w kierunku na etapie samonaprowadzania lub zdalnego sterowania, konieczne dla zwiększenia jakości i dokładności naprowadzania.

Prócz tego dla wszystkich lotniczych pocisków raketowych autonomiczny odcinek lotu po odpaleniu konieczny jest dla zapewnienia bezpieczeństwa samolotu przed zderzeniem się z pociskiem raketowym.



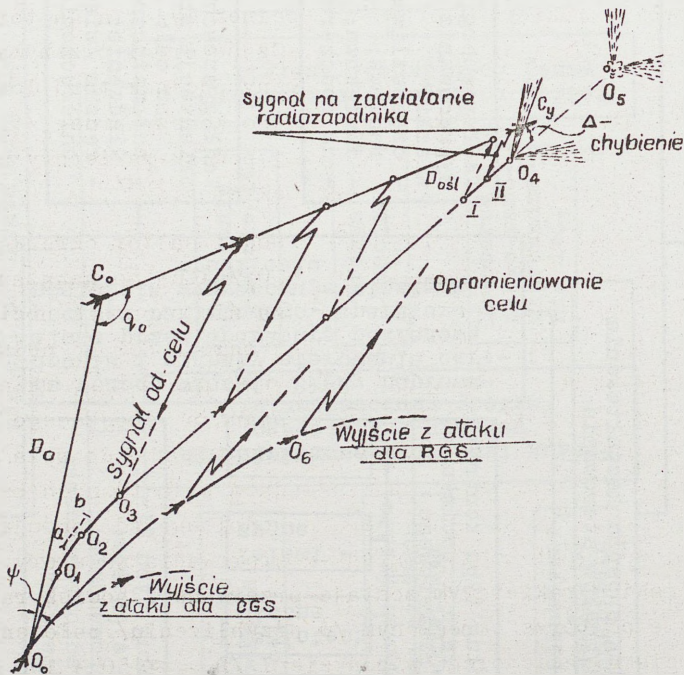
Rys.1.1. Klasyfikacja układów samonaprowadzania



Rys.1.2. Klasyfikacja układów zdalnego sterowania

W obecnej chwili istnieje duża ilość różnych typów kierowanych lotniczych samonaprowadzających się i zdalnie sterowanych pocisków raketowych. Na rys. 1.1 i 1.2 podane są uproszczone schematy układów samonaprowadzania i zdalnego sterowania.

TOR LOTU POCISKU RAKIETOWEGO zależy od sposobów naprowadzania i w większości wypadków określa warunki zastosowania bojowego. Na rys. 1.3 podany jest ogólny obraz toru lotu samonaprowadzającego się pocisku raketowego.



Rys.1.3. Tor lotu samonaprowadzającego się pocisku raketowego

Jak wynika z rysunku 1.3, pocisk raketowy kolejno pokonuje następujące odcinki lotu.

Odpalenie pocisku raketowego wykonano w punkcie O_0 . W momencie odpalenia wektor prędkości lotu pocisku raketowego może być skierowany na cel lub tworzyć z linią odległości początkowej pewien kąt wyprzedzenia ψ . Przede wszystkim pocisk raketowy pokonuje autonomiczny odcinek lotu $O_0 - O_1$ /w czasie 0,5 - 1,5 s/. Na tym odcinku układ sterowania pociskiem raketowym jest wyłączony. W punkcie O_1 włącza się pokładowy układ sterowania i pocisk raketowy przebywa odcinek wyjścia na tor określonej metody naprowadzania $O_1 - O_3$. Część drogi przebywa pocisk z pracującym silnikiem $O_0 - O_2$ /aktywny odcinek toru lotu/. W punkcie O_2 silnik pocisku raketowego kończy pracę / $t_{PSR} \approx 2 - 7$ s/. Poczynając od punktu O_2 , pocisk raketowy wykonuje lot siłą bezwładności /pasywny odcinek drogi/ ^{x/}.

Od punktu O_3 pocisk raketowy wchodzi na tor określony metodą naprowadzania i następnie / $O_3 - O_4$ / leci po nakazanym torze. Na odcinku lotu a - b odbezpiecza się zapalnik pocisku raketowego / $t_{odb} 2 - 6$ s/. Na pewnej odległości od celu $D_{ośl}$ /punkt I/ następuje oślepienie koordynatora. Z $D_{ośl}$ układ sterowania ze względu na szybki wzrost sygnału wchodzącego lub przekroczenie kąтового rozmiaru celu w stosunku do pola widzenia koordynatora cieplnego, a w układach półaktywnych ze względu na niemożliwość wydzielenia impulsu odbitego od sondującego nie wypracowuje potrzebnego sygnału sterowania na stery. Sterowanie pociskiem raketowym zostaje przerwane i pocisk raketowy porusza się po torze określonym /w przybliżeniu/ położeniem sterów pocisku raketowego w punkcie I / $D_{ośl} \approx 50 - 150$ m/. W punkcie II zapalnik otrzymuje sygnał wykonawczy spowodowania wybuchu, po pewnym czasie / τ_{zw} - czas zwłoki pocisku/. W punkcie O_4 następuje wybuch części bojowej pocisku raketowego.

^{x/} Dla pocisków raketowych nie posiadających silnika marszowego.

Jeżeli chybiecie pocisku raketowego Δ jest większe od pewnej granicznie wielkości r^* /maksymalny promień zadziałania zapalnika/, to pocisk raketowy nie wybucha, przelatuje obok celu i w punkcie O_5 następuje jego samolikwidacja.

Na możliwe warunki zastosowania bojowego pocisków raketowych duży wpływ wywiera charakter toru określonego metodą naprowadzania. Najlepszym torem jest tor prostoliniowy lub zbliżony do niego, który zapewnia wykonywanie strzelania z dowolnego kierunku do celów manewrujących i nie manewrujących.

Typ toru lotu samonaprowadzającego się pocisku raketowego określamy równaniem związku przyjętym za podstawę prawa sterowania pocisku raketowego.

RÓWNANIE ZWIĄZKU - to zawczasu ustalony rozkład zmiany jakiegokolwiek charakterystyki ruchu pocisku raketowego lub jego położenia względem celu /matematyczny zapis ograniczeń, nałożonych na parametry, charakteryzujące położenie lub ruch pocisku raketowego/. Równanie związku daje tor idealny. Typ toru i odpowiadające mu równanie związku nazywamy także METODĄ NAPROWADZANIA. Podamy kilka przykładów równań związku.

Jeżeli wektor bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego v_R w czasie lotu cały czas skierowany jest na cel, to równanie związku posiada postać:

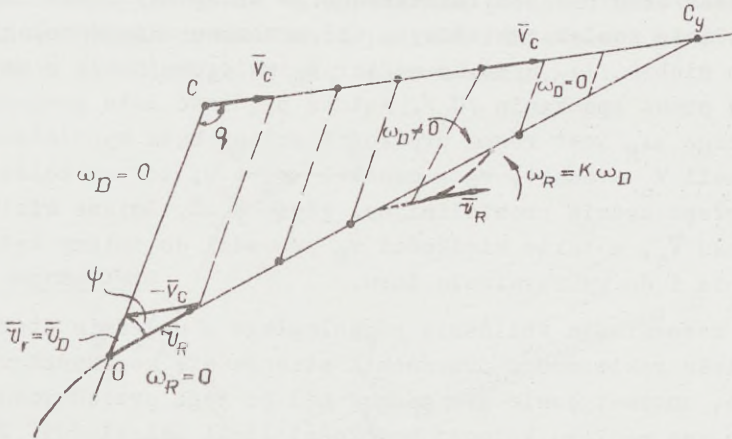
$$\psi v_R = 0.$$

Odpowiadający temu równaniu tor lotu pocisku raketowego nazywa się KRZYWĄ POŚCIGU.

Jeżeli na cel skierować podłużną oś pocisku raketowego, to równanie związku posiada postać

$$\psi_R = 0,$$

a tor nazywa się TOREM BEZPOŚREDNIEGO NAPROWADZANIA.



Rys. 1.4. Tor zблиżenia równoległego

Dla pocisków raketowych klasy powietrze-powietrze w przeważającej większości wypadków wykorzystuje się TOR ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO, dla którego równanie związku może być napisane w postaci /rys.1.4/:

$$\omega_D = 0 ,$$

lub

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_R} \sin q , \quad /1.1/$$

gdzie: ω_D - kątowa prędkość linii odległości /linia pocisk rakietowy - cel/;

ψ - kąt wyprzedzenia, który tworzy z linią odległości wektor bezwzględnej prędkości lotu pocisku raketowego \bar{v}_R ;

v_c - prędkość lotu celu;

q - kursowy kąt celu.

Podczas lotu pocisku raketowego po torze zbliżania równoległego linia pocisk raketowy - cel przesuwają się równolegle względem siebie $\omega_D = 0$, a wektor \bar{v}_R skierowuje się w natychmiastowy punkt spotkania C_y . Kątowa prędkość lotu pocisku raketowego ω_R jest równa prędkości zmiany kąta wyprzedzenia $\dot{\psi}$. Jeżeli $v_C = \text{const}$, $v_R = \text{const}$ i $\omega_C = 0$, to tor zbliżania równoległego będzie prostoliniowy, gdyż $\psi = 0$. Zmiana wielkości i kierunku \bar{v}_C , a także wielkości v_R prowadzi do zmiany kąta wyprzedzenia i do wykrzywienia toru.

Dla zapewnienia zbliżania równoległego w układzie sterowania pocisku raketowego przeważnie stosuje się koordynatory śledzące, automatycznie prowadzące cel po jego przechwyceniu i dokonujące pomiaru kątowej prędkości linii odległości. Jeżeli ω_D nie jest równe zero, to koordinator daje sygnał błędu proporcjonalny do tej prędkości $U_{b\lambda} = c \omega_D$. Układ sterowania na podstawie sygnału błędu wypracowuje sygnał sterowania, który zapewnia potrzebne wychylenie sterów pocisku raketowego dla jego skrętu według zależności $\omega_R = K \omega_D$ $(K > 1)$. Skręt następuje dopóty dopóki sygnał błędu z uwzględnieniem sprzężenia zwrotnego nie będzie równy zero:

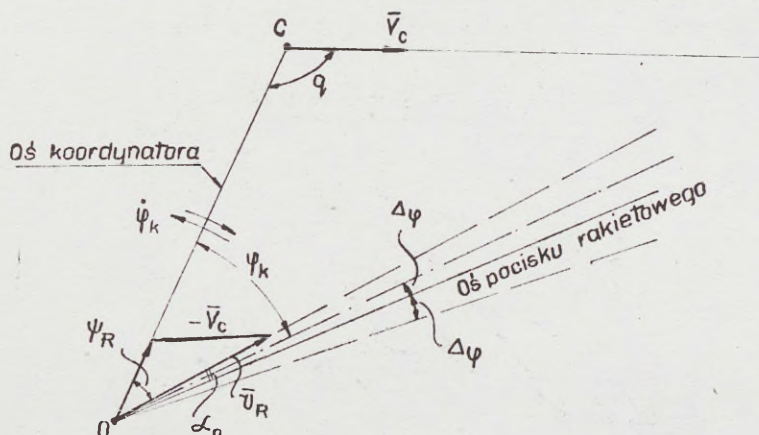
$$U_{b\lambda} = c_2 / \omega_R - K \omega_D / .$$

Dla $\omega_R = K \omega_D$ pocisk raketowy ponownie wchodzi na tor idealny, wykonywanie skrętu zostaje przerwane.

W różnych warunkach lotu pocisku raketowego po torze na prowadzania oś koordinatora śledzącego tworzy z osią pocisku raketowego pewien kąt ψ_k . Kąt ten ciągle się zmienia z prędkością $\dot{\psi}_k$, szczególnie na odcinku wyjścia pocisku raketowego na tor naprowadzania $O_1 - O_3$, rys. 1.3/.

Na rys. 1.5 podany jest schemat pokazujący możliwe położenia osi koordinatora w stosunku do osi pocisku raketowego z

uwzględnieniem istnienia kąta natarcia pocisku raketowego α_n i możliwych wahań dynamicznych pocisku raketowego $\Delta\psi$ w stosunku do toru określonego metodą naprowadzania.



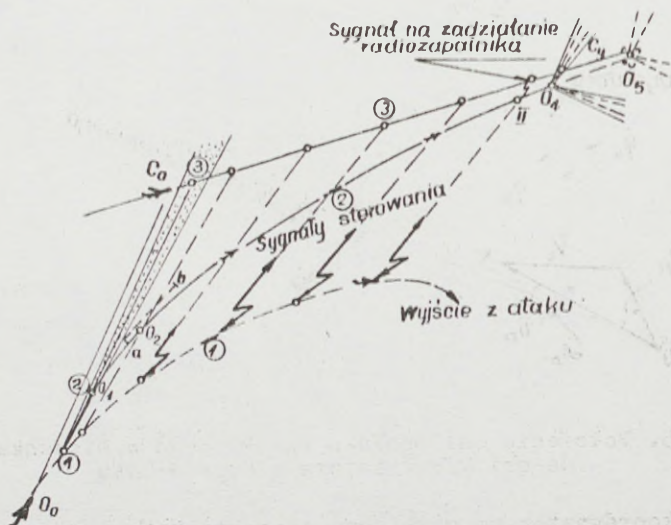
Rys.1.5. Położenie osi pocisku raketowego w stosunku do osi koordynatora w czasie lotu

Każdy koordynator ma określone charakterystyki konstrukcyjne: $\psi_k^{\#}$ - maksymalny kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku raketowego i $\dot{\psi}_k^{\#}$ - maksymalną kątową prędkość ruchu osi koordynatora podczas śledzenia celu. Te charakterystyki mogą wywrzeć istotny wpływ na warunki zastosowania bojowego pocisków raketowych.

W zastosowaniu bojowym bardzo ważnymi charakterystykami ruchu pocisku raketowego są:

- $t_k \max$ - maksymalny czas kierowanego lotu;
 - v_R - prędkość lotu pocisku raketowego po torze
- i szereg innych.

Na rys. 1.6 podany jest tor lotu zdalnie sterowanego pocisku raketowego. Charakterystycznymi odcinkami tego toru są: O_0-O_1 - odcinek autonomiczny lotu pocisku raketowego - na którym w końcowej części pocisk raketowy wchodzi w wiązkę; punkt O_2 - początek pracy układu sterowania i lotu po torze określonym



Rys. 1.6. Tor pocisku raketowego, zdalnie sterowanego /kierowanego/ za pomocą wiązki prowadzącej

metodą naprowadzania. Dla zapewnienia naprowadzania na cel w czasie kierowanego lotu pocisku raketowego należy spełnić następujące wymagania:

- wiązka powinna być nałożona na cel;
- pocisk raketowy powinien być utrzymywany w wiązce za pomocą aparatury pokładowej, wykorzystując sygnały z nosiciela;
- nosiciel 1, pocisk raketowy 2 i cel 3 powinny znajdować się na jednej linii.

Taki tor lotu nazywa się TOREM POKRYCIA.

Rodzaj toru zależy od prawa ruchu celu i samolotu-nosiiciela. Tor pocisku raketowego posiada tym większą krzywiznę, im większa jest kątowa prędkość linii odległości, która jest jednakowa dla odcinków : samolot - cel, samolot - pocisk raketowy i pocisk raketowy - cel :

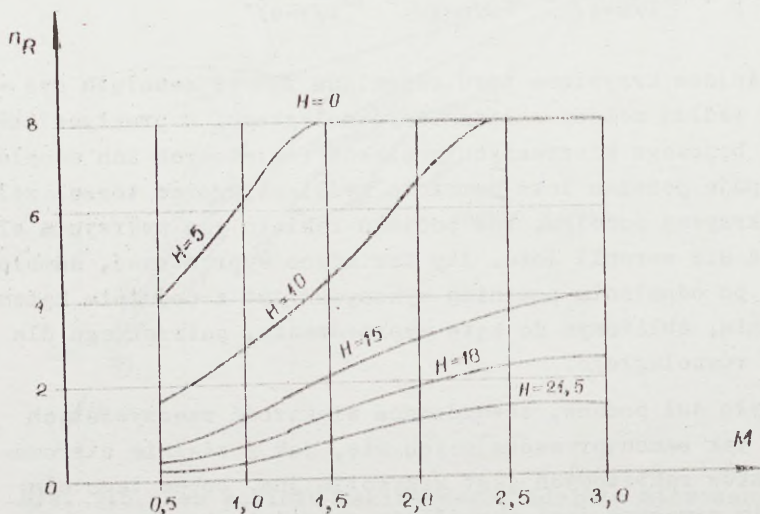
$$\omega_D = \omega_{D/m-c/} = \omega_{D/m-r/} = \omega_{D/r-c/}$$

Najmniejsza krzywizna toru odpowiada lotowi samolotu myśliwskiego według metody zbliżania równoległego. W praktyce zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych ich odpalenie następuje podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze, zbliżonym do krzywej pościgu, tor pocisku raketowego wykrzywia się, pogarszając się warunki lotu. Aby tor nieco wyprostować, samolot myśliwski po odpaleniu powinien wykonywać lot z dodatnim kątem wyprzedzenia, zbliżonym do kąta wyprzedzenia, potrzebnego dla zbliżania równoległego.

Jak było już podane, zdecydowana większość rzeczywistych toru lotu tak samonaprowadzających się, jak i zdalnie sterowanych pocisków raketowych jest krzywolinijna. Wobec tego dla lotu po nim wymagane jest określenia przeciążenia, nazywanego POTRZEBNYM.

Z kolei aerodynamiczna właściwość pocisku raketowego i jego prędkość zapewniają stworzenie w czasie lotu przeciążenia, przypisanego każdemu konkretnemu typowi pocisków raketowych. Największe normalne przeciążenie, jakie może stworzyć pocisk raketowy w danych warunkach lotu nazywa się ROZPORZĄDZALNYM $/n_r/$. Wartość przeciążenia rozporządzalnego n_r przeważnie określamy jako funkcję od wartości liczby M /Macha/ i wysokości lotu i przedstawiamy na wykresach, umieszczonych w opisach danego pocisku raketowego. Na rys. 1.7 podany jest przykład wykresów dla pocisku raketowego typu R-3S.

Podczas lotu po torze naprowadzania wielkość n_R powinna być nie mniejsza od potrzebnej dla wykonania manewru związanego z naprowadzaniem pocisku raketowego na cel. Rozporządzałe przeciążenie podczas manewru w płaszczyźnie jednego skrzydła będzie minimalne $n_R = n_{sk}$, w płaszczyźnie rozstawienia skrzydeł będzie maksymalne $n_R = \sqrt{2 n_{sk}}$. Rozporządzałe przeciążenie pocisku raketowego zależy od prędkości lotu /liczby M / i wysokości.



Rys. 1.7. Rozporządzałe przeciążenie pocisku raketowego typu R-38 na jedno skrzydło

Rzeczywisty ruch kierowanego pocisku raketowego jest ciągłym procesem jego odchylenia od idealnego toru lotu i usunięcia ich za pomocą aparatury sterowania.

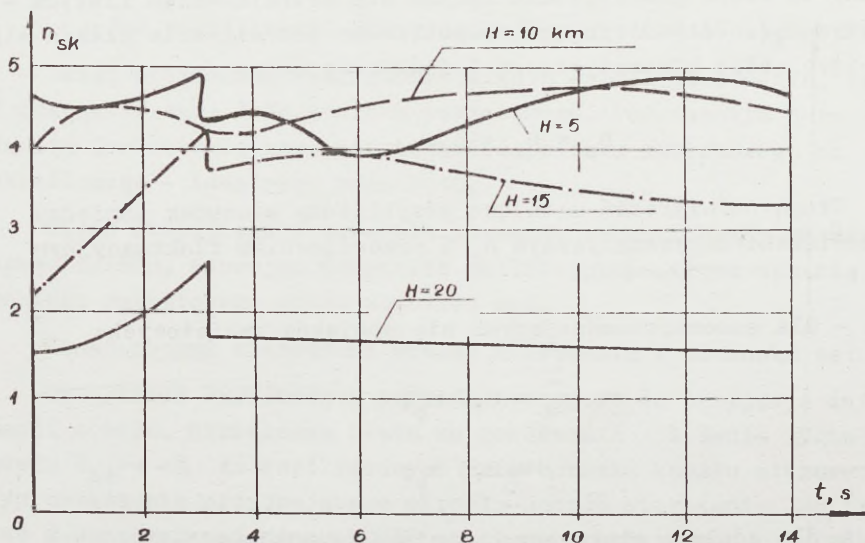
Fluktuacja pocisków raketowych powstaje:

- ze względu na błędy początkowe w orientowaniu pocisku raketowego podczas odpalenia i zaburzeń, jakim podlega pocisk raketowy w trakcie zejścia z urządzenia odpalającego;

- z powodu odejścia pocisku raketowego od toru określonego metodą naprowadzania w czasie lotu autonomicznego;

- ze względu na wahanía celu i fluktuację energii wypromieniowanej lub odbitej, wykorzystywanej do naprowadzania pocisku raketowego;

- z powodu szumów wewnętrznych i fluktuacji sygnału sterowania, przechodzącej w pokładowej aparaturze pocisku raketowego.



$$v_R = f(H, t) \quad v_R = M \cdot a$$

H, km	0	1	2	3	4	5	7	9	> 11
a, m/s	340	336	333	329	325	321	312	304	296

Rys. 1.8. Zmiana przeciążenia w zależności od czasu lotu

Ponieważ pocisk raketowy i aparatura sterowania odznaczają się bezwładnością, błąd naprowadzania nie jest usuwany natychmiast, lecz z opóźnieniem. W razie istnienia błędu naprowadzania

w pobliżu celu aparatura sterowania może nie zdążyć usunąć go i wówczas pocisk raketowy nie trafi w cel /następuje chybie - nie pocisku/.

Stwarzane w czasie lotu przeciążenia zużytkowuje się tak dla zapewnienia lotu pocisku raketowego po torze określonym metodą naprowadzania /ta część przeciążenia nazywa się przeciążeniem kinematycznym n_k /, jak i dla usunięcia wahań fluktuacyjnych/ ta część przeciążenia nazywa się przeciążeniem fluktuacyjnym n_f /. Wobec tego ogólne potrzebne przeciążenie składa się z przeciążeń: kinematycznego i fluktuacyjnego:

$$n_p = n_k + n_f.$$

Drogą doświadczeń ustalono przybliżony stosunek pomiędzy przeciążeniem kinematycznym n_k i przeciążeniem fluktuacyjnym n_f :

- dla samonaprowadzających się pocisków raketowych:

$$n_k = 0,7 n_p,$$

$$n_f = 0,3 n_p;$$

- dla zdalnie sterowanych pocisków raketowych:

$$n_k = 0,3 n_p,$$

$$n_f = 0,7 n_p.$$

Lot po torze naprowadzania jest możliwy, jeśli we wszystkich jego punktach przeciążenie rozporządzone n_r pocisku raketowego jest większe od przeciążenia potrzebnego n_p .

1.2.1.2. Pokładowa aparatura sterowania lotem
pocisku raketowego

W skład pokładowej aparatury pocisku raketowego dla dowolnego sposobu sterowania wchodzi dwa układy /rys.1.9/ :

- układ sterowania w kierunku, nadający pociskowi raketowemu określony tor lotu;
- układ stabilizacji /kierunkowej, podłużnej i poprzecznej/.

Układ sterowania w kierunku określa sposób kierowania, typ i charakter toru lotu pocisku raketowego. Podstawowym jego zadaniem jest ciągle usuwanie odchyłeń pocisku raketowego od określonego - idealnego toru lotu.

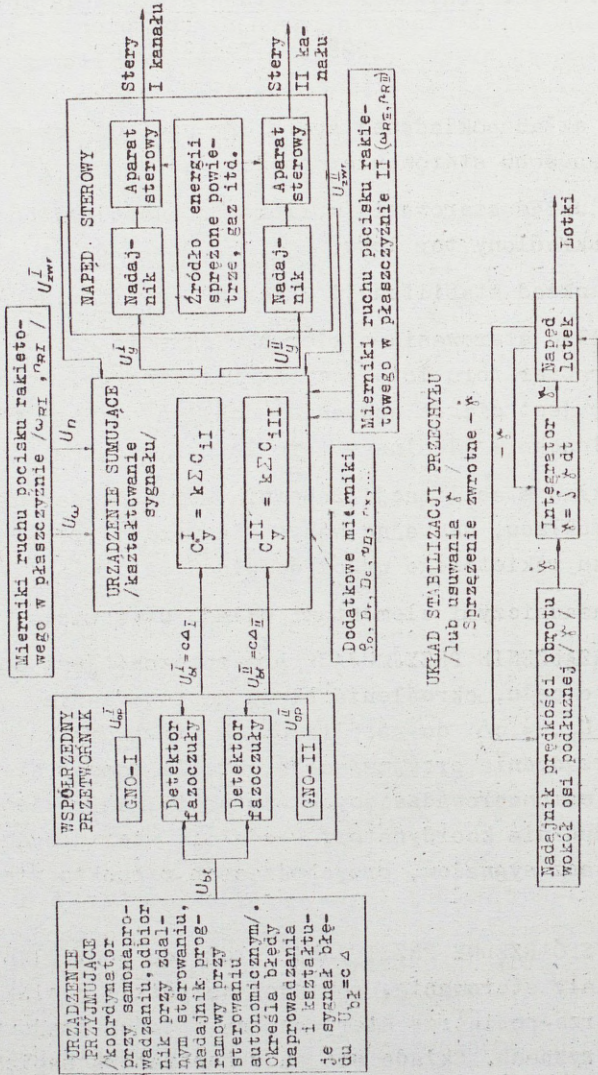
Układ stabilizacji zapewnia normalne warunki pracy zasadniczego układu, usuwając wszystkie możliwe, przypadkowe wahania pocisku raketowego wokół dowolnej osi.

Zasadniczymi elementami układu sterowania w kierunku są:

URZĄDZENIE PRZYJMUJĄCE przeznaczone jest do przyjęcia informacji o celu, określenia błędu naprowadzania i dania sygnału błędu $U_{bł} = c\Delta$ do współrzędnych przetwornika kanału sterowania. Typ urządzenia przyjmującego określa sposób sterowania. Na przykład w samonaprowadzających się pociskach raketowych rolę odbiornika spełnia koordynator, w zdalnie sterowanych - odbiornik-odczytywacz sygnałów, przychodzących z punktu sterowania /dowodzenia/.

WSPÓLRZĘDNY PRZETWORNIK służy do podzielenia sygnału błędu na kanały sterowania, ponieważ wszystkie pociski raketowe klasy powietrze-powietrze sterowane są w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach. Składa się on z generatora napięć oporowych i detektora fazoczułego. Na detektor fazoczuły przychodzi sygnał błędu i napięcie oporowe, następuje ich porównanie i wydziele - nie sygnału błędu na kanały sterowania.

UKŁAD STEROWANIA W KIERUNKU /ciągłe usuwanie odchylen pocisku rakietowego od toru naprowadzania/



Rys. 1.9. Schemat ideowy układu sterowania pociskiem rakietowym

MIERNIKI PARAMETRÓW RUCHU POCISKU RAKIETOWEGO /nadajnik normalnego przeciążenia, nadajnik ciśnienia prędkości, nadajnik kątovej prędkości lotu pocisku raketowego itd./ służą dla polepszenia jakości naprowadzania pocisku raketowego na cel.

URZĄDZENIE SUMUJĄCE /blok kształtowania sygnału sterowania/ przeznaczone jest dla algebraicznego sumowania wszystkich sygnałów, uczestniczących w sterowaniu pociskiem raketowym i wypracowaniu sygnału sterowania na dwa kanały, które następnie podawane są na napęd sterowy.

NAPĘD STEROWY służy do odchylenia sterów i składa się z odbiornika sygnału sterowania, aparatów sterowych i układu ciągów dla połączenia ze sterami.

ELEMENTY SPRZĘŻENIA ZWROTNEGO stosuje się do przekazania sygnału sprzężenia zwrotnego od urządzenia wykonawczego do zadającego. Sygnał ten charakteryzuje wielkość i kierunek odchylenia urządzenia wykonawczego od położenia wyjściowego /zero -wego/. Sygnał jest przekazywany do urządzenia sumującego ze znakiem odwrotnym do sygnału sterowania. Sprzężenie zwrotne w sposób istotny polepsza lot pocisku raketowego po torze określonym metodą naprowadzania.

Oprócz tego aparatura sterowania posiada różne przetworniki, wzmacniacze, urządzenia tłumiące, urządzenia sumujące itd.

Działania aparatury pokładowej pocisku raketowego określa się RÓWNANIEM PRACY UKŁADU STEROWANIA. Równanie to charakteryzuje związek między kątem wychylenia steru δ i parametrami ruchu pocisku raketowego. Równaniem tym opisuje się te fizyczne procesy, które zachodzą w układzie sterowania podczas wypracowania sygnału sterowania oraz w kanale sterowym.

Ogólne równanie pracy układu sterowania posiada następującą postać:

$$\delta = A_1 \omega_D + A_2 \omega_R + A_3 \psi + A_4 \alpha_n + A_5 \beta_{sl} + A_6 n_r + \dots + \delta_0, \quad /1.2/$$

gdzie: δ, δ_0 - kąty wychylenia steru, bieżące i przy zerowym sygnale sterowania;

A_1, A_2, \dots, A_i - operatory charakteryzujące parametry ruchu pocisku raketowego podczas kształtowania sygnałów sterowania odpowiednio do metody naprowadzania i uwzględniające konkretne charakterystyki układu sterowania i napędów sterowych.

Na przykład aby wychylić ster proporcjonalnie do katowej prędkości linii odległości ω_D , trzeba zmierzyć jej wielkość. Miernik ω_D posiada swoje dynamiczne charakterystyki i daje sygnał w postaci napięcia z pewnym opóźnieniem i zniekształceniem. Sygnał jest przekazywany na filtry, które również zniekształcają go. Sygnał modyfikuje się również i w aparaturze sterowej, która posiada pewną bezwładność. W ostatecznym rachunku stery wychylają się o kąt δ' , który nie jest dokładnie proporcjonalny do ω_D . Aby dokładnie rozwiązać zadanie, wprowadza się operator A_i , który uwzględnia wszystkie przekształcenia sygnału.

Dla każdego typu pocisków raketowych konkretyzuje się równanie. Na przykład dla pocisków raketowych naprowadzanych po torze zbliżania równoległego, równanie /1.2/ przedstawia się w postaci:

$$\delta = A_1 \omega_D + A_2 \omega_R,$$

a ponieważ równanie związku w tym wypadku jest równe:

$$\omega_R = K \omega_D,$$

to równanie pracy układu sterowania posiada postać:

$$\delta = A' / \omega_R - K \omega_D /.$$

Podczas wypracowywania sygnału sterowania, oprócz zasadniczego sygnału charakterystycznego dla metody naprowadzania, do niego włącza się także sygnały polepszające proces naprowadzania. Jeżeli na przykład skrzydła i stery pocisku raketowego nie zapewniają stateczności aerodynamicznej pocisku po torze, to do sygnału sterowania włącza się sygnał od nadajnika przyspieszeń liniowych. Aby środek ciężkości pocisku raketowego posiadał mniejsze wahania, do sygnału sterowania włącza się sygnał proporcjonalny do boczno przyspieszenia pocisku raketowego itd.

1.2.1.3. Energobalistyczne charakterystyki ruchu kierowanych pocisków raketowych i ich wykorzystanie w czasie oceny możliwych warunków zastosowania bojowego

Dla rozwiązania zadania sterowania odpaleniem pocisku raketowego, a także podczas oceny możliwych warunków zastosowania bojowego potrzebna jest znajomość charakterystyk energobalistycznych pocisków raketowych. Zasadniczymi z nich są: prędkość lotu pocisku raketowego, odległość lotu, maksymalny czas kierowanego lotu i rozporządzalne przeciążenie pocisku raketowego. Wszystkie te charakterystyki możemy otrzymać drogą obliczeń lub doświadczeń. Obliczeniowy sposób oparty jest na całkowaniu różniczkowych równań ruchu pocisku raketowego, które w ogólnym wypadku określamy:

- równaniami ruchu środka ciężkości pocisku raketowego;
- równaniami ruchu wokół środka ciężkości;
- równaniami pracy układu sterowania.

Dla potrzeb zastosowania bojowego układ ten rozwiązujemy na elektronowych maszynach cyfrowych, gdzie określa się wszystkie charakterystyki lotu pocisku raketowego po torze naprowadzania.

$$\frac{Q}{g} \cdot \frac{dv_R}{dt} = P \cos \alpha_R - P_x ,$$

skąd

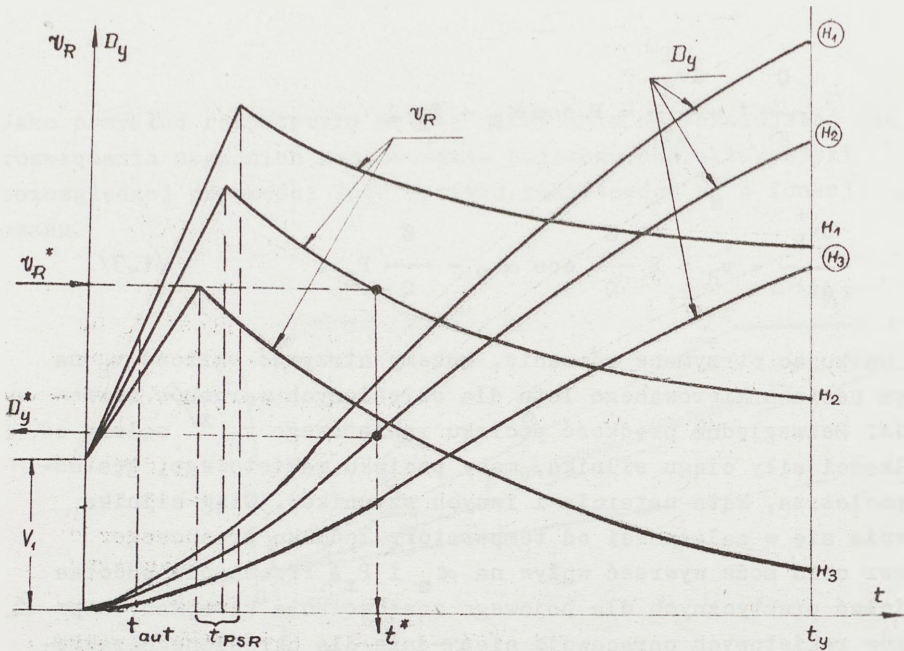
$$\frac{dv_R}{dt} = \dot{v}_R = P \frac{g}{Q} \cos \alpha_R - \frac{g}{Q} P_x . \quad /1.3/$$

Całkując otrzymane równanie, możemy otrzymać wartość v_R na całym odcinku kierowanego lotu dla określonych warunków strzelania. Bezwzględna prędkość pocisku raketowego $v_R^{x/}$ zależy od wielkości siły ciągu silnika, masy pocisku raketowego, gęstości powietrza, kąta natarcia i innych czynników. Ciąg silnika zmienia się w zależności od temperatury ładunku prochowego. Manewr celu może wywrzeć wpływ na α_n i P_x . Przeważnie podczas obliczeń praktycznych dla bojowego zastosowania kierowanych pocisków raketowych opracowuje się średnie dla określonego zakresu temperatur ładunku prochowego, przeciążenie pocisku raketowego $^{xx/}$ i prędkości samolotu strzelającego V_1 , wykresy zależności $v_R/t/$ dla danego typu pocisku raketowego, płaszczyzny strzelania i wybranego manewru celu. Ideowy wykres $v_R/t/$ dla różnych wysokości lotu pokazany jest na rys. 1.11, gdzie podane są również krzywe $D_y/t/$ - odległości lotu pocisku raketowego względem powietrza lub wyprzedzonej odległości, określonej ze wzoru :

$$D_y = \int_0^t v_R dt . \quad /1.4/$$

^{x/} Dla skrócenia v_R w dalszym materiale nazywać będziemy prędkością lotu pocisku raketowego.

^{xx/} W obliczeniach przyjmuje się przeciążenie pocisku raketowego równe trzy.



Rys. 1.11. Wykres zależności $v_R/t, H/$ i $D_y/t, H/$

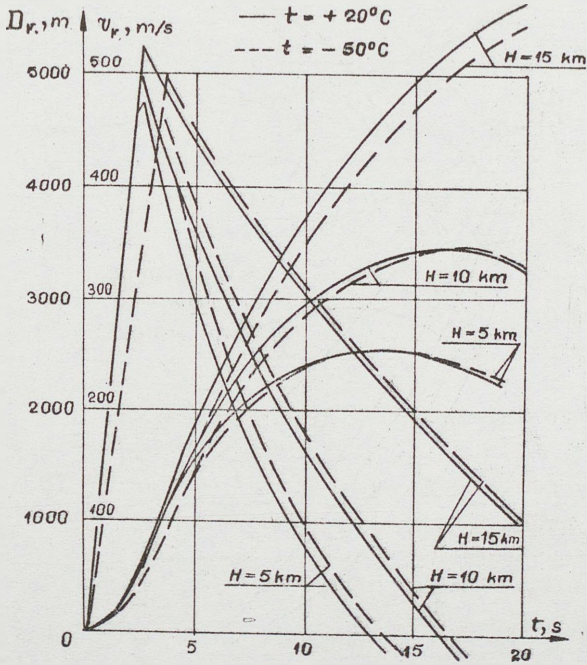
Bardzo często wygodnie jest posługiwać się pojęciem względnej prędkości lotu pocisku raketowego v_r . Przez pojęcie tej prędkości rozumie się prędkość lotu pocisku raketowego względem układu współrzędnych, poruszającego się równomiernie i prostolinijnie z prędkością, jaką posiadał samolot strzelający w momencie odpalenia:

$$v_r \approx v_R - V_1 \quad /1.5/$$

Aby prześledzić zależność wielkości v_r od temperatury okrążającego powietrza i prędkości lotu samolotu strzelającego V_1 , rozpatrzmy rys.1.12,a i 1.12,b.

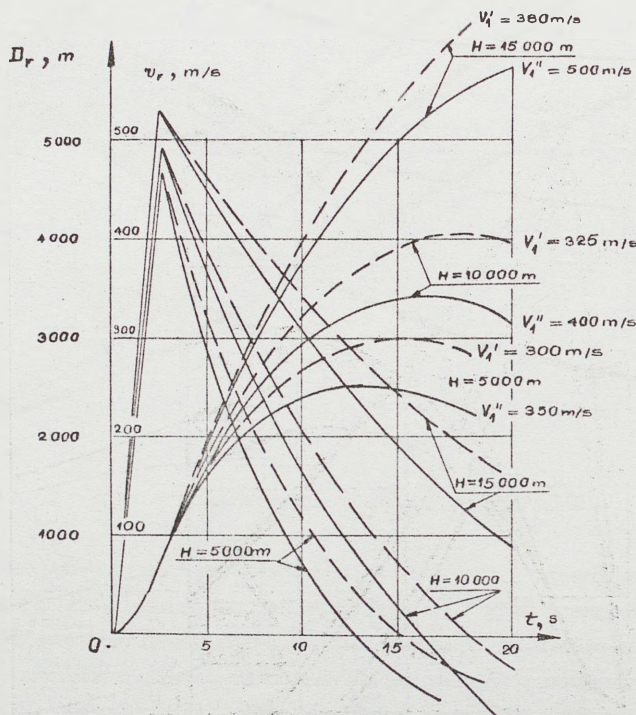
Na rys.1.12,a pokazany jest wykres względnej prędkości lotu pocisku raketowego typu R-3S dla temperatur $+20^{\circ}\text{C}$ /linie ciągłe/ i -50°C /linie przerywane/. Jak wynika z rysunku, zmiana v_r

dla różnych temperatur nie jest duża i wypośrodkowanie jej w pełni do przyjęcia.



Rys. 1.12,a. Zmiana v_r w zależności od t

Wpływ prędkości lotu samolotu strzelającego V_1 na wielkość v_r jest bardziej istotny /rys.1.12,b/. Różnica Δv_r w wielkości podczas strzelania na różnych prędkościach V_1 w końcu kierowanego lotu osiąga wartość 25 - 35 m/s, a dla dużej różnicy $V_1' - V_1''$ zwiększa się. Jest to skutkiem wpływu siły oporu powietrza na lot pocisku raketowego dla różnych v_r .

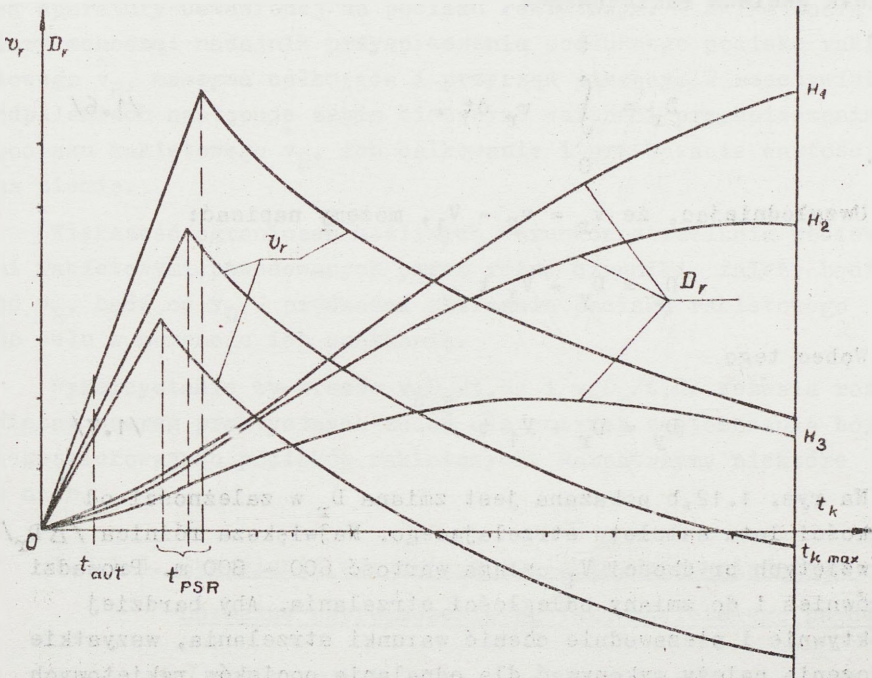


Rys. 1.12, b. Zmiana v_r w zależności od V_1

Na rys. 1.12, c podane są wypośrodkowane wykresy $v_r/t/$ dla różnych wysokości lotu $x/$. Jak wynika z tego rysunku, krzywe

$x/$ Należy zaznaczyć, że całkowanie równania dla \dot{v}_R i określenie $v_R/t/$ następuje dla prędkości charakterystycznej V_1^x , wszystkie wykresy $v_R/t/$ i $v_r/t/$ będą prawdziwe dla prędkości lotu V_1^x i zbliżonej do niej $|\Delta V_1| \approx 100 \text{ m/s}$. Wobec tego wzór /ciąg dalszy na s.53/

v_r zaczynają się od zera i z zasady charakteryzują energetyczne możliwości stanowiska silnikowego, a na odcinku $t > t_{SPR}$ - wpływ aerodynamicznych właściwości pocisku raketowego na jego prędkość lotu.



Rys.1.12,c. Wykres zależności $v_r/t, H/$ i $D_r/t, H/$

/ciąg dalszy ze s.52/ $v_r/t/ = v_R/t/ - V_1$, na podstawie którego przebudowane były wykresy $v_r/t/$ jest również prawdziwy dla prędkości lotu samolotu myśliwskiego, zbliżonych do charakterystycznych. Będzie błędem przyjmowanie $v_r/t/$ równej prędkości pocisku raketowego podczas strzelania ze stanowiska nieruchomego.

Na tych samych rysunkach podane są krzywe D_r/t - względnej odległości / odległości od pocisku raketowego do samolotu strzelającego, z założeniem, że samolot po odpaleniu kontynuuje lot za odpalonym pociskiem z tą samą prędkością / w funkcji czasu lotu pocisku raketowego:

$$D_r = \int_0^t v_r dt . \quad /1.6/$$

Uwzględniając, że $v_r = v_R - V_1$, możemy napisać:

$$D_r = D_y - V_1 t .$$

Wobec tego

$$D_y = D_r + V_1 t . \quad /1.7/$$

Na rys. 1.12,b pokazana jest zmiana D_r w zależności od prędkości lotu samolotu strzelającego. Największa różnica ΔD_r dla wziętych prędkości V_1 osiąga wartość 600 - 800 m. Prowadzi to również i do zmiany odległości strzelania. Aby bardziej obiektywnie i niezawodnie ocenić warunki strzelania, wszystkie obliczenia należy wykonywać dla odpalania pocisków raketowych stosując V_1 , zbliżoną do maksymalnej dla danych warunków. Jednak uwzględniając, że na każdej wysokości odpalenie pocisków raketowych wykonuje się w stosunkowo niedużym zakresie prędkości V_1 , to często krzywe na wykresach wypośrodkowuje się dla środka możliwego zakresu, pomijając możliwe błędy w odległości strzelania. Należy mieć przy tym na uwadze, że podczas obliczeń na podstawie wypośrodkowanych krzywych v_r i D_r faktycznie maksymalne odległości strzelania podczas lotu na prędkościach V_1 , zbliżonych do $V_{1 \max}$, będą nieco mniejsze. W czasie konstruowania wyliczników systemów celowniczych powinien być uwzględniony wpływ V_1 na D_{strz} .

Wykresy $v_R/t/$ przeważnie podawane są w opisie technicznym pocisku raketowego. Przebudowując je, możemy otrzymać wykresy $v_R/t/$, a wobec tego i $D_R/t/$.

Wielkość $v_R/t/$ często określa się eksperymentalnie za pomocą aparatury ustawionej na pocisku raketowym. W skład aparatury wchodzi: nadajnik przyspieszenia podłużnego pocisku raketowego \dot{v}_R , maszyna całkująca i przyrząd piszący. W rzeczywistych odpaleniach następują zapis bieżących wartości przyspieszenia pocisku raketowego v_R , ich całkowanie i przekazanie wartości na ziemię.

Większość ograniczeń możliwych warunków strzelania pociskami raketowymi, powodowanych przez różne czynniki, zależy bądź od v_R , bądź od v_D - prędkości zbliżenia pocisku raketowego do celu w momencie ich spotkania.

Wykorzystanie wykresów $v_R D_y/t, H/$ i $v_R D_R/t, H/$ zezwala rozwiązać szereg praktycznych zadań dla potrzeb zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych. Rozpatrzmy niektóre z nich.

1.2.1.4. Określanie wyrunków strzelania, zapewniających normalne naprowadzenie pocisku raketowego na cel

Manewrowe właściwości pocisku raketowego, charakteryzujące jego zdolność zmiany kierunku ruchu, jak było już podane, określa się przeciążeniem rozporządzalnym w danych warunkach lotu.

Podczas lotu do celu przeciążenie rozporządzalne będzie minimalne na początku kierowanego lotu na odcinku aktywnym i przy spotkaniu z celem - na pasywnym odcinku toru lotu. Dla zapewnienia dostatecznego przeciążenia rozporządzalnego w momencie włączenia aparatury sterowania wprowadza się autonomiczny odcinek lotu, a także ogranicza się minimalną prędkość lotu samolotu myśliwskiego w momencie odpalenia, na przykład dla odpalenia pocisków raketowych typu R-3s z samolotu myśliwskiego typu

MiG-21 do celu powietrznego $M \geq 0,8$. Wymaganie to podane jest w instrukcji wykonywania lotów na konkretnym samolocie. Najtrudniejszym odcinkiem lotu pocisku raketowego na torze naprowadzania będzie odcinek przy celu.

Dla zapewnienia koniecznej dokładności naprowadzania pocisk raketowy przy celu powinien mieć przeciążenie rozporządzalne nie mniejsze od określonej wielkości, nazywanej graniczną i oznaczanej n_r^* . Graniczne przeciążenie n_r^* określa się dla każdego typu pocisku raketowego drogą obliczeń aerodynamicznych w zależności od warunków strzelania i manewru celu. Dla celu niemanewrującego n_r^* waha się w granicach od 2,5 - 3 do 5 - 6. Jednak dla obliczeń praktycznych przyjmuje się, że podczas strzelania w tylnej półsferyze celu wartość n_r^* możemy przyjąć w przybliżeniu równą trzy /2,5 - 3/, a w przedniej - pięć /4 - 5/.

Podczas strzelania do celu manewrującego dla normalnego sterowania pociskiem raketowym ogólne przeciążenie rozporządzalne nie powinno być większe od przeciążenia celu w czasie jego manewru.

Aby pocisk raketowy przy celu miał potrzebne przeciążenie $n_r \geq n_r^*$, prędkość jego lotu powinna być nie mniejsza od w pełni określonej wielkości v_R^* , którą nazywać będziemy minimalną wartością graniczną. Prędkość ta może być łatwo określona z wykresów n_r/M , podanych na rys. 1.7. Znając kierunek ataku i wysokość lotu z wykresu n_r/M , określamy wielkość M^* i następnie v_R^* :

$$v_R^* = M^* a ,$$

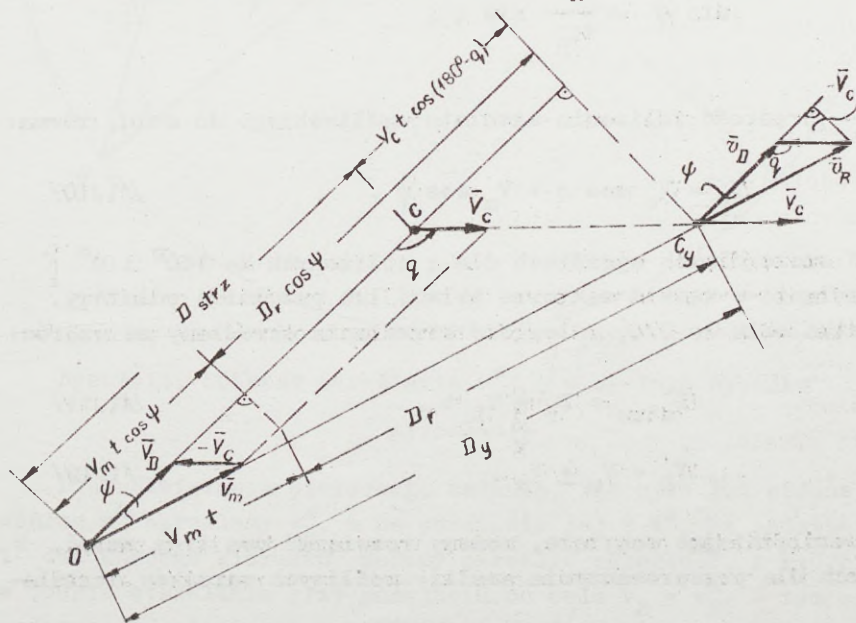
gdzie a - prędkość dźwięku na danej wysokości lotu.

Wielkość v_R możemy obliczyć również ze znanego wzoru aerodynamicznego :

$$v_R^* = \sqrt{\frac{2 n_r^* Q}{\rho C_y \alpha_{\max}} \cdot \frac{Q}{S}} , \quad /1.8/$$

- gdzie: $\frac{Q}{S}$ - obciążenie na skrzydło pocisku raketowego, kg/m^2 ;
- C_y^{α} - pochodna wartości współczynnika siły nośnej C_y od kąta natarcia α_n ;
- α_{\max} - maksymalny kąt natarcia skrzydła.

Ze wzoru /1.8/ wynika, że dla danej wysokości lotu prędkość $v_R^{\#}$ możemy przyjmować jako wielkość stałą, wobec tego odpowiadać jej będzie w pełni określony czas kierowanego lotu $t_k^{\#}$, który może być ustalony na podstawie wykresu $v_R/t, H/$ /rys.1.11/.



Rys. 1.13. Schemat strzelania samonaprowadzającym się pociskiem raketowym

Na rys. 1.13 podany jest schemat strzelania pociskiem raketowym naprowadzającym na cel niemanewrujący metodą zbliżania równoległego.

Na podstawie schematu lotu pocisku raketowego możemy na -
pisać wzór dla określania odległości strzelania:

$$D_{\text{strz}} = D_r \cos \psi + V_D t, \quad /1.9/$$

lub

$$D_{\text{strz}} = D_y \cos \psi + V_c t \cos q, \quad /1.9,a/$$

gdzie ψ określamy równaniem związku metody naprowadzania

$$\sin \psi = \frac{V_c}{V_R} \sin q,$$

a V_D - prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu, równa:

$$V_D = V_c \cos q + V_m \cos \psi. \quad /1.10/$$

W szczególnych wypadkach dla q zbliżonych do 180° i 0°
/strzelanie w wąskim sektorze tylnej lub przedniej półsfery,
sylwetka celu do $2/4$, odległość strzelania określamy ze wzorów:

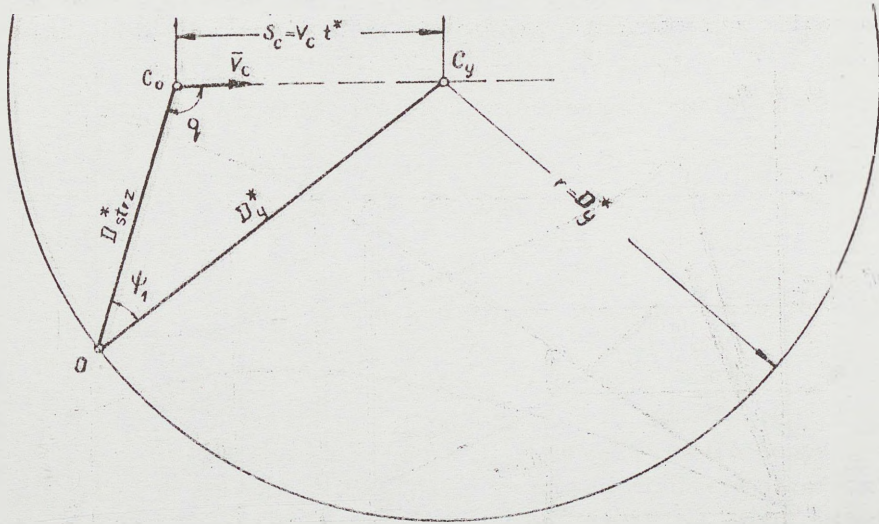
$$D_{\text{strz}} = D_r + V_D t, \quad /1.11/$$

$$V_D = V_m \pm V_c. \quad /1.12/$$

Uwzględniając powyższe, możemy rozwiązać dwa typy zadań,
ważnych dla przeprowadzenia analizy możliwych warunków strzela-
nia:

- dla nakazanych warunków walki powietrznej określić odleg-
łości strzelania, zapewniające normalne naprowadzenie pocisku
raketowego na cel $/n_r \geq n_r^*/$;

- dla nakazanych warunków strzelania $/H, V_m, V_c, q/$ i odległości odpalenia pocisku raketowego D_{strz} ustalić, czy rozporządzone przeciążenie pocisku raketowego zapewni normalne naprowadzenie jego na cel $/n_r \geq n_r^*/$.

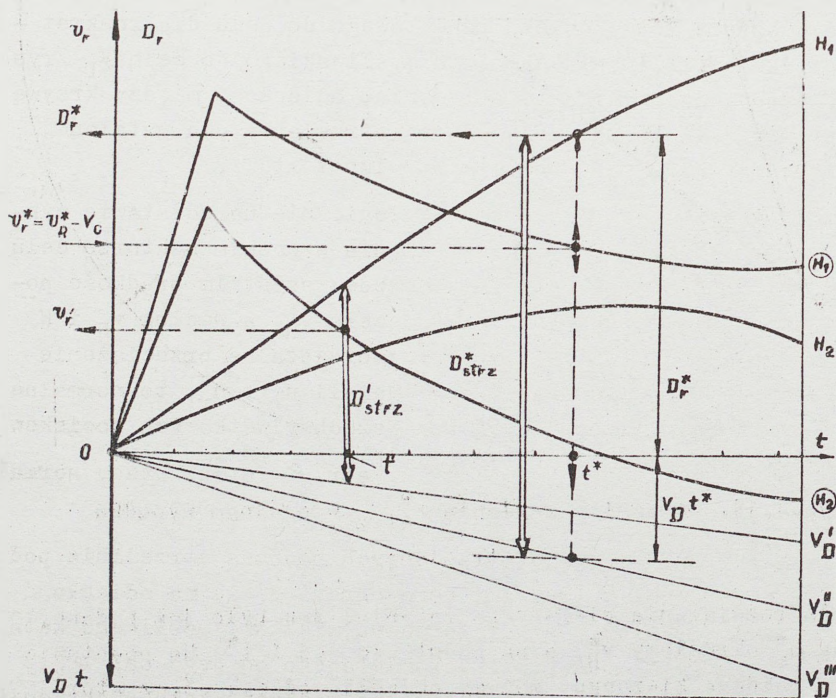


Rys. 1.14. Schemat określania D_{strz}^* w ogólnym wypadku strzelania

Dla rozwiązania pierwszego zadania, jak było już podane, według n_r^* określamy v_R^* , a na podstawie jej i t^* . Na podstawie t^* dla każdego kierunku możemy określić odległość, z której w czasie strzelania przy podejściu do celu $v_R = v_R^*$. W tym celu podczas strzelania wszechsylwetkowymi $x/$ pociskami raketowymi trzeba zbudować schemat, pokazany na rys. 1.14. Cel - w punkcie

$x/$ Przez pojęcie "wszechsylwetkowy pocisk raketowy" należy rozumieć pocisk raketowy, który może być odpalany pod różnymi sylwetkami celu /pod różnymi kursowymi kątami celu/.

$C_0, C_0 C_y$ - droga celu w czasie t^* . Wciężcie na linii odległości, przeprowadzonej pod kątem q wykonuje się promieniem równym D_y^* . D_y^* określamy z wykresu $D_y/t, H/$. Odległość OC_0 - szukana odległość strzelania D_{strz}^* . Podczas strzelania z dużych odległości przy podejściu do celu $v_R < v_R^*$, a wobec tego $n_r < n_r^*$ i tym samym pocisk raketowy nie będzie normalnie naprowadzony na cel.



Rys. 1.15. Schemat określania D_{strz}^* podczas strzelania w wąskim sektorze

W czasie strzelania w wąskim sektorze tylnej /przedniej/ półsfery celu zadanie określenia D_{strz}^* rozwiązuje się znacznie prościej z wykresów $v_r/t, H/$ i $D_r/t, H/$. W tym celu /rys.1.15/ według wartości granicznej v_R^* określamy $v_r^* = v_R^* - V_m$, następnie

z podanych wykresów określamy t^* i D_r^* , po tym obliczamy D_{strz}^* :

$$D_{strz}^* = D_r^* + V_D t^*.$$

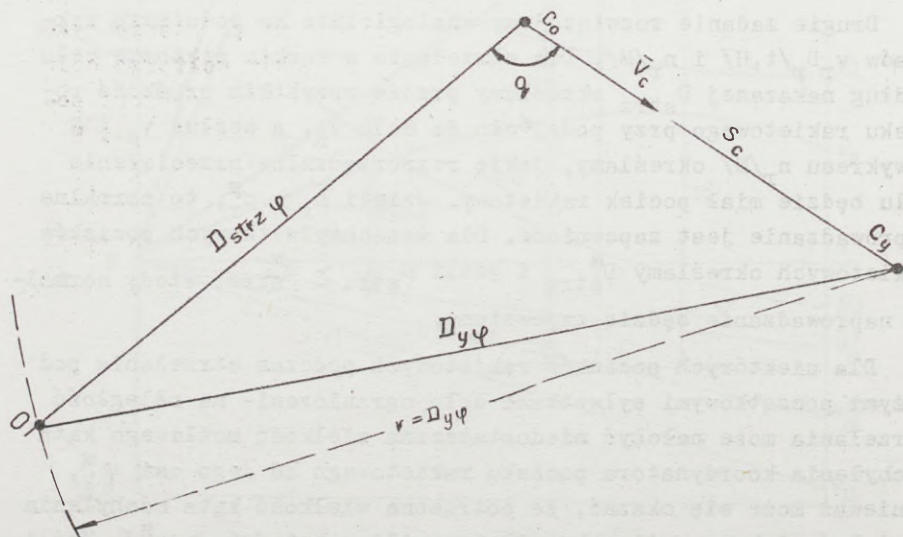
Dla wygody rozwiązywania zadań praktycznych podczas strzelania w wąskim sektorze tylnej /przedniej/ półsfery celu wykresy $v_r D_r / t, H /$ uzupełniamy liniami zmiany drogi samolotu myśliwskiego w czasie lotu pocisku raketowego do celu dla konkretnych prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D /rys. 1.15/. Wtedy, jak wynika to z rysunku, odległość między krzywą D_r i prostą $V_D t$ będzie odległością strzelania dla ustalonej wartości czasu kierowanego lotu / t^* lub t itd./.

Drugie zadanie rozwiązujemy analogicznie na podstawie wykresów $v_r D_r / t, H /$ i $n_r / M /$. Dla strzelania w wąskim sektorze celu według nakazanej D_{strz} określamy przede wszystkim prędkość pocisku raketowego przy podejściu do celu v_R , a według v_R i H z wykresu $n_r / M /$ określamy, jakie rozporządzenie przeciążenie celu będzie miał pocisk raketowy. Jeżeli $n_r > n_r^*$, to normalne naprowadzanie jest zapewnione. Dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych określamy D_{strz}^* i jeśli $D_{strz} > D_{strz}^*$, wtedy normalne naprowadzanie będzie zapewnione.

Dla niektórych pocisków raketowych podczas strzelania pod dużymi początkowymi sylwetkami celu ograniczenie na odległość strzelania może nałożyć niedostateczna wielkość możliwego kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego od jego osi ψ_k^* , ponieważ może się okazać, że potrzebna wielkość kąta odchylenia musi być większa, niż maksymalnie możliwy kąt / $\psi_k > \psi_k^*$ /. Możliwość nadania koordynatorowi kąta ψ_k zapewnia się drogą ustalenia określonej prędkości lotu pocisku raketowego przy celu v_R .

Potrzebną dla zbudowania wymaganego kąta ψ_k^* prędkość $v_{R\psi}$ podczas lotu pocisku raketowego po torze zbliżania równoległego możemy określić na podstawie równania związku /1.1/.

Mając $v_{R\psi}$ dla określonych warunków strzelania, poprzednio rozpatrzonymi metodami możemy określić $D_{y\psi}$, a na podstawie $D_{y\psi}$ i $D_{strz\psi}$, z której można wykonywać strzelanie, nie obawiając się ograniczeń według ψ_k^x /rys.1.16/. Szukaną odległość możemy również określić na podstawie wzoru /1.9/ lub /1.9,a/, lecz wówczas wstępnie określamy dane wyjściowe: $D_{r\psi}$ i t_ψ /z wykresu $v_r D_r / t, H$ /, wiedząc, że $v_{r\psi} = v_{R\psi} - V_1$, kąt wyprzedzenia ψ / $\sin \psi = \frac{V_c}{v_r \text{ śr} + V_m} \sin \alpha$, gdzie $v_r \text{ śr} = \frac{D_{r\psi}}{t_\psi}$ / i prędkość zbliżania V_D /patrz wzór 1.10/.



Rys. 1.16. Schemat określania $D_{strz\psi}^x$

Na podstawie danych wyjściowych ze wzoru /1.9/ określamy $D_{strz\psi}$. Dla wykorzystania wzoru /1.9,a/ określamy $D_{y\psi}$, t_ψ , $v_{R\psi}$, ψ itd.

Za pomocą wykresów $v_{Ry}^D/t, H/$ i $v_{Rr}^D/t, H/$ rozwiązujemy również inne zadania oceny możliwych warunków strzelania.

1.2.1.5. Kinematyczne charakterystyki ruchu kierowanych pocisków raketowych i ich wykorzystanie w czasie oceny możliwych warunków zastosowania bojowego

Rzeczywisty ruch kierowanego pocisku raketowego jest ruchem złożonym. Z reguły można go podzielić na dwa : ruch po idealnym /kinematycznym/ torze, określany równaniem związku i wahań /fluktuacja/ pocisku raketowego względem toru idealnego, które spowodowane są zewnętrznymi zaburzeniami i szumami w aparaturze sterowania.

Dla potrzeb zastosowania bojowego pocisków raketowych trzeba znać parametry ruchu pocisku raketowego po torze kinematycznym:

- prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu v_D / lub prędkość zmiany odległości/ pocisk raketowy - cel/ $D = -v_D/$;
- prędkość zmiany kursowego kąta celu $-\dot{q}$;
- potrzebne do lotu po torze kinematycznym przeciążenie pocisku raketowego n_k .

Dla określenia podanych parametrów rozpatrzmy rys. 1.17, na podstawie którego można napisać następujące równania:

- bieżące wartości prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu w wypadku ogólnym:

$$v_D = v_c \cos q_k + v_R \cos \psi_R ; \quad /1.13/$$

- dla zbliżania po torze zbliżania równoległego:

$$v_D = \sqrt{v_R^2 + v_c^2 + 2 v_c v_R \cos /q_k + \psi_R/}; \quad /1.14/$$

- kątowna prędkość linii odległości w wypadku ogólnym:

$$\omega_D = \frac{V_p}{D} = \frac{V_c \sin q \pm v_R \sin \psi_R}{D}, \quad /1,15/$$

gdzie znak plus bierzemy przy ujemnym, a minus - przy dodatnim wyprzedzeniu,

- zmiana kursowego kąta celu:

$$\left. \begin{aligned} \dot{q} &= \omega_D \pm \omega_c, \\ \omega_c &= \frac{n_{jc} g}{V_c}, \end{aligned} \right\} \quad /1.16/$$

gdzie znak plus i minus zależą od kierunku manewru celu /plus - od pocisku raketowego, minus - na niego/.

Kinematyczne równanie zamyka się równaniem związku. Dla naprowadzania po torze zbliżania równoległego równanie związku ma postać :

$$\omega_D = 0.$$

Wobec tego mamy znane już stosunki:

$$\sin \psi_R = \frac{V_c}{v_R} \sin q,$$

$$\dot{q} = \omega_c,$$

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

Po określeniu całkowitej pochodnej $\frac{d\psi}{dt} = \dot{\psi}_R$, różniczkując to wyrażenie, możemy otrzymać równanie dla określania potrzebnych dla lotu po torze zbliżania równoległego kątownej prędkości

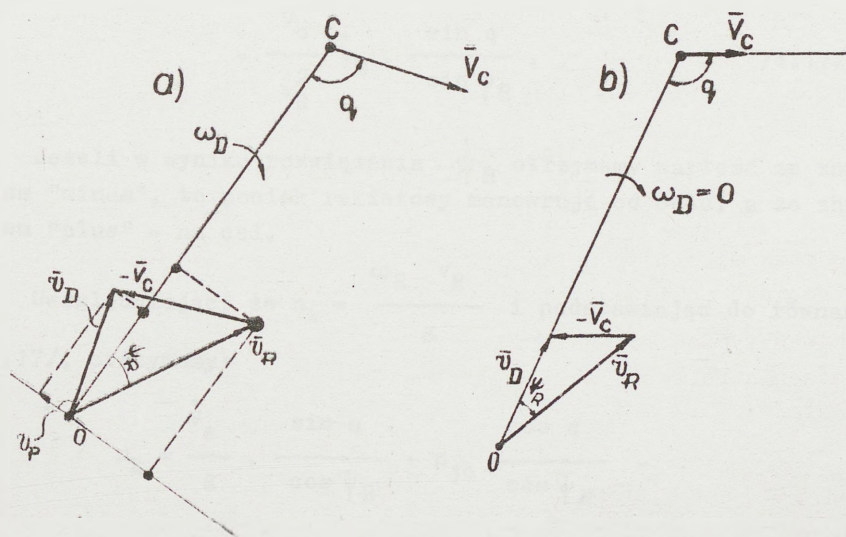


Рис. 1.17. Схемат определения характеристик кинематических полетов ракеты:
а - общий случай;
б - полет по траектории сближения параллельной

lotu pocisku raketowego i przeciążenia kinematycznego:

$$\omega_R = \dot{\psi}_R = \frac{\dot{V}_c}{v_R} \cdot \frac{\sin q}{\sin \psi_R} + \frac{V_c}{v_R} \cdot \frac{\cos q}{\cos \psi_R} \omega_c - \frac{V_c}{v_R^2} \dot{v}_R \cdot \frac{\sin q}{\sin \psi_R} \quad /1.17/$$

Jeżeli w wyniku rozwiązania $\dot{\psi}_R$ otrzymamy wartość ze znakiem "minus", to pocisk raketowy manewruje od celu, a ze znakiem "plus" - na cel.

Uwzględniając, że $n_k = \frac{\omega_R v_R}{g}$ i podstawiając do równania /1.17/, otrzymamy:

$$n_k = \frac{\dot{V}_c}{g} \cdot \frac{\sin q}{\cos \psi_R} + n_{jc} \frac{\cos q}{\cos \psi_R} - \frac{\dot{v}_R}{g} \operatorname{tg} \psi_R \quad /1.18/$$

PIERWSZY SKŁADNIK Δn_1 pokazuje wpływ podłużnego przyspieszenia celu \dot{V}_c /lub podłużnego przeciążenia celu $n_{xc} = \dot{V}_c / g$ / na ruch pocisku raketowego. Liniowe przyspieszenie współczesnych celów nie jest duże, dla samolotu bombowego wynosi ono około $1,5 \text{ m/s}^2$, dla samolotów myśliwskich - do 5 m/s^2 . Maksymalną wartość otrzymujemy dla $q = 90^\circ$, a dla $q = 0^\circ$ i 180° równe zeru. Potrzebne przeciążenie pocisku raketowego, konieczne dla zrównoważenia n_{xc} , nawet w samym niesprzyjającym wypadku jest nie duże /około jedności/. Wobec tego cel przez zmianę \dot{V}_c nie może zerwać naprowadzania pocisku raketowego $/n_1 \ll n_r/$.

DRUGI SKŁADNIK Δn_2 charakteryzuje wpływ manewru celu w kierunku $/n_{jc}/$. Dla $q = 90^\circ$ wynosi zero i osiąga maksimum dla $q = 0^\circ$ lub 180° $/n_{jc} \max = 5 - 6/$. Ponieważ w tych warunkach pierwszy i trzeci składnik równy jest zero, to występowanie intensywnego manewru celu nie jest w stanie stworzyć pociskowi raketowemu przeciążenia większego od rozporządzalnego $\Delta n_2 < n_r/$, które w znacznym stopniu przewyższa przeciążenie celu.

TRZECI SKŁADNIK Δn_3 określa wpływ podłużnego przyspieszenia pocisku raketowego v_R na wielkość potrzebnego przeciążenia kinematycznego. Wykrzywienie toru następuje zarówno kosztem raportowego wzrostu prędkości na odcinku aktywnym /zmienia się potrzebny dla zbliżania równoległego kąt wyprzedzenia

$$\sin \psi_R = \frac{v_c}{v_R} \sin q /,$$

jak i zmniejszenia v_R podczas lotu bezwładnościowego na pasywnym odcinku toru. Dla $q = 0^\circ$ i 180° Δn_3 zamienia się w zero i osiąga maksimum dla $q = 90^\circ$. Maksymalne przyspieszenie pocisku raketowego v_R występuje na odcinku rozpędzania i może osiągać wielkość $100 - 200 \text{ m/s}^2$. Dla zmniejszenia wpływu v_R we wszystkich pociskach raketowych klasy powietrze-powietrze wprowadzony jest autonomiczny odcinek lotu z zerowanymi sterami. Sprawia to, że do momentu włączenia układu sterowania zwiększa się przeciążenie rozporządzalne. Maksymalna wartość kątów ψ_R znajduje się w przedziale $15 - 25^\circ$. Potrzebny przyrost przeciążenia Δn_3 dochodzi do $3 - 5$. W wyniku tego trzeba wybierać takie warunki strzelania, w których potrzebne przeciążenie nie przekracza rozporządzalnego.

Ważnym czynnikiem, zmniejszającym potrzebne przeciążenie pocisków raketowych jest odpalenie ich z obliczonym kątem wyprzedzenia i z odległości, z których zdążą one usunąć możliwe błędy celowania.

Dla $0^\circ < q < 180^\circ$ składniki wzoru /1.8/ mogą się sumować algebraicznie i arytmetycznie, lecz oddzielne składowe w tych warunkach zawsze są znacznie mniejsze od swoich maksymalnych wartości, wielkość ich zależy od odcinka lotu pocisku raketowego. Jeśli w jednych rośnie, to w drugich maleje i ogólna suma nie przekracza największej wartości trzeciego składnika $\Delta n_3 \max$.

Nie biorąc powyższego pod uwagę, należy pamiętać, że manewr celu może w sposób istotny zmniejszyć skuteczność ataku. Może on być wykonany bądź w celu zerwania celowanego odpalenia pocisku raketowego, bądź w celu maksymalnego zmniejszenia skuteczności jego działania na cel po wykonanym strzale.

Dla zerwania celowanego odpalenia samolot bombowy przeciw - nika może wykonywać manewr w okresie, kiedy samolot myśliwski znajduje się na odległości przekraczającej odległość odpalenia.

W celu zmniejszenia dokładności strzelania manewr wykonuje się przed samym odpaleniem z obliczeniem stworzenia niesprzyjających warunków spotkania pocisku raketowego z celem. Wszystko to pilot samolotu myśliwskiego powinien uwzględniać w czasie zastosowania bojowego pocisków raketowych.

Znajomość charakterystyk kinematycznych kierowanych pocisków raketowych pozwala rozwiązać szereg praktycznych zadań zastosowania bojowego. Rozpatrzmy niektóre z nich.

1.2.1.5.1. Ocena możliwości zadziałania zapalnika pocisku raketowego

Wiadomo, że zapalniki pocisków raketowych zadziałują w określonym zakresie prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu, to znaczy przy każdym odpaleniu powinny być spełnione warunki $x/$:

 $x/$ Dokładniej o tym będzie mowa podczas rozpatrywania zadania sterowania wybuchem części bojowej pocisku raketowego.

$$v_D^* \min \leq v_D \leq v_D^* \max, \quad /1.19/$$

gdzie $v_D^* \min$ i $v_D^* \max$ - minimalna i maksymalna prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu, dla których zadziała zapalnik.

Jak wskazuje wzór /1.14/, prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu v_D zależy od v_R , V_C i kąta kursowego spotkania pocisku raketowego z celem q_k . Wobec tego w określonych warunkach strzelania / V_m , V_C , wysokość lotu H / pocisk raketowy powinien być odpalony z takiej odległości i pod takim kątem kursowym, dla których warunki spotkania będą spełniać nierówność /1.19/.

Podczas oceny możliwych warunków zastosowania bojowego pocisków raketowych potrzebne jest rozwiązanie dwóch zadań:

- dla określonych prędkości V_C i V_m i wysokości lotu celu H określić maksymalną /minimalną/ odległość, z której zaczyna zadziaływać zapalnik pocisku raketowego;

- podczas odpalenia pocisku raketowego z pewnej odległości określić, czy zapalnik zadziała, jeśli znana jest wysokość lotu celu H , a także prędkości V_C i V_m .

Rozwiązanie tych zadań zależy od tego, czy w wąskim sektorze wykonujemy strzelanie / pod $R_C = 0/4 - 2/4$ /, czy też pod dużymi początkowymi kursowymi kątami celu / $R_C > 2/4$ /. Najprostsze rozwiązanie będzie wtedy, gdy strzelanie wykonujemy w wąskim sektorze do celu niemanewrującego. W tym wypadku podczas rozwiązywania pierwszego zadania z wykresów $v_r/t, H/$ dla określonych warunków strzelania ustalamy czas lotu pocisku raketowego t^* , dla którego $v_D = v_D^* \min$ / $v_D = v_D^* \max$ /. W tym celu określamy względną prędkość lotu pocisku raketowego:

$$v_r^* \approx v_D^* \min - V_D,$$

dla której spełnia się warunek nierówności /1.19/.

Znając v_r^* i wykorzystując wykresy, jak podane jest na rys. 1.15, określamy t^* . Mając t^* na podstawie wzoru

$$D_{\text{strz}}^* = D_r^*/t^* + V_D t^*$$

obliczamy szukaną odległość strzelania /odpalenia/.

Jeżeli nakazana jest D_{strz} /zadanie drugie/, to rozwiązanie wykonujemy również za pomocą wykresów $D_r/t, H/$ i $v_r/t, H/$. Aby określić, czy zadziała zapalnik, przede wszystkim określamy czas lotu pocisku raketowego t'_1 , odpowiadający D'_{strz} dla określonej prędkości zbliżania V'_D /patrz rys. 1.15/. Dla otrzymanego czasu lotu określamy v'_r . Mając v'_r ze wzoru obliczamy prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu w momencie spotkania:

$$v'_D = v'_r + V'_D.$$

Jeżeli $v'_D \geq v_{D \text{ min}}^*$, wówczas zadziała zapalnik.

Podczas strzelania pociskami wszechsylwetkowymi $R_c > 2/4$ komplikuje się rozwiązanie zadań.

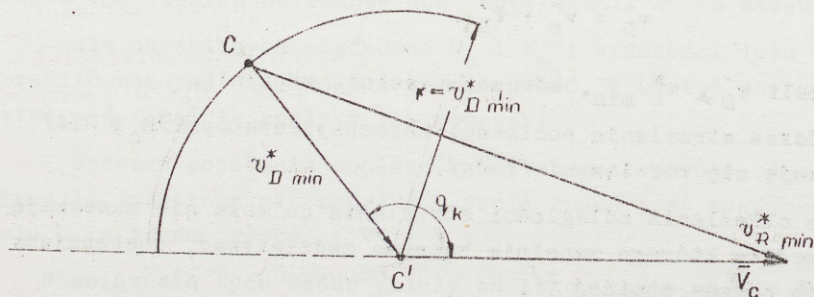
Dla określenia odległości strzelania do celu nie manewrującego, według którego zapalnik zaczyna zadziaływać, postępujemy w sposób podany poniżej ^{x/}.

Dla określonej $v_{D \text{ min}}^*$ / $v_{D \text{ max}}^*$ / i prędkości lotu celu v_c , spełniając warunek nierówności /1.19/ dla dowolnych kątów kursowych q_k , prędkość podejścia pocisku raketowego do celu v_R powinna być większa /mniejsza/ od ściśle określonej wartości $v_{R \text{ min}}^*$ / $v_{R \text{ max}}^*$ /.

^{x/}Zakłada się, że pocisk raketowy leci po torze zbliżania równoległego.

Wartość v_R^* min dla określonego q_k możemy określić według metody, podanej na rys. 1.18, lub na podstawie wzoru wynikającego z tego rysunku ^{x/}:

$$v_{R \min} = v_{D \min} \sqrt{1 + \left(\frac{v_c}{v_{D \min}} \right)^2 - 2 \frac{v_c}{v_{D \min}} \cos q} \quad /1.20/$$



Rys.1.18. Schemat określania v_R

Według wartości $v_R \min$, wykorzystując wykresy $v_R/t, H/$, $D_y/t, H/$, określamy graniczną wartość czasu kierowanego lotu pocisku raketowego, a następnie odległość wyprzedzoną D_y^* /patrz rys.1.11/ i drogę celu w czasie t^* :

$$S_c^* = v_c t^*$$

^{x/} Rozwiązanie zadania według określonej $v_R^* \max$ wykonujemy analogicznie do rozpatrywanego dla $v_R^* \min$.

Mając D_y^* i S_c^* , dla określenia D_{strz}^* dokonujemy budowy graficznej x/y analogicznie jak pokazano na rys. 1.16. Z punktu C_o /cel - początek współrzędnych/ przeprowadzamy promień pod określonym kątem kursowym $/q_o = q_k - \text{zbliżanie równoległe/}$, rysujemy drogę celu S_c . Z punktu C_y , jak ze środka, wykonujemy wcięcie promieniem D_y^* . Odległość OC_o będzie szukaną D_{strz}^* .

D_{strz}^* możemy również otrzymać ze wzoru /patrz rys.1.13/ $x/$:

$$D_{strz}^* = \sqrt{D_y^2 + /V_c t/2 + 2 D_y V_c t \cos /q + \psi/} . \quad /1.21/$$

Drugie zadanie podczas strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym rozwiązujemy identycznie do rozpatrzonego. Dla określonej D_{strz} i q początkowo obliczamy graniczne wartości D_{min}^* /według $v_{D_{min}}^*$ / i D_{max}^* /według $v_{D_{max}}^*$ /. Następnie określoną odległość porównujemy z otrzymaną, i jeśli spełnia warunek

$$D_{min}^* \leq D_{strz} \leq D_{max}^* ,$$

to zadziała zapalnik.

Wykorzystując wykresy $v_r D_r / t, H/$, zbudowane dla różnych V_1 , możemy rozwiązać zadanie oceny zadziałania zapalnika i możliwej odległości strzelania według $v_{D_{min}}^*$ w zależności od V_1 . Podczas strzelania z D_{max} obliczonej z wykresów $v_r D_r / V_1 \max$ lub nawet według $V_1 \text{ śr/}$ zapalnik może nie zadziałać na skutek dużego zmniejszenia prędkości v_r .

$x/$ Jeżeli nie ma wykresów $v_r / t, H/$ i $D_y / t, H/$, wówczas dla określenia t^* i D_y^* możemy wykorzystać wykresy $v_r / t, H/$ i $D_r / t, H/$ uwzględniając, że :

$$v_r^* = v_r^* - V_m ;$$

$$D_y^* = D_r^* + V_m t^* .$$

1.2.1.5.2. Określanie odległości, z której podczas strzelania pocisk raketowy nie dogoni celu

Na małych i granicznie małych wysokościach /te wysokości będą szeroko stosowane w praktyce bojowej/ w razie nieprawidłowego wyboru odległości strzelania pocisk raketowy może w ogóle nie dogonić celu ze względu na szybką utratę prędkości lotu. Odległość strzelania, poczynając z której pocisk raketowy nie dogoni celu, określamy z warunku $v_D = 0$ / prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu staje się równą zero, dopędzanie celu przez pocisk raketowy kończy się/.

Ponieważ podczas strzelania w wąskim sektorze z tylnej półsfery celu prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu określamy ze wzoru:

$$v_D = v_r + V_D = 0,$$

to

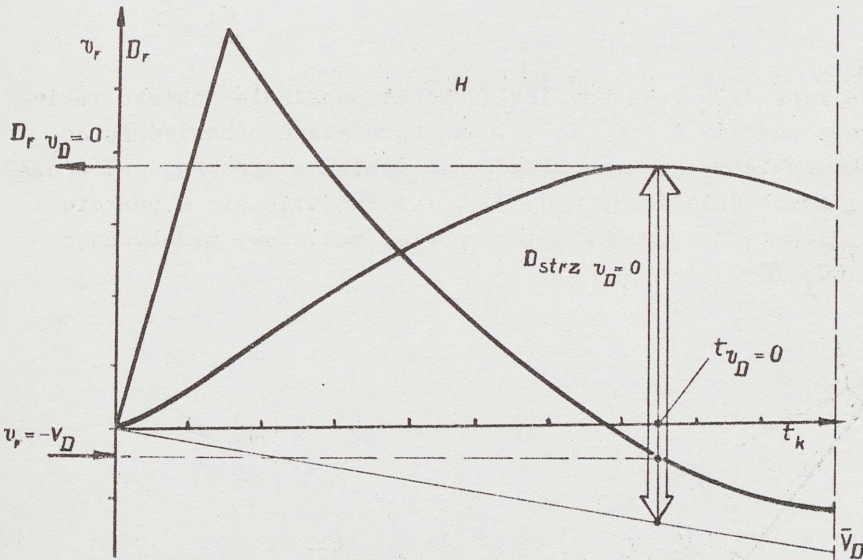
$$v_r = -V_D,$$

to znaczy względna prędkość lotu pocisku raketowego na maksymalnej odległości dopędzania celu równa jest prędkości zbliżenia samolotu myśliwskiego do celu, wzięta ze znakiem "minus".

Wykorzystując otrzymane warunki z wykresu $v_r D_r / t, H$, łatwo określamy maksymalną odległość strzelania, z której pocisk raketowy dogania cel /rys. 1.19/ :

$$D_{\text{strz } v_D=0} = D_r v_D=0 + V_D t_{v_D=0}.$$

Odległość ta często może być zbliżona do D_{max} lub $D_{\text{obl max}}$, to znaczy do odległości, którą oblicza celownik podczas strzelania w warunkach wychodzących poza granice obliczeniowe i prze-



Rys. 1.19. Określanie odległości, podczas strzelania, z której pocisk raketowy nie dogoni celu

kazywana pilotowi na wskaźnik. W szeregu wypadkach /na małej wysokości, małej V_D , strzelanie na odstawaniu/ odległość ta może być nawet mniejsza od $D_{obl \max}$.

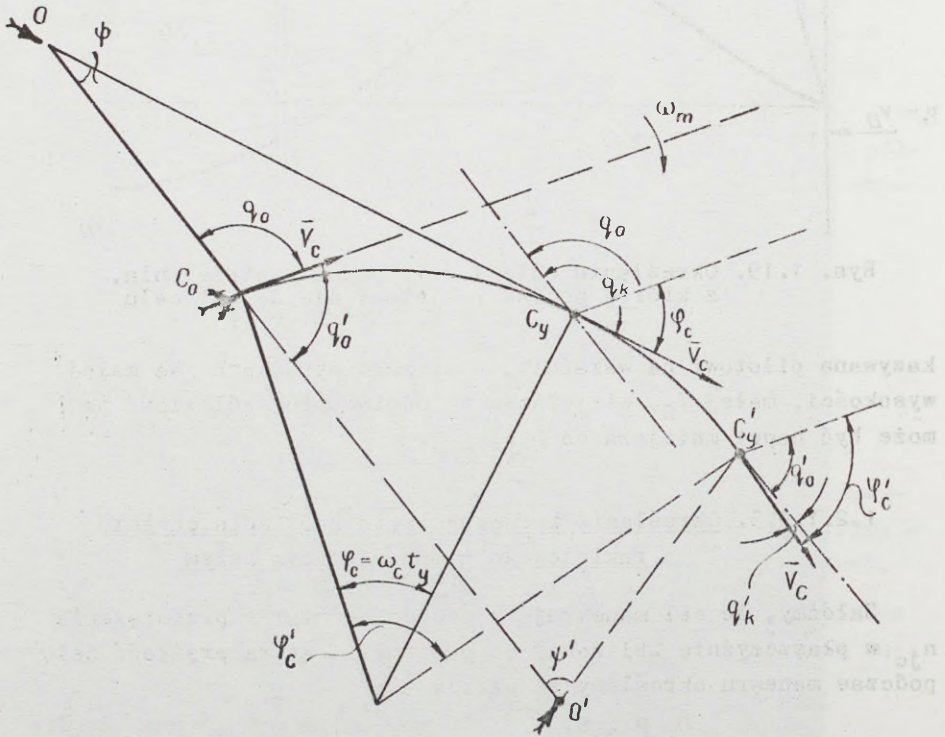
1.2.1.5.3. Określanie kursowego kąta spotkania pocisku raketowego z manewrującym celem

Założmy, że cel manewruje z pewnym nadmiarem przeciążenia n_{jc} w płaszczyźnie zbliżonej do poziomej. Kątową prędkość celu podczas manewru określamy ze wzorów $x/$:

$$\left. \begin{aligned} \omega_c &= \frac{n_{jc} g}{V_c} \quad / \frac{1}{s} / , \\ R_c &= \frac{V_c^2}{g n_{jc}} \quad / m / . \end{aligned} \right\} /1.22/$$

$x/$ Rozpatrujemy wypadek, gdy tor lotu celu podczas manewru przedstawia część łuku okręgu.

Na rys. 1.20 pokazany jest schemat odpalania pocisku raketowego z punktów O i O' do celu manewrującego odpowiednio od pocisku raketowego i na niego. Jak wynika z rysunku, cel w czasie t_y przebędzie drogę $C_0 C_y / C_0' C_y'$ i znajdzie się w punkcie C_y / C_y' . W ten sam punkt doleci pocisk raketowy przebywając drogę $OC_y / O' C_y'$.



Rys. 1.20. Schemat odpalania pocisku raketowego do celu manewrującego

Po upływie t_y promień - wektor \bar{R}_c przekręci się o kąt równy:

$$\varphi_c = \omega_c t_y = \frac{n_{jc} t_y}{v_c} g \quad /rad./ \quad /1.23/$$

Zgodnie z metodą zbliżania równoległego linia odległości $OC_0 / O'C'_0 /$ przesuwa się równolegle względem siebie. Nie bierzemy pod uwagę nieznacznego wykrzywienia toru lotu pocisku rakiety - wnego wskutek zmiany jego prędkości lotu i manewru celu /przyjmujemy, że pocisk rakiety leci wzdłuż linii $OC_y / O'C'_y //$. W momencie spotkania pocisku rakiety z celem końcowy kursowy kąt celu $q_k / q'_k /$ będzie się różnił od początkowego o wielkość ω_c :

$$q_k = q_0 \pm \omega_c t_y, \quad /1.24/$$

gdzie znak "plus" odnosi się do manewru celu od pocisku rakiety, a "minus" do manewru celu na pocisk rakiety.

Odległość OC_0 i $O'C'_0$ są początkowymi odległościami strzelania, które mogą być odczytane z rysunku.

Znając q_k , ze wzoru /1.20/, możemy obliczyć v_R /dla określonej $v_D^x /$ lub v_D /dla określonej $v_R^x /$ i wobec tego ocenić możliwe warunki spotkania pocisku rakiety z celem.

Dokładniej zadanie określenia warunków spotkania pocisku rakiety z celem. rozwiązujemy drogą modelowania lotu pocisku rakiety na elektronowych maszynach cyfrowych.

1.2.2. Rozwiązanie zadania sterowania wybuchem

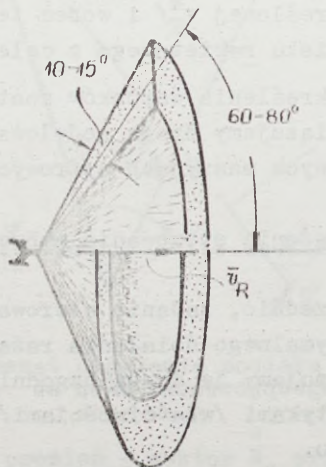
Jak podane było poprzednio, zadanie sterowania wybuchem polega na zapewnieniu maksymalnego działania rażącego pocisku rakiety na cel. Rozwiązujemy je drogą uzgodnienia warunków strzelania z charakterystykami /właściwościami/ części bojowej pocisku, zapalnika i celu.

Rozpatrzmy metodę jego rozwiązania nieco dokładniej.

1.2.2.1. Sterowanie wybuchem drogą doboru konstrukcji części bojowej

W pociskach raketowych klasy powietrze-powietrze samolotów myśliwskich stosuje się odłamkowo-burzące i prętowe części bojowe, uzbrojone zapalnikami zbliżeniowymi /bezkontaktowymi/, zaś w pociskach raketowych klasy powietrze-ziemia małego zasięgu - kumulacyjne i odłamkowo-burzące części bojowe z zapalnikami uderzeniowymi /kontaktowymi/ i czasowymi.

ODŁAMKOWO-BURZĄCĄ CZĘŚĆ BOJOWĄ POCISKÓW RAKIETOWYCH klasy powietrze-powietrze charakteryzuje wąskoskierowany rozlot odłamków w przybliżeniu o jednakowym dla danego typu pocisku raketowego ciężarze i kształcie /2,8 g dla typu R-3S/. Zasadnicza masa odłamków /80 - 90%/ ześrodkowuje się w objętości, której przekrój przedstawia sektor rozlotu o szerokości $10 - 18^\circ$ o niewielkim nachyleniu do przodu /pod kątami $60 - 90^\circ$ / względem osi pocisku raketowego podczas dynamicznego jego wybuchu, to znaczy w czasie lotu /rys.1.21/.

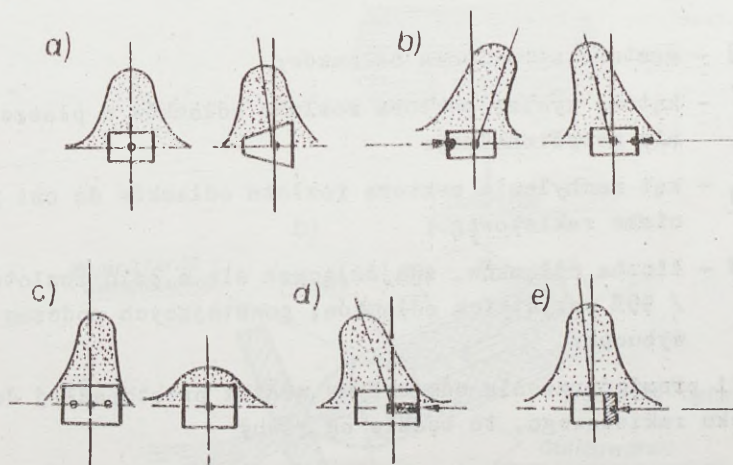


Rys.1.21. Rozlot odłamków podczas wybuchu odłamkowo-burzącej części bojowej

Formowanie odłamków o jednakowym ciężarze i kształcie może być osiągnięte przez :

- nacięcie kanalików /podłużnych i poprzecznych, z zewnątrz lub wewnątrz/ na powierzchni metalowego /stalowego/ korpusu;
- zbiór konstrukcji korpusu składający się z pierścieni z nacięciami na tworzącej cylindra pierścieni;
- kształtowanie wydrzeń kumulacyjnych na powierzchni ła - dunku materiału rozrywającego za pomocą karbowanych osłon z tworzyw sztucznych.

Formowanie wąskoskierowanego strumienia odłamków może być osiągnięte /rys.1.22/ przez dobór kształtu części bojowej /a/, miejsca /b/, ilości punktów /c/ i kolejności /d/ inicjowania,



Rys. 1.22. Sterowanie wybuchem, zmiana kształtu części bojowej i metody rozerwania materiału wybuchowego

a także przez zastosowanie masy bezwładnościowej /e/ w ładunku rozrywającym.

Liczba odłamków powstających podczas wybuchu części bojowej pocisku raketowego osiąga 1500 - 2500 sztuk, początkowa prędkość odłamków - 1800 - 2000 m/s. Promień rozlotu odłamków zależy od wysokości lotu i może wynosić kilkaset metrów.

Dane eksperymentalne wskazują, że zniszczenie konstrukcji skrzydła lub kadłuba współczesnego samolotu bombowego odłamkami o ciężarze 6 - 10 g przy prędkości ich spotkania z przeszkodą nie mniej niż 1500 m/s osiąga się dla gęstości strumienia odłamków 20 - 25 odł/m², a ustrzenia ogonowego - 10 - 15 odł/m². Dla określonej gęstości strumienia możemy obliczyć promień rażenia w kierunku strumienia R_r według wzoru:

$$R_r = \sqrt{\frac{N}{2\pi \Pi \delta \sin \psi_{01}}}, \quad /1.25/$$

gdzie: Π - gęstość strumienia odłamków;

δ - kątowy wymiar sektora rozlotu odłamków w płaszczyźnie merydionalnej;

ψ_{01} - kąt nachylenia sektora rozlotu odłamków do osi pocisku raketowego;

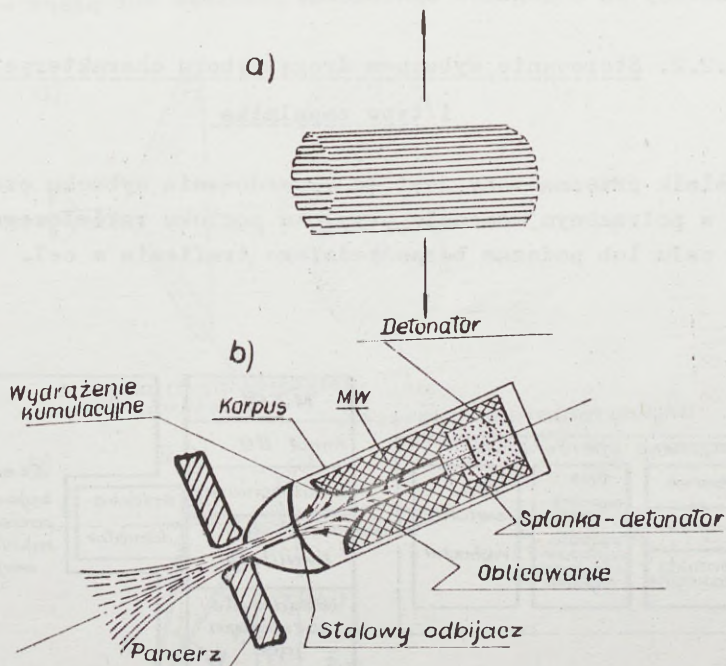
N - liczba odłamków, znajdujących się w polu rozlotu / 90% wszystkich odłamków, powstających podczas wybuchu/.

Jeżeli promień rażenia odmierzymy wzdłuż prostopadłej do osi pocisku raketowego, to będzie on równy

$$R'_r = R_r \sin \psi_{01}.$$

Podczas oceny skuteczności należy upewnić się, że dla $R < R_r$ prędkość spotkania odłamka z celem $v_s \geq 1500$ m/s.

PRĘTOWĄ CZĘŚĆ BOJOWĄ przedstawia cylinder, utworzony wokół ładunku wybuchowego za pomocą prętu metalowego z zamkniętymi końcami /rys.1.23,a/. Pręt wkłada się ściśle w tworzące cylindra i posiada dostateczną trwałość i gęstość, wykluczającą jego zniszczenie podczas wybuchu. W czasie wybuchu części bojowej następuje praktycznie natychmiastowe zwiększenie średnicy i zmniejszenie jego wysokości. Nachylenie płaszczyzny rozszerzenia cylindra można regulować analogicznie do kierunku strumienia odłamków. Rozrywający się pręt rozcina konstrukcję płatowca samolotu /skrzydło, kadłub, stateczniki/, co prowadzi praktycznie do natychmiastowego jego rażenia.



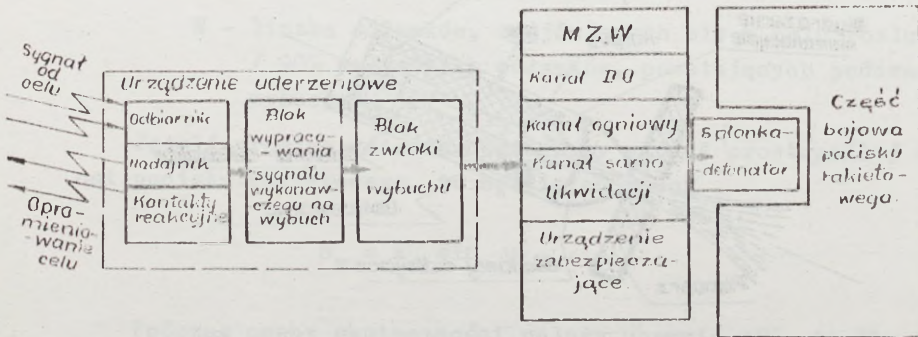
Rys.1.23. Części bojowe:
a - element prętowy;
b - ładunek kumulacyjny

KUMULACYJNĄ CZĘŚĆ BOJOWĄ charakteryzuje posiadanie ładunku wybuchowego z wydrążeniem kumulacyjnym od strony celu i punktem inicjonowania materiału wybuchowego ze strony przeciwnej /rys. 1.23,b/.

Dla zwiększenia skuteczności wybuchu kierunkowego wydrążenie kumulacyjne oblicowuje się warstwą metalu. Działanie rażąca na cel wywiera energia kinetyczna cząstek wybuchu i wysoka temperatura powstająca podczas uderzenia cząsteczek o przegrodę. Maksymalny efekt kumulacyjny daje część bojowa w wypadku, gdy jej oś prostopadła jest do przegrody, a punkt wybuchu oddalony od przeszkody na odległość ogniskową.

1.2.2.2. Sterowanie wybuchem drogą wyboru charakterystyk i typu zapalnika

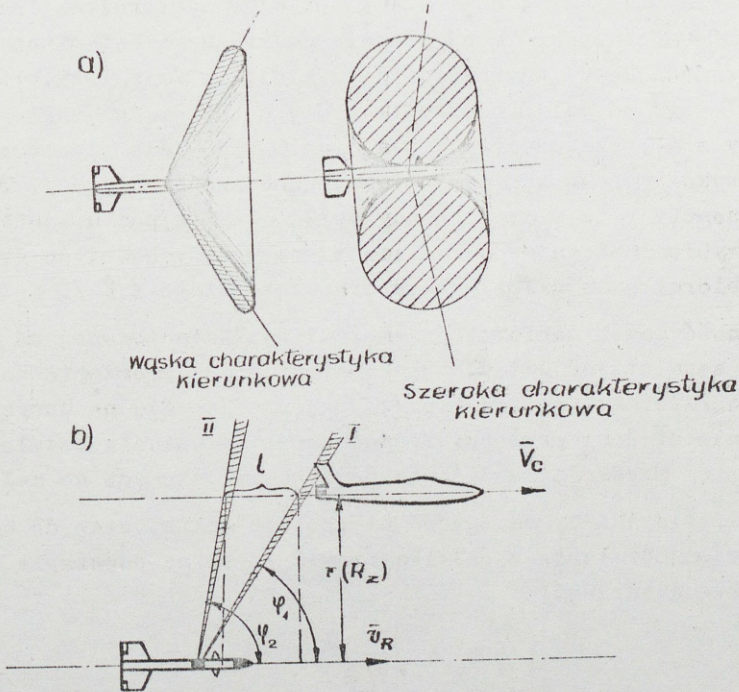
Zapalnik przeznaczony jest do spowodowania wybuchu części bojowej w potrzebnym momencie przelotu pocisku raketowego w pobliżu celu lub podczas bezpośredniego trafienia w cel.



Rys. 1.24. Blok - schemat zapalnika

Na rys. 1.24 podany jest ideowy blok-schemat zapalnika. Jak wynika z rysunku, zapalnik posiada dwa zasadnicze elementy: urządzenie uderzeniowe i mechanizm zabezpieczająco-wykonawczy. Kontakt z celem może być bezpośredni /zapalnik kontaktowy; uderzeniowy/ lub przez energię wypromieniowywaną /odbijaną/ przez cel /zapalnik bezkontaktowy; zbliżeniowy/. Zapalniki bezkontaktowe mogą być : radiolokacyjne - działania aktywnego i ciepłne - działania pasywnego. Pierwsze posiadają nadajnik /promiennik/ i odbiornik, a drugie - tylko odbiornik. Z zapalników kontaktowych stosuje się uderzeniowe, elektryczne i piezoelektryczne.

Radiolokacyjny zapalnik może posiadać charakterystykę kierunkową - wąską lub szeroką, aż do kołowej /rys.1.25,a/.



Rys. 1.25. Schemat działania zapalnika:
a - zapalnik radiolokacyjny;
b - zapalnik cieplny

Dla uzgodnienia z częścią bojową oś symetrii charakterystyki kierunkowej powinna mieć kąt nachylenia, zbliżony do kąta rozlotu odłamków lub płaszczyzny rozszerzenia prętu części bojowej. Wąska charakterystyka kierunkowa zapewnia większą dokładność zadziałania zapalnika w określonym punkcie niż szeroka.

Aktywne zapalniki radiolokacyjne pracują na zasadzie wykorzystania efektu Dopplera i dla uodpornienia na zakłócenia mają określoną częstotliwość przepuszczenia częstotliwości doplerowskiej, to znaczy działają tylko w warunkach $v_D^{\min} \leq v_D \leq v_D^{\max}$. Podane ograniczenia określają zakres możliwych odległości strzelania.

ZAPALNIK CIEPŁINY ma dwa układy optyczne odbiorników energii wypromieniowanej pochodzącej od celu pod różnymi kątami nachylenia i o jednakowej szerokości pola widzenia /rys. 1.25, b/. Pierwszy - I / od celu / odbiornik służy do otwarcia drugiego na określony stały okres czasu τ , a drugi - II - dla stworzenia sygnału wykonawczego spowodowania wybuchu części bojowej. Sygnał wykonawczy będzie wypracowany tylko w tym wypadku, jeżeli energia wypromieniowana pochodząca od celu przychodzi do drugiego odbiornika w okresie jego stanu otwartego / τ /.

Obecność dwóch odbiorników energii wypromieniowanej od celu ochrania zapalnik od silnych punktowych źródeł promieniowania cieplnego /Słońce, księżyc itp./, znajdujących się na dużych odległościach, lecz prowadzi do zależności promienia działania zapalnika od prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu.

Jeżeli przyjmiemy odległość od pocisku raketowego do celu r za promień działania zapalnika / $r = R_z$ /, to na podstawie rys. 1.25, b możemy napisać:

$$l = v_D \tau ,$$

$$l = R_z / \text{ctg } \psi_1 - \text{ctg } \psi_2 / .$$

Rozwiązując to równanie, otrzymamy :

$$R_z = \frac{v_D \tau}{\operatorname{ctg} \varphi_1 - \operatorname{ctg} \varphi_2} \leq R_{z \max} \quad /1.26/$$

gdzie $R_{z \max}$ - maksymalny promień działania zapalnika, określany czułością zapalnika na energię wypromieniowaną pochodzącą od konkretnego celu. Na przykład dla pocisku raketowego typu R-35 / $\tau = 20$ ms, $\varphi_1 = 45^\circ$, $\varphi_2 = 75^\circ$ / otrzymamy następujący zakres działania zapalnika cieplnego

$$0 < R_z = 0,0273 v_D \leq R_{\max}$$

Zależność promienia działania zapalnika cieplnego od prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu prowadzi do ograniczeń w odległościach i kierunkach strzelania.

Sygnał wykonawczy spowodowania wybuchu pocisku raketowego od dowolnego urządzenia odbiorczego /patrz rys. 1.24/ wchodzi do BŁOKU ZWŁOKI WYBUCHU. Wszystkie współczesne zapalniki mają czas zwłoki wybuchu τ_{zw} , który określa się z obliczeń wybuchu części bojowej w punkcie najbardziej niebezpiecznym dla celu. Czas τ_{zw} może być stały /dla pocisków raketowych o wąskim zakresie zastosowania/ posiadających szereg ustalonych wartości, określanych przez pilota w zależności od typu celu i kierunku strzelania lub zmienny, zmieniający się w zależności od warunków strzelania / v_D /. Wybór τ_{zw} posiada duże znaczenie dla skuteczności działania części bojowej na cel i poważnie może zmienić wymagania dotyczące wyboru warunków strzelania /prędkość zbliżania, kierunek i odległość strzelania/.

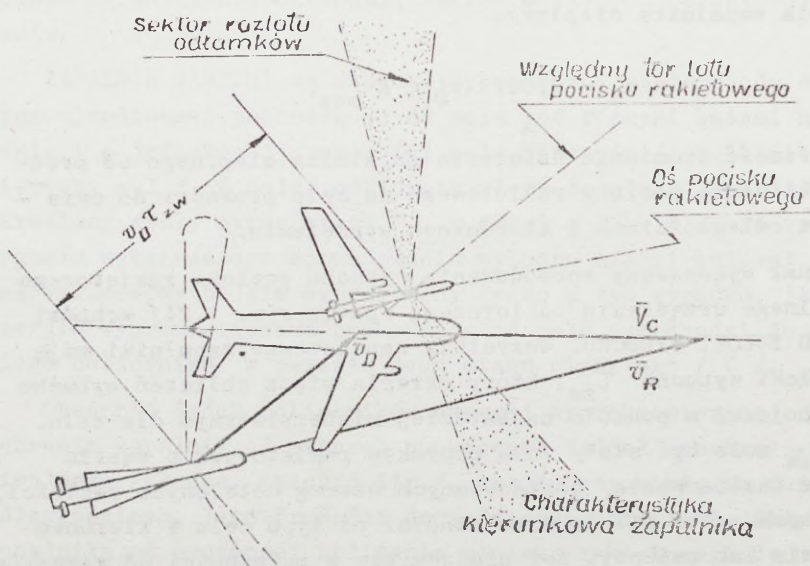
Punkt wybuchu zapalnika w kierunku lotu pocisku raketowego względem celu będzie oddalony od punktu radiolokacyjnego /cieplnego/ kontaktu z celem na odległość /rys.1.26/:

$$Z = v_D \tau_{zw} \quad /1.27/$$

Wykorzystując wzór /1.27/, rozwiązujemy szereg praktycznych zadań oceny możliwości warunków wybuchu pocisku raketowego:

- na podstawie określonego celu i warunków podejścia pocisku raketowego do celu/ q_k i v_D / określamy możliwość pokrycia celu sektorem rozlotu odłamków;

- według określonego celu i warunków strzelania / D_{strz} i q_0 / określamy konieczną zwłokę wybuchu dla zapewnienia najlepszego pokrycia celu odłamkami podczas wybuchu pocisku raketowego.



Rys.1.26. Warunki wybuchu części bojowej pocisku raketowego

MECHANIZM ZABEZPIECZAJĄCO-WYKONAWCZY /MZW/. Sygnał powodujący wybuch od bloku zwłoki wybuchu postępuje do mechanizmu zabezpieczająco-wykonawczego, który zapewnia przyjęcie komendy powodującej wybuch i inicjowanie spłonki detonatora, a następnie części bojowej. Oprócz tego, mechanizm zabezpieczająco-wykonaw-

czy posiada urządzenia zapewniające bezpieczeństwo podczas eksploatacji, kanał dalekiego odbezpieczenia i kanał samolikwidacji.

1.2.2.3. Uzgodnienie warunków strzelania z charakterystykami części bojowej, zapalnika i celu

Warunki strzelania powinny odpowiadać następującym wymaganiom :

- prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu $/v_D/$ powinna zapewniać zadziałanie zapalnika radiolokacyjnego /ciepłego/;

- chybienie pocisku raketowego powinno być mniejsze od określonej wielkości ;

- czas lotu pocisku raketowego t powinien być nie mniejszy od czasu odbezpieczenia zapalnika;

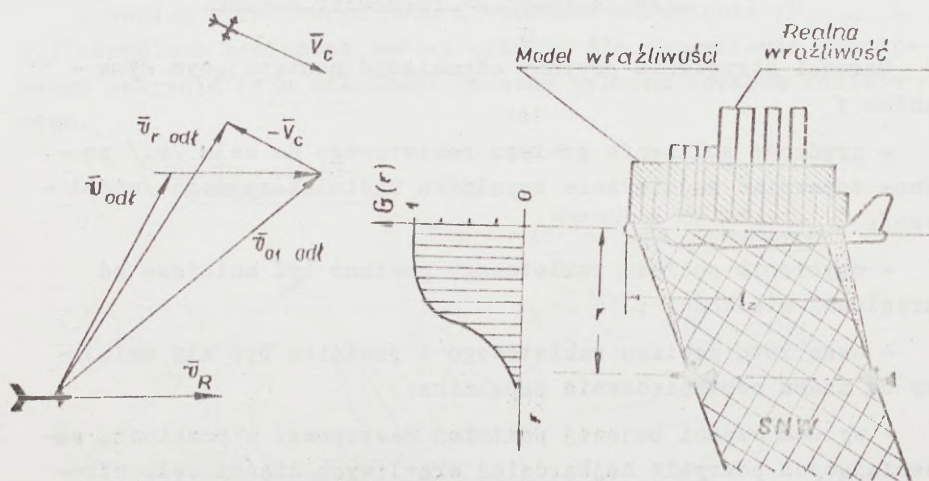
- wybuch części bojowej powinien następować w punktach, zapewniających pokrycie najbardziej wrażliwych części celu strumieniem odłamków lub prętem.

Ostatnie wymaganie jest najbardziej złożonym zadaniem. Rozpatrzmy jego istotę na przykładzie odłamkowo-burzącej części bojowej.

Skuteczne rażenie celu osiąga się w wypadku, jeżeli wybuch części bojowej następuje w strefie wybuchów niebezpiecznych.

Przez pojęcie STREFY WYBUCHÓW NIEBEZPIECZNYCH rozumie się strefę względem celu /rys. 1.27/, w której podczas wybuchu części bojowej odłamki pokrywają wrażliwą część celu. Strefa ta określana jest wymiarami wrażliwych części celu, kierunkiem rozlotu odłamków względem niego i czasem ich lotu od punktu wybuchu do celu.

Wrażliwość celu w kierunku lotu pocisku raketowego wyraża się w umownych jednostkach i może być przedstawiona w postaci wykresu rzeczywistego rozkładu wrażliwości /na rys. 1.27 pokazana jest linią przerywaną/.

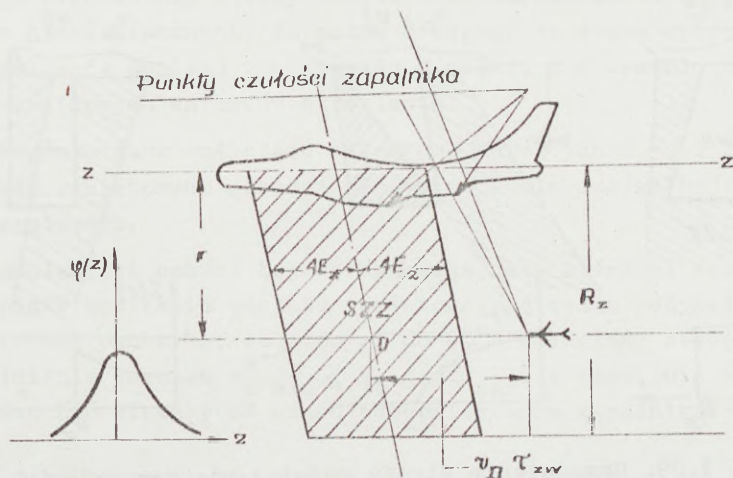


Rys. 1.27. Strefa wybuchów niebezpiecznych

Strefa wybuchów niebezpiecznych dla wypośrodkowanego rozkładu wrażliwości /modelu/ przedstawiona jest na rys. 1.27 linią ciągłą. Przyjmuje się założenie, że odłamki po wybuchu dolatują do celu natychmiast; przednią i tylną granicę strefy wybuchów niebezpiecznych przeprowadza się od końców odcinka l_z w kierunku wektora początkowej prędkości odłamka $\vec{v}_{r\text{ odł}}$. W kierunku prostopadłym do lotu pocisku raketowego, wrażliwość celu charakteryzuje warunkowy rozkład rażenia G/r /prawdopodobieństwo rażenia celu w zależności od chybnienia pocisku raketowego/

Wybuch pocisku raketowego powinien być spowodowany w strefie wybuchów niebezpiecznych. W rzeczywistych jednak warunkach następuje on w pewnym położeniu przypadkowym, to znaczy ma miejsce przestrzenny rozrzut punktów zadziałania zapalnika /kosztem

wahania momentu przyjęcia od celu sygnału powodującego wybuch, niestabilności czasu opóźnienia, rozrzutu w naprowadzaniu pocisków raketowych, zmian warunków strzelania itd./.

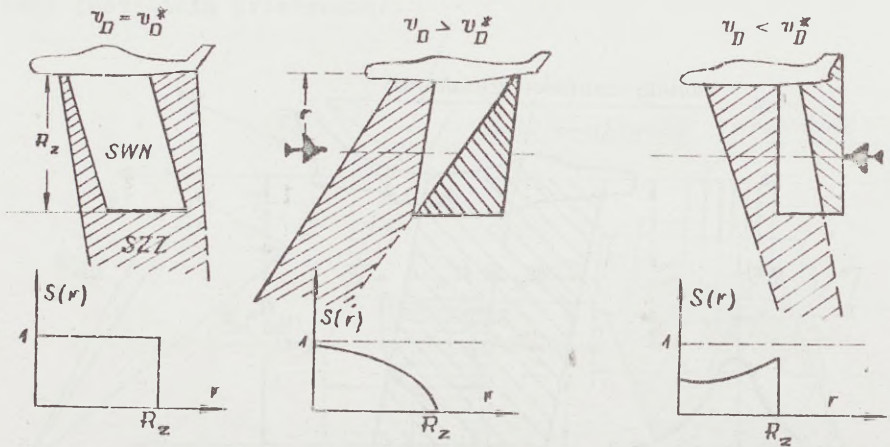


Rys. 1.28. Strefa zadziałania zapalnika

Połączenie punktów zadziałania zapalnika tworzy STREFĘ ZADZIAŁANIA ZAPALNIKA /rys.1.28/. Strefa zadziałania zapalnika ograniczona jest promieniem jego działania i rozrzutem punktów zadziałania w kierunku lotu pocisku raketowego. Promień działania zapalnika R_z przeważnie jest zbliżony do promienia rażącego działania odłamków R_{odk} . Wtedy zapalnik jest idealnie uzgodniony z częścią bojową pocisku, warunkami strzelania i celem, gdy strefa jego zadziałania znajduje się wewnątrz strefy wybuchów niebezpiecznych lub pokrywa się z nią. Jednak osiągnięcie idealnego pokrycia jest bardzo trudne.

Na rys. 1.29 pokazane są przykłady różnego uzgodnienia strefy zadziałania zapalnika ze strefą wybuchów niebezpiecznych. Przy tym uzgodnienie możemy wyrazić matematycznie za pomocą

funkcji uzgodnienia S/r , która charakteryzuje zmianę prawdopodobieństwa zadziałania zapalnika w zależności od chybienia pocisku raketowego r .



Rys. 1.29. Uzgodnienie strefy zadziałania zapalnika ze strefą wybuchów niebezpiecznych

Strefą zadziałania zapalnika można sterować za pomocą środków technicznych i drogą doboru racjonalnych warunków strzelania. Najprostszym sposobem sterowania jest zmiana czasu opóźnienia zapalnika w zależności od typu celu i warunków strzelania, a w głównej mierze od kierunku strzelania. Zapalnik powinien być uzgodniony również z aparaturą sterowania pociskiem raketowym. I tak, dla samonaprowadzających się pocisków raketowych celowe jest, aby czułe elementy koordynatora i zapalnika reagowały na jeden i ten sam rodzaj /źródło/ wypromieniowania energii /odbitej/ pochodzącej od celu. Nieuzgodniony między sobą będzie koordynator cieplny i zapalnik radiolokacyjny lub odwrotnie. Przy takim połączeniu wybuch pocisku raketowego następuje często poza strefą wybuchów niebezpiecznych.

Wobec tego najbardziej dogodnymi zapalnikami są zapalniki o wąskokierowanym polu widzenia i posiadające element czuły,

pracujący na tej samej zasadzie co i głowica samonaprowadzania pocisku raketowego.

Jeżeli za pomocą środków technicznych nie da się otrzymać dobrego uzgodnienia strefy zadziałania zapalnika ze strefą wybuchów niebezpiecznych, to można osiągnąć je drogą wyboru warunków spotkania pocisku raketowego z celem, a w oparciu o nie - i początkowych warunków strzelania.

Powyższe dane dotyczące odłamkowo-burzących części bojowych pocisków raketowych odnoszą się także i dla części bojowych typu prętowego.

Kumulacyjne części bojowe wymagają, aby kierunki strzelania zapewniały spotkanie pocisku raketowego z celem pod kątami do powierzchni pancerza, zbliżonymi do 90° ; odległość strzelania - spełnienie warunku $v_D^{*} \min \leq v_D \leq v_D^{*} \max$, a czas lotu do celu powinien być większy od czasu odbezpieczenia zapalnika.

1.2.3. Rozwiązanie zadania sterowania strzałem

Jak było podane poprzednio, sterowanie strzałem polega na wyprowadzeniu samolotu w strefę możliwego strzelania z określoną orientacją względem celu, przygotowaniu pocisków raketowych do odpalenia i wykonania celowanego strzelania. Bezpośrednimi wykonawcami są : punkt dowodzenia, pilot /na samolotach dwumiejscowych pilot i nawigator-operator/ i aparatura pokładowa samolotu-nosiciela.

PUNKT DOWODZENIA zapewnia wyprowadzenie samolotu w strefę możliwego wykrycia celu drogą określenia współrzędnych celu i samolotu przechwytyjacego, wypracowania komend kierowania i przekazania ich do samolotu typu myśliwskiego.

Przed i po wykryciu celu przez system celowniczy samolotu myśliwskiego z punktu dowodzenia z zasady przekazuje się do nosiciela :

- jednorazowe komendy naprowadzania;
- informację o celu;
- komendę na włączenie wysokiego napięcia w celowniczej stacji radiolokacyjnej;
- błąd pilotowania, który odtwarzany jest w postaci odchylenia znacznika naprowadzania od środka wskaźnika celownika i szereg innych komend i sygnałów.

Po przechwyceniu celu przez celownik /w warunkach autometrycznego śledzenia/ punkt dowodzenia powinien przedłużać poprawianie czynności pilota za pomocą jednorazowych komend i informacji o celu, a także dublować szereg komend i funkcji aparatury pokładowej w przygotowaniu systemu uzbrojenia do odpalenia pocisku raketowego.

APARATURA POKŁADOWA, biorąca udział w rozwiązaniu zadania sterowania strzałem składa się z : systemu celowniczego, systemu łączności radiowej, mierników parametrów ruchu samolotu i innych elementów.

Aparatura pokładowa współczesnego samolotu obliczona jest na samodzielne rozwiązanie zadania sterowania strzałem , jak i wspólnie z punktem dowodzenia.

Z aparatury pokładowej samolotu w rozwiązaniu zadania sterowania strzałem zasadniczą rolę odgrywa system celowniczy, od którego doskonałości zależy w całości sukces wykonania zadania rażenia celu. Dlatego w dalszym materiale zatrzymamy się na zasadniczych funkcjach, jakie spełnia system celowniczy wspólnie z inną aparaturą samolotu.

Przed odpaleniem pocisków raketowych system celowniczy spełnia następujące funkcje:

- bierze udział w wyprowadzeniu samolotu myśliwskiego w strefę możliwego wykrycia celu;
- zapewnia wykrycie, rozpoznanie, przechwycenie i autometryczne śledzenie celu;

- mierzy współrzędne celu i przekazuje jego znacznik na ekran wskaźnika, zaś pilot wykorzystując go pilotuje samolot do czasu przechwycenia celu;

- zapewnia po przechwyceniu celu wyjście samolotu myśliwskiego w strefę możliwego strzelania;

- zapewnia celowane odpalenie pocisków raketowych /rozwiązuje zadanie celowania i określa zakres dozwolonych odległości strzelania, a niekiedy i boczną granicę strefy możliwego strzelania/.

Po odpaleniu pocisków raketowych system celowniczy wykonuje następujące funkcje:

- opromieniowuje cel podczas strzelania samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi i z półaktywnym systemem naprowadzania;

- wypracowuje i przekazuje sygnały sterowania do pocisków raketowych zdalnie sterowanych z dowódczym układem sterowania;

- śledzi cel i przekazuje sygnał wzorcowy do pocisku raketowego, kierowanego za pomocą wiązki prowadzącej;

- określa odległość wyjścia z ataku i przekazuje pilotowi sygnały do wyjścia z ataku.

Charakterystyczną właściwością sterowania strzałem jako etapu w rozwiązaniu zadania rażenia celu jest **BEZPOŚREDNI UDZIAŁ PILOTA W PILOTOWANIU SAMOLOTU, KIEROWANIU SYSTEMEM CELOWNICZYM I INNYM WYPOSAŻENIEM**. Prawie cała informacja /sygnały, komendy/ przychodzące od punktu dowodzenia, wszystkie dane wypracowywane przez aparaturę pokładową przychodzą nie do pilota automatycznego, lecz na układ obrazowania i sygnalizacji, którą wykorzystuje pilot do sterowania samolotem i systemem uzbrojenia. Wobec tego pilot we współczesnym rozwiązywaniu zadania sterowania strzałem odgrywa wyjątkowo ważną rolę, nie mówiąc już o tym, że podczas samodzielnych działań i w wypadku odmowy pracy aparatury pokładowej całkowicie rozwiązuje to zadanie. Ocenia on wszy-

stką przekazywaną do samolotu informację i na jej podstawie steruje nim i systemem uzbrojenia, prowadzi ciągłą kontrolę stanu i sprawności aparatury pokładowej samolotu, samodzielnie rozwiązuje szereg zadań dotyczących wykonania celowanego odpalenia, wprowadza poprawki do rozwiązywanego zadania sterowania strzałem, realizowanego przez punkt dowodzenia i aparaturę pokładową, w oparciu o powstałą sytuację powietrzną.

Dla skutecznego wykonania swoich funkcji pilot powinien bardzo dobrze znać wszystkie szczegóły budowy i zastosowania systemu uzbrojenia własnego samolotu i umieć stosować je w najbardziej racjonalnych warunkach w konkretnej sytuacji.

1.2.3.1. Wyprowadzenie samolotu w strefę możliwego strzelania

W oparciu o komendy z naziemnego punktu dowodzenia samolot myśliwski wyprowadza się w strefę możliwego wykrycia celu. Komendy za pomocą środków łączności przekazywane są do przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i systemu celowniczego w postaci znacznika naprowadzania na wskaźnik elektroniczny /lub innego dowolnego typu "Zero-wskaźnik"/ i szeregu jednorazowych komend /"Cel z prawa", "Prosto" itd./. W końcu etapu naprowadzania włącza się wysokie napięcie celownika "na wypromieniowanie".

WYKRYCIE I ROZPOZNANIE CELU wykonujemy za pomocą systemu celowniczego z wykorzystaniem stacji radiolokacyjnej i na podczerwień pracujących w zakresie "Obserwacja" /"Poszukiwanie"/. Na ekran wskaźnika podawany jest znacznik celu, znaczniki rozpoznania i naprowadzania. Układ zobrazowania i zadania, rozwiązywane przez system celowniczy w zakresie "Obserwacja", zależą od typu systemu celowniczego.

ZBLIŻANIE DO CELU /od momentu "Widzę"/ może być wykonywane do "przechwycenia" celu przez stację radiolokacyjną systemu celowniczego i po jego przechwyceniu. Dla zbliżania wykorzystujemy jeden lub kilka torów lotu samolotu myśliwskiego.

Zasadniczymi torami lotu samolotu myśliwskiego /sposobami lotu/ w obecnym czasie są:

- lot po krzywej pościgu / $\psi = 0$ /;
- lot z obliczonym kątem wyprzedzenia / $\psi = \psi_{obl}$ /;
- lot po torze zbliżania równoległego / $\sin \psi = \frac{v_c}{v_m} \sin q$ /;
- lot na kursach równoległych /przecinających/ z przeniżeniem i kolejnym wykonaniem manewru "górką" /wznoszeniem/ i inne.

Wybór toru zbliżania zależy od konkretnych warunków przechwytywania i możliwości systemu celowniczego w przyrządowym rozwiązywaniu zadania zbliżania. Lecz wszystkie one powinny zapewniać dostatecznie proste przejście na KRZYWĄ CELOWANIA, to znaczy na tor lotu samolotu, na którym możliwe jest celowane odpalenie pocisku raketowego.

Najważniejszym odcinkiem lotu jest zbliżanie po przechwyceniu celu przez celownik. Podczas przechwycenia celu system celowniczy przechodzi z zakresu "Observacja" na zakres automatycznego śledzenia celu z ciągłym pomiarem celu /jego współrzędnych kątowych i odległości do niego/. Obliczająco-rozwiązująca część systemu celowniczego rozpoczyna rozwiązywanie zadania od przygotowania pocisków raketowych do odpalenia i zapewnienia celowanego odpalenia.

1.2.3.2. Przedodpaleniowe przygotowanie pocisków raketowych

Zasadniczymi operacjami, wchodzącymi w skład przedodpaleniowego przygotowania pocisków raketowych są ^{x/}:

^{x/} Zakres operacji w przygotowaniu pocisków raketowych zależy od typu pocisku raketowego i może być mniejszy lub nawet większy od podanego w skrypcie.

- ogrzanie źródeł zasilania aparatury pokładowej pocisku raketowego i niektórych innych elementów, których praca jest utrudniona w niskich temperaturach /ogrzewanie przeważnie włącza się jeszcze na ziemi/;

- podgrzanie lamp elektronowych drogą włączenia ich do sieci żarzenia i pokładowej sieci samolotu, uruchomienie i rozkręcenie żyroskopów /komendę "Żarzenie" wykonuje się na kilka minut przed odpaleniem pocisku raketowego/;

- uruchomienie nadajników bezwładnościowych, włączenie mechanizmów programowych /na kilka sekund przed wyjściem na maksymalną odległość odpalenia - komenda "Przygotowanie"/;

- przełączenie celownika na stabilizowaną częstotliwość odpowiedniego kodu literowego;

- uruchomienie i naprowadzenie koordynatora samonaprowadzającego się pocisku raketowego na cel dla przechwycenia go /wykonuje się automatycznie przez system celowniczy - komenda "Naprowadzanie"/;

- ustawienie czasu opóźnienia zapalnika zgodnie z warunkami strzelania;

- przełączenie zasilania pocisku raketowego z samolotowego na jego własne źródła.

Zapazaczenie silnika pocisku raketowego wykonuje się tylko po zakończeniu przygotowania aparatury pokładowej. Gotowość pocisków raketowych do odpalenia ustala się obecnością sprzężenia zwrotnego od pocisków raketowych do samolotu i układu zobrazowania ich gotowości bojowej do odpalenia, przy tym obwód odpalenia przeważnie blokuje się, w wypadku gdy pocisk raketowy nie jest gotowy do odpalenia. Jeżeli przygotowanie pocisków raketowych następuje automatycznie, wówczas zadanie pilota sprowadza się do obserwowania sygnałów gotowości pocisku raketowego. W razie braku lub odmowy urządzenia programowego, regulującego kolejność przygotowania pocisków raketowych, jego funkcje wykonuje pilot.

1.2.3.3. Wykonanie strzelania celowanego

Dla zapewnienia strzału celowanego system celowniczy^{x/} wykonuje następujące funkcje:

- rozwiązuje zadanie celowania, to znaczy określa w momencie odpalenia taki kierunek osi urządzeń odpalających względem celu, aby odpalony pocisk raketowy wyszedł na tor naprowadzania i wykonał po nim lot do celu;

- określa zakres dozwolonych odległości strzelania
 $/D_d \text{ max} - D_d \text{ min}/$;

- zapewnia zobrazowanie bocznej granicy strefy możliwego strzelania;

- określa maksymalne dopuszczalne błędy celowania i blokuje obwód odpalania.

ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA zależy od typu pocisku raketowego /samonaprowadzający się lub zdalnie sterowany/ i toru lotu, po którym on jest naprowadzany. Uwzględniając, że w trakcie lotu kierowanego pocisku raketowego cały czas wprowadza się poprawki odpowiednio do zmiany ruchu celu i warunków lotu, zadanie celowania rozwiązywane jest niezbyt dokładnie - z pewnymi przybliżeniami.

Zadanie celowania przeważnie składa się z dwóch części:

- pierwsza część rozwiązuje się przed strzałem i polega ona na określeniu kierunku odpalenia pocisku raketowego; występuje podczas strzelania dowolnymi typami pocisków raketowych;

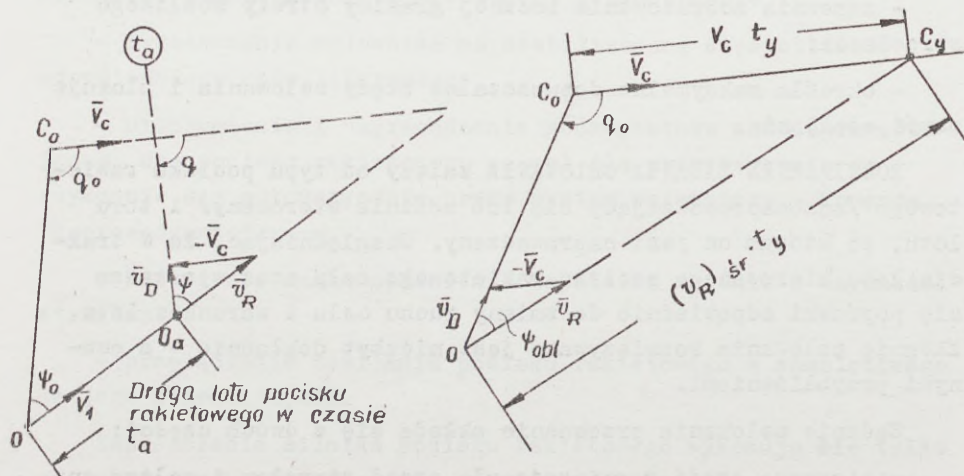
- druga część rozwiązuje się po odpaleniu; polega ona na zapewnieniu statecznego naprowadzania pocisku raketowego na cel, po wyjściu jego na tor naprowadzania. Dotyczy ona pocisków

^{x/} Zakres zadań, wykonywanych przez system celowniczy zależy od jego konkretnego typu.

rakietowych, kierowanych /sterowanych/ za pomocą wiązki prowadzącej, z kierowaniem dowódczym, a także samonaprowadzających się z półaktywną metodą naprowadzania.

Rozpatrzmy zasadę rozwiązywania zadania celowania na przykładzie STRZELANIA SAMONAPROWADZAJĄCYMI SIĘ POCISKAMI RAKIETOWYMI, WYKONUJĄCYMI LOT PO TORZE ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO.

Dla rozpatrywanego wypadku zadanie celowania polega na określeniu takiego kąta wyprzedzenia w momencie odpalenia, z którym pocisk rakietowy do momentu włączenia układu sterowania wykonywałby lot po torze zbliżenia równoległego lub zbliżonego do niego /rys.1.30/.



Rys. 1.30. Rozwiązanie zadania celowania dla samonaprowadzającego się pocisku rakietowego

Zasadniczym czynnikiem, który trzeba uwzględnić podczas rozwiązywania tego zadania, jest prędkość lotu celu V_c . Obniżenia pocisku rakietowego pod działaniem siły ciężkości, a także kąt ślizgu i natarcia, dające błędy w płaszczyźnie pionowej, przeważnie pomijamy, ponieważ w czasie lotu autonomicznego są one małe i szybko usuwane przez układ sterowania.

Z rys. 1.30,a wynika , że dla rozwiązania zadania celowania wymagane jest znalezienie takiego kąta ψ_0 i z takim wyliczeniem, aby do momentu czasu t_a wektor \bar{v}_R był zorientowany względem celu pod kątem ψ zgodnie z metodą zbliżania równoległego. Jednak w praktyce zadanie jeszcze bardziej się upraszcza /rys. 1.30,b/,ponieważ pomijamy odcinek autonomiczny i przyjmujemy, że układ sterowania włącza się z chwilą odpalenia / $\psi_0 \approx \psi = \psi_{obl}$ /.

Szukany kąt wyprzedzenia możemy określić na podstawie wzoru /z trójkąta OC_0C_y / :

$$\sin \psi_{obl} = \frac{V_c}{v_{sr}^*} \sin q , \quad /1.28/$$

gdzie v_{sr}^* - obliczeniowa średnia prędkość lotu pocisku rakiety - towego względem powietrza, zależna od warunków strzelania / wysokości lotu, odległości odpalenia, prędkości lotu samolotu myśliwskiego itd./.

Obliczeniową średnią prędkość lotu pocisku raketowego prze-
ważnie przedstawiamy w postaci:

$$v_{sr}^* = V_1 + v_{r\ sr}^* ,$$

gdzie: V_1 - prędkość lotu samolotu-nosiciela;

$v_{r\ sr}^*$ - obliczeniowa względna średnia prędkość lotu pocisku raketowego.

Z kolei, obliczeniową względną średnią prędkość lotu pocisku raketowego określamy według wzoru:

$$v_{r\ sr}^* = v_{r\ o}^* + a D ,$$

gdzie: $v_{r\ o}^* = \text{const}$; $a = \text{const}$; $D \neq \text{const}$.

W systemach celowniczych kąt wyprzedzenia buduje się za pomocą nadajników żyroskopowych, dlatego przekształcamy wzór /1.28/, zamieniając iloczyn $V_c \sin q$ na kątową prędkość linii odległości /patrz wzór /1.15//;

$$\left. \begin{aligned} \omega_D &= \frac{V_c \sin q - V_1 \sin \psi_{obl}}{D_0}, \\ V_c \sin q &= \omega_D D_0 + V_1 \sin \psi_{obl}. \end{aligned} \right\} /1.29/$$

Podstawiając wyrażenie /1.29/ do wzoru /1.28/ i rozwiązując względem ψ_{obl} , otrzymamy:

$$\sin \psi_{obl} = \omega_D T_{obl}^* \quad /1.30/$$

gdzie

$$T_{obl}^* = \frac{D_0}{v_{sr}^* - V_1} = \frac{D_0}{v_r^* - v_{sr}^*}$$

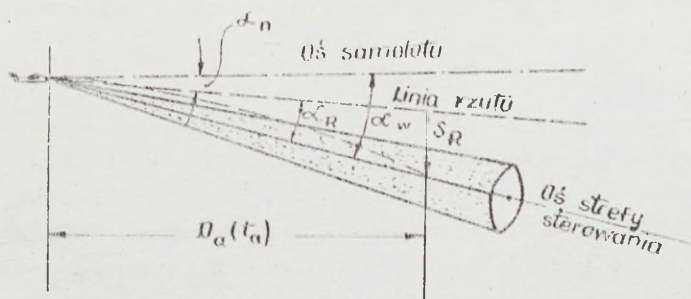
W każdym konkretnym celowniku wykonuje się właściwe mu przyrządowe rozwiązanie wzoru /1.30/.

Niektóre kierowane pociski raketowe odpala się pod kątem wyprzedzenia $\psi = 0$, to znaczy zadanie celowania nie jest rozwiązywane. Wszystkie błędy do momentu odpalenia usuwane są przez układ sterowania pocisku raketowego.

Nie oznacza to jednak, że podczas strzelania kierowanymi pociskami raketowymi w ogóle można nie rozwiązywać zadania celowania. Po pierwsze, błąd celowania nie powinien przekraczać wielkości, którą jest w stanie usunąć układ sterowania w czasie lotu pocisku raketowego do celu. Po drugie, duże błędy popełnione w czasie rozwiązywania zadania celowania pogarszają wa -

runki lotu pocisku raketowego i wymagają znacznego czasu dla ich usunięcia kosztem sterowania ruchem pocisku raketowego po strzale. To wszystko prowadzi do ograniczenia możliwych warunków strzelania, szczególnie z minimalnych odległości. Oprócz tego, dokładne rozwiązanie zadania celowania przez mechanizmy celownika ułatwia wykonanie pilotowi operacji celowania przed odpaleniem pocisku raketowego.

PODCZAS STRZELANIA POCISKAMI RAKETOWYMI STEROWANYMI ZA POMOCĄ WIĄZKI PROWADZĄCEJ zadanie celowania sprowadza się do zapewnienia wprowadzenia pocisku raketowego w strefę sterowania /w wiązkę/ i utrzymywanie jego w niej do czasu spotkania z celem.



Rys. 1.31. Schemat wprowadzenia pocisku raketowego w strefę sterowania

Dla wprowadzenia pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą należy uwzględnić /rys.1.31/:

- obniżenie /przypadanie/ pocisku raketowego pod działaniem siły ciężkości S_R /kąt celowania α_R /;
- kąt natarcia samolotu α_n ;
- ruch wiązki prowadzącej podczas śledzenia celu /kąt wyprzedzenia/.

Ponieważ strzelanie pociskami raketowymi sterowanymi za pomocą wiązki prowadzącej wykonujemy tylko z zasady pod małymi sylwetkami / $R_c = 0/4 - 1/4/$, to trzeci czynnik jest pomijany i zadanie celowania rozwiązujemy przez odchylenie osi strefy sterowania w dół o kąt $\alpha_w = \alpha_n + \alpha_R$. Prócz tego, kąt α_w nadawany jest wielkością przybliżoną tylko w zależności od wysokości strzelania. Nachylenie strefy automatyzuje się i wykonywane jest na podstawie sygnałów z nadajnika wysokości. Ponieważ wielkość α_w zależy od prędkości lotu samolotu, to odpalenie zezwala się wykonywać na prędkościach nie mniejszych od ustalonych w danych warunkach. Również wprowadza się ograniczenia w dopuszczalnych przechyłach samolotu w momencie odpalenia, gdyż wspólnie z przechyłem zmienia się położenie strefy sterowania; pocisk raketowy posiada przypadanie i może nie wejść w wiązkę prowadzącą.

Po wprowadzeniu pocisku raketowego w strefę sterowania należy wykonywać płynne pilotowanie samolotem, nie dopuszczając do "myszkowania" i różnych skrętów, zmian przechyłu itd. W przeciwnym wypadku, na skutek wahań wiązki prowadzącej pocisk raketowy może z niej wyjść. We wszystkich wypadkach niedopuszczalne jest korygowanie odchylenia pocisku raketowego manewrem samolotu, potrzebna jest tylko dokładna orientacja wiązki na cel, szczególnie w końcowym etapie naprowadzania.

DOZWOLONE ODLEGŁOŚCI STRZELANIA / $D_{d \max} - D_{d \min}$ / określone są przez system celowniczy w zależności od warunków strzelania jako funkcje wysokości lotu celu, prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu, prędkości lotu samolotu myśliwskiego, kierunku strzelania /przednia lub tylna półsfera celu/ itd :

$$D_{d \text{ strz}} = D_r + a_1 f_1 /H/ + a_2 f_2 /V_D/ - a_3 f_3 /V_1/ + a_4 f_4 /\sin q / , \quad /1.31/$$

gdzie: a_1, a_2, a_3, a_4 - współczynniki zależne od warunków strzelania

ZOBRAZOWANIE BOCZNEJ GRANICY STREFY MOŻLIWEGO STRZELANIA jest zadaniem złożonym, szczególnie podczas manewrowania celu i realizuje się w przybliżeniu przez przeciążenie własnego samolotu /na przykład lampka "Przeciążenie" na samolotach typu MiG-21/. W perspektywie boczne granice strefy możliwego strzelania będą przekazywane na ekran wskaźnika systemu celowniczego.

Na zakończenie należy podkreślić, że dla zapewnienia strzelania celowanego bardzo ważne jest wytrzymywanie warunków odpalenia pocisków raketowych, które zależą od konkretnego systemu uzbrojenia samolotu. Naruszenie wymagań odpalenia prowadzi do zerwania naprowadzania pocisku raketowego na cel.

1.3. ROZWIĄZANIE ZADANIA RAŻENIA CELU PODCZAS STRZELANIA NIEKIEROWANYMI POCISKAMI RAKETOWYMI I Z BRONI ARTYLERYJSKIEJ

Podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z broni artyleryjskiej /działek/ zadanie rażenia celu praktycznie składa się z dwóch części: sterowania wybuchem i sterowania strzałem. Zadanie sterowania lotem faktycznie nie istnieje jeżeli nie liczyć konieczności stabilizacji osi podłużnej niekierowanego pocisku raketowego i pocisku artyleryjskiego z orientacją części czołowej w stronę celu. Stabilizacja pocisków artyleryjskich zapewniona jest kosztem obrotu wokół osi podłużnej, a niekierowanych pocisków raketowych - kosztem opierzenia, obrotem lub jednego i drugiego wspólnie. Charakterystyki toru balistycznego niekierowanych pocisków raketowych i pocisków artyleryjskich uwzględnia się w rozwiązywaniu zadania sterowania strzałem.

1.3.1. Zadanie sterowania wybuchem

ZADANIE STEROWANIA WYBUCHEM PODCZAS STRZELANIA NIEKIEROWANYMI POCISKAMI RAKETOWYMI I Z DZIAŁEK rozwiązuje się znacznie prościej -

cię niż dla kierowanych pocisków raketowych, ponieważ części bojowe pocisków raketowych i pocisków artyleryjskich uzbraja się w zapalniki kontaktowe /uderzeniowe/. Prócz tego, części bojowe niekierowanych pocisków raketowych i pocisków z działek działania odłamkowo-burzącego posiadają z zasady rozlot odłamków we wszystkich kierunkach. Dlatego sterowanie wybuchem w danym wypadku polega w głównej mierze na zapewnieniu sprawności /niezawodności/ zadziałania zapalnika i lepszego efektu rażącego wybuchu w różnych warunkach spotkania niekierowanego pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ z celem, a także na doborze efektu rażącego /działanie kumulacyjne, przeciwpancerno-zapalające, odłamkowo-burząco-zapalające itd./.

W celu niezawodnego zadziałania zapalnika do jego konstrukcji wprowadza się bocznouderzeniowe urządzenia bezwładnościowe, powodujące wybuch części bojowej dla małych kątów spotkania pocisku raketowego z przeszkodą /zapalnik W-5K do pocisku raketowego typu S-5K i zapalnik W-24A do pocisku raketowego typu S-24/ lub urządzenia elektryczne wybuchowe, czułe na dowolne uderzenie części czołowej / w pociskach raketowych typu S-3K/ itp.

Dla otrzymania lepszego efektu rażącego w pociskach raketowych z odłamkowo-burzącą częścią bojową o dużej mocy może być stosowany zapalnik z kilkoma ustalonymi czasami opóźnienia, które ustawiamy w zależności od odporności celu, jego osłony sztucznej i okrążającego gruntu. W ostatnim czasie dla podanych pocisków raketowych opracowuje się również odległościowe zapalniki radiolokacyjne do spowodowania wybuchu części bojowej podczas podejścia pocisku raketowego do celu na określonej wysokości.

Zapalniki pocisków raketowych i pocisków artyleryjskich, przeznaczonych dla strzelania do celu naziemnego, ze względu na bezpieczeństwo i do strzelań szkolnych nie posiadają samo-likwidatorów.

1.3.2. Zadanie sterowania strzałem

Zadanie sterowania strzałem podczas strzelania z działek i niekierowanymi pociskami raketowymi mają określone znaczenia i rozwiązujemy je w pełnym zakresie. Ogólna treść, wykonawcy i zasadnicze funkcje są analogiczne do rozpatrzonego wypadku strzelania kierowanymi pociskami raketowymi.

WYPROWADZENIE SAMOLOTU W STREFĘ MOŻLIWEGO STRZELANIA /do celu powietrznego lub naziemnego/ realizuje się przez naziemne punkty dowodzenia w ścisłym współdziałaniu z pilotem i z zastosowaniem aparatury pokładowej samolotu. Właściwością rozwiązania tej części zadania jest wykorzystanie przez pilota wzrokowej obserwacji celu, ponieważ odległości strzelania z działek i niekierowanymi pociskami raketowymi znajdują się w przedziałach optycznej widzialności celu.

PRZYGOTOWANIE SYSTEMU UZBROJENIA DO STRZELANIA jest znacznie prostsze niż podczas wykorzystania kierowanych pocisków raketowych i w większej części polegają na sprawdzeniu funkcjonowania systemu celowniczego, przeładowania broni artyleryjskiej a niekiedy na ustawieniu opóźnienia wybuchu zapalnika niekierowanego pocisku raketowego.

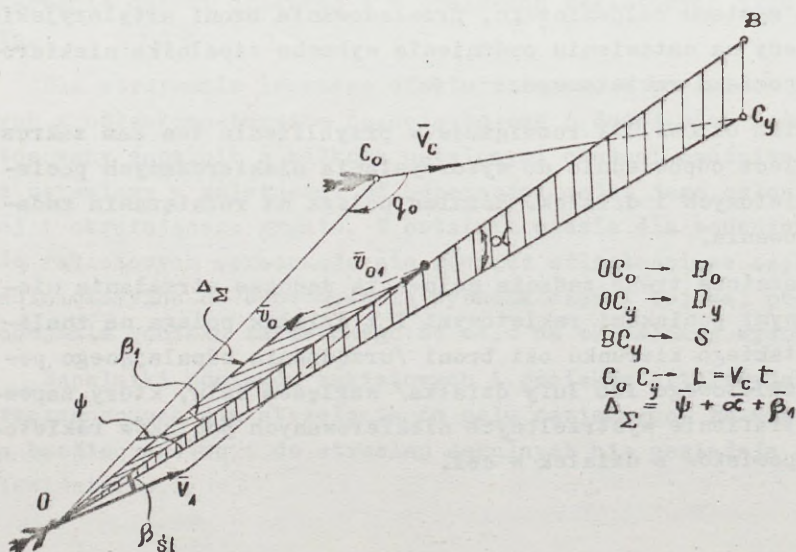
SYSTEM CELOWNICZY rozwiązuje w przybliżeniu ten sam zakres zadań, lecz odpowiednio do wykorzystania niekierowanych pocisków raketowych i działek. Różnica polega na rozwiązaniu zadania celowania.

Zasadnicza treść zadania celowania podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek polega na znalezieniu takiego kierunku osi broni /urządzenia odpalającego pocisku raketowego lub lufy działka/ względem celu, który zapewniłoby trafienie wystrzelonych niekierowanych pocisków raketowych i pocisków z działek w cel.

Należy mieć na uwadze, że podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek lot pocisku raketowego i pocisku z działka po strzale nie jest korygowany i dlatego wymagana jest bardzo duża dokładność rozwiązania zadania celowania. Każda niedokładność w uwzględnianiu parametrów, określających rozwiązanie zadania celowania i niedokładność rozwiązywania prowadzi do zwiększenia rozrzutu pocisków wokół celu i tym samym do zmniejszenia skuteczności strzelania.

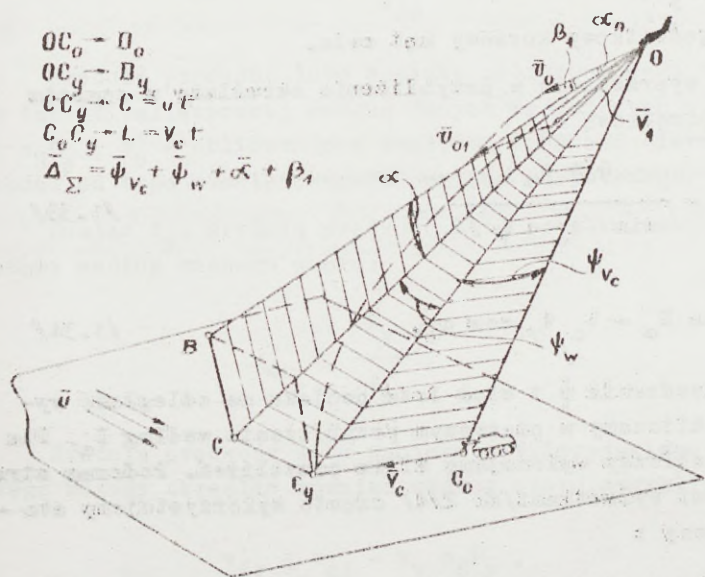
W systemach celowniczych samolotów typu myśliwskiego /myśliwskich, myśliwsko-bombowych, myśliwsko-szturmowych itp./ podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z działek zadanie celowania rozwiązujemy przez zbudowanie trzech poprawek kątowych:

- kąta wyprzedzenia ψ ;
- kąta celowania α ;
- kąta przeniesienia β_1 .



Rys. 1.32. Ideowy schemat podczas strzelania do celu powietrznego

Poprawki te uwzględniają takie zasadnicze czynniki, jak ruch celu, działanie siły ciężkości na pocisk raketowy i pocisk z działa i ruch samolotu strzelającego. Paralaksę i kąt ustawienia broni przeważnie uwzględniamy podczas przystrzeliwania broni /regulacji celowników/.



Rys. 1.33. Ideowy schemat podczas strzelania do celu naziemnego

Na rys. 1.32 i 1.33 podane są ideowe schematy podczas strzelania do celów powietrznych i naziemnych. Oddzielne poprawki kątowe, potrzebne dla rozwiązania zadania celowania, określamy w sposób następujący.

KĄT WYPRZEDZENIA określamy, przyjmując założenie, że po strzale cel porusza się równomiernie i prostolinijnie $\sqrt{V_c = \text{const}}$ z trójkąta OC_0C_y /rys.1.32/ :

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_{sr}} \sin q_0, \quad /1.32/$$

gdzie: v_{sr} - średnia prędkość lotu pocisku artyleryjskiego /pocisku raketowego/ na odległość wyprzedzoną $/D_y/$;

q_0 - początkowy kursowy kąt celu.

Odległość wyprzedzoną w przybliżeniu określamy w oparciu o odległość początkową D_0 :

$$D_y = \frac{\sin q_0}{\sin /q_0 + \psi /}, \quad /1.33/$$

lub

$$D_y \approx D_0 - v_c t_y \cos q_0, \quad /1.34/$$

gdzie kąt wyprzedzenia ψ i czas lotu pocisku na odległość wyprzedzoną t_y obliczamy w pierwszym przybliżeniu według D_0 . Dla udokładnienia obliczeń wykonujemy kilka przybliżeń. Podczas strzelania pod małymi sylwetkami/do 2/4/ często wykorzystujemy stosunek przybliżony :

$$D_y \approx 1,4 D_0, \quad /1.35/$$

Średnią prędkość lotu pocisku v_{sr} określamy z tabel balistycznych według danych wyjściowych $c_{H_y}^D$ i $v_{01} = v_0 + v_1$. W czasie określania średniej prędkości lotu niekierowanego pocisku raketowego, początkowo obliczamy czas lotu pocisku raketowego:

$$t_y = t' + \delta t, \quad /1.36/$$

gdzie: t' - czas lotu pocisku obliczeniowego;

δt - poprawka uwzględniająca opóźnienie w ruchu pocisku raketowego na aktywnym odcinku toru lotu w porów-

naniu z ruchem pocisku obliczeniowego /podaje się w specjalnych tabelach jako funkcja V_1 /.

Czas t' określamy ze wzoru:

$$t' = \frac{D}{v_{sr}} \quad /1.37/$$

Srednią prędkość lotu pocisku obliczeniowego v_{sr} określamy z tabeli balistycznej według danych wyjściowych $v'_{o1} = v'_o + V_1$ i $c_{H^D_y}$; v'_o - obliczeniową względną prędkość bierzemy w zależności od typu niekierowanego pocisku raketowego.

Znając t_y , średnią prędkość lotu pocisku raketowego obliczamy według znanego wzoru:

$$v_{sr} = \frac{D_y}{t_y} \quad /1.38/$$

Srednią prędkość lotu pocisku artyleryjskiego i obliczeniowego możemy określić również według wzoru przybliżonego:

$$v_{sr} \approx v_{o1} - k_v c_{H^D_y}, \quad /1.39/$$

gdzie: dla $v_{o1} = v'_{o1} \geq 800$ m/s; $k_v = k'_v = 0,13$;
dla $v_{o1} = v'_{o1} < 800$ m/s; $k_v = k'_v = 0,08$.

Wzór /1.32/ jest wzorem wyjściowym dla otrzymania wzorów roboczych systemów celowniczych, ponieważ V_c i q , wchodzące w jego skład są mierzone za pomocą mierników współczesnych celowników, co sprowadza się go do postaci:

$$\sin \psi = \omega_D T_{obl}, \quad /1.40/$$

gdzie

$$T_{obl} = \frac{D_o}{v_{sr} - V_1} \quad /1.41/$$

Czas obliczeniowy T_{obl} podczas strzelania z tylnej półsfery celu jest 1,5 - 2,5 razy większy od rzeczywistego czasu lotu t_y pocisku raketowego lub pocisku artyleryjskiego.

W systemach celowniczych kąt wyprzedzenia buduje się według dwóch składowych, wziętych w płaszczyźnie symetrii samolotu i rozpiętości skrzydeł ϑ :

$$\left. \begin{aligned} \psi_M &= \omega_M T_{obl} \\ \psi_\vartheta &= \omega_\vartheta T_{obl} \end{aligned} \right\} \quad /1.42/$$

gdzie: ω_M i ω_ϑ - katowe prędkości linii odległości odpowiednio w płaszczyznach μ i ϑ .

KĄT CELOWANIA, o jaki powinien być podniesiony wektor \vec{v}_0 względem linii położenia celu /linii odległości OC_y / równy jest /rys.1.34/:

$$\alpha = \frac{S}{D_y} \cos \theta = \alpha_0 \cos \theta, \quad /1.43/$$

gdzie : $\alpha_0 = \frac{S}{D_y}$;

S - obniżenie pocisku;

θ - kąt wychylenia /wzniesienia/.

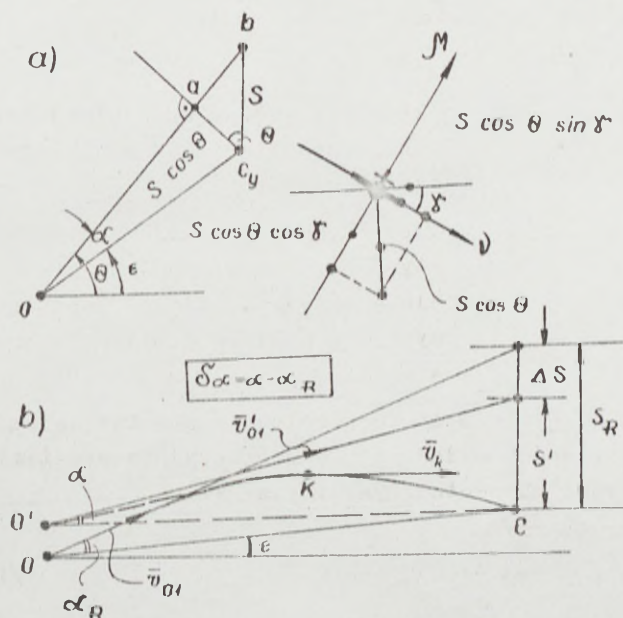
Obniżenie pocisku artyleryjskiego i kąt celowania określamy za pomocą tabel balistycznych według następujących wzorów:

$$S = 10^{-5} k D_y^2, \quad /1.44/$$

$$\alpha^T = 10^{-2} k D_y \cos \theta. \quad /1.45/$$

Współczynnik k, wchodzący w skład obu wzorów, określamy ze

specjalnej tabeli według danych wyjściowych v_{01} i $c_H^D y^*$



rys. 1.34. Schemat budowy kąta celowania:

- a - strzelanie z działek;
- b - strzelanie niekierowanymi pociskami raketowymi

Podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi w związku z tym, że tor lotu pocisku raketowego na aktywnym odcinku toru lotu posiada dużą krzywiznę, większą niż tor lotu pocisku artyleryjskiego /od punktu wylotu O do punktu K - rys. 1.34, b/, obniżenie będzie większe niż dla pocisku artyleryjskiego o wielkość ΔS . Dlatego w czasie określania S_R i α_R

wprowadzamy poprawki i obliczamy obniżenie toru lotu i kąt celowania na podstawie następujących wzorów:

$$S = 10^{-3} D / 10^{-2} k' D_y + \delta \alpha^T / \quad /m/, \quad /1.46/$$

$$\alpha^T = /10^{-2} k' D_y + \delta \alpha^T / \cos \theta \quad /tys./, \quad /1.47/$$

gdzie: $\delta \alpha^T = \frac{S}{D_y} 10^3$ - określamy według specjalnej tabeli w zależności od prędkości lotu samolotu myśliwskiego;

k' - współczynnik, określamy z tabeli balistycznej, jak i współczynnik k dla pocisku artyleryjskiego, lecz według danych dla pocisku obliczeniowego $v_{01}' = v_0' + v_1$ i $c_H^{D_y}$.

W obecnym czasie w systemach celowniczych kąt celowania buduje się według dwóch składowych w płaszczyźnie symetrii i rozpiętości skrzydeł samolotu /rys.1.34,a/ :

$$\alpha_{\mu} = \frac{S}{D_y} \cos \theta \cos \gamma, \quad /1.48/$$

$$\alpha_{\nu} = \frac{S}{D_y} \cos \theta \sin \gamma, \quad /1.49/$$

gdzie γ - kąt przechyłu samolotu myśliwskiego.

KĄT PRZENIESIENIA. Podczas strzelania do poruszającego się samolotu pocisk rakietowy w momencie zejścia z urządzenia odpalającego i pocisk artyleryjski w czasie wylotu z przewodu lufy posiadają dwie prędkości: względną początkową prędkość lotu v_0 i prędkość v_1 , z którą leci samolot strzelający. Między wektorami \vec{v}_0 i \vec{v}_1 z zasady jest kąt ślizgu β_{s1} , uwarunkowany istnie-

niem kąta natarcia samolotu α_n lub bocznym ślizgiem.

Na skutek nie pokrycia się kierunków tych wektorów następuje przenoszenie pocisku artyleryjskiego /pocisku raketowego/, które uwzględniamy podczas strzelania przez zbudowanie kąta przeniesienia β_1 /patrz rys.1.32/. Na podstawie rozwiązania trójkąta prędkości możemy napisać następujące wyrażenie :

$$v_{o1} = v_o^2 + v_1^2 + 2 v_o v_1 \cos \beta_{s1} \quad /1.50/$$

lub w przybliżeniu $v_{o1} \approx v_o + v_1$ - dla niedużych kątów ślizgu β_{s1} /do 10 - 15°/:

$$\sin \beta_1 = \frac{v_1}{v_{o1}} \sin \beta_{s1} \quad /1.51/$$

w czasie strzelania z broni artyleryjskiej stosunek $\frac{v_1}{v_{o1}}$

nie przekracza wielkości 0,25 - 0,35 i kąt przeniesienia β_1 jest mały. Natomiast podczas strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi stosunek ten jest bliski jedności i kąt przeniesienia β_1 posiada tę samą wielkość co i kąt ślizgu β_{s1} .

Wobec tego, w czasie strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi należy starać się, aby ślizg nie występował lub był bardzo mały; dla zwiększenia dokładności strzelania celownik samolotu myśliwskiego powinien automatycznie wypracowywać po - trzebną poprawkę kątową na ślizg w zależności od bieżących wartości parametrów wejściowych.

SUMARYCZNA POPRAWKA KĄTOWA jest sumą geometryczną rozpatrzonych poprzednio poprawek kątowych /patrz rys.1.32 i 1.33/:

$$\bar{\Delta}_\Sigma = \bar{\psi} + \bar{\alpha} + \beta_1 \quad /1.52/$$

Dla zastosowania bojowego często potrzebna jest znajomość PRĘDKOŚCI POCISKU PRZY CELU v_B /rys. 1.35/. Określamy ją za pomocą specjalnej tabeli - jednakowo dla pocisku artyleryjskiego i niekierowanego pocisku raketowego - według parametrów wyjściowych c_{H^D} i v_{01} / v_{01}^* .

Prędkość pocisku przy celu wykorzystujemy dla obliczania prędkości spotkania pocisku artyleryjskiego /pocisku raketowego/ z celem, która zgodnie z rys. 1.35 jest równa:

$$\bar{v}_D = \bar{v}_B - \bar{v}_C, \quad /1.54/$$

$$v_D = \sqrt{v_B^2 + v_C^2 + 2 v_B v_C \cos \lambda}.$$

Na podstawie prędkości spotkania pocisku z celem i prędkości lotu celu możemy określić ograniczenia w odległości strzelania z uwzględnieniem czułości zapalnika. W tym celu wzór /1.54/ rozwiązujemy względem v_B :

$$v_B = -v_C \cos \lambda + \sqrt{v_D^{*2} - v_C^2 \sin^2 \lambda}, \quad /1.55/$$

gdzie v_D^* - określona prędkość zbliżania pocisku raketowego /pocisku artyleryjskiego/ do celu.

Na podstawie wielkości v_B i v_{01} według podanego na rys.1.35 schematu obliczamy iloczyn c_{H^D} i w oparciu o niego dla określo-

nej wysokości znajdujemy szukaną odległość / $D = \frac{c_{H^D}}{c_H} /$.-

2. OCENA MOŻLIWOSCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW KIEROWANEGO

UZBROJENIA RAKIETOWEGO PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW

POWIETRZNYCH

2.1. MOŻLIWE WARUNKI ZASTOSOWANIA BOJOWEGO KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH PODCZAS ZWALCZANIA NIE MANEWRU- JĄCYCH CELÓW POWIETRZNYCH

2.1.1. Metody oceny możliwych warunków odpalenia pocisków raketowych

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, zadziałania zapalnika i rażenia celu w wyniku wybuchu części bojowej.

Kształt i wymiary strefy możliwego strzelania zależą od dużej liczby różnych czynników, z których ważniejszymi są:

- charakterystyki techniczne i konstrukcyjne pocisku raketowego /sposób sterowania, typ i charakterystyki aparatury sterowania, zapalnika, części bojowej, charakterystyki energoba - listyczne i aerodynamiczne pocisku raketowego itd./;

- charakterystyki techniczne i konstrukcyjne systemu celowniczego zapewniające wykrycie i przechwycenie celu, przygotowanie pocisków raketowych do odpalenia, celowanie, a także

opromieniowanie celu dla pocisków raketowych z półaktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania;

- możliwości manewrowe samolotu atakującego;
- sposób celowania i błędy dopuszczalne podczas celowania i odpalania pocisków raketowych;
- warunki odpalania pocisków raketowych /prędkość i wysokość lotu celu i samolotu strzelającego, charakter manewru celu, zakłócenia naturalne i sztuczne itd./.

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 wystarczająca 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.

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.

Najbardziej obiektywne dane dotyczące określania granic strefy możliwego strzelania dla konkretnych warunków zastosowania bojowego / H , V_m , V_c itd./ można byłoby otrzymać drogą przeprowadzenia eksperymentów lotnych z rzeczywistymi odpaleniami pocisków raketowych. Jednak taka droga jest nie do przyjęcia, gdyż nawet dla określenia jednego punktu strefy możliwego strzelania wymagana jest stosunkowo duża ilość odpaleń pocisków raketowych.

Drugą, prostszą drogą określenia strefy możliwego strzelania jest metoda matematycznego modelowania procesu naprowadzania pocisku raketowego na cel z zastosowaniem analogowych i cyfrowych maszyn elektronowych. W tym wypadku proces naprowadzania pocisku raketowego na cel opisujemy układem równań, który rozwiązywany jest na elektronicznej maszynie cyfrowej.

W czasie określania strefy możliwego strzelania za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej wykonujemy umowne "odpalenia" pocisków raketowych z różnych odległości i dla różnych kątów kursowych.

Każde takie "odpalenie" ocenia się jako skuteczne lub nieskuteczne na podstawie wielkości "chybienia" pocisku raketowego względem celu lub też na podstawie zaistniałego zerwania naprowadzania.

"Odpalenie" jest wtedy skuteczne /w granicach strefy możliwego strzelania/, gdy "chybienie" pocisku raketowego jest mniejsze od promienia zadziałania zapalnika, a nieskuteczne /poza granicami strefy możliwego strzelania/, gdy nastąpiło zerwanie naprowadzania pocisku raketowego lub "chybienie" większe od promienia zadziałania zapalnika. Graniczne punkty skutecznych "odpaleń" określają strefę możliwego strzelania dla ustalonych warunków.

Za pomocą elektronicznych maszyn cyfrowych możemy uwzględnić wszystkie zasadnicze czynniki wpływające na strefę możliwego

strzelania, a także wpływ manewru celu i błędów celowania na zmianę jej kształtu i wymiarów. Otrzymane na elektronowych maszynach cyfrowych wyniki sprawdza się przeważnie w eksperymentach lotnych dla ograniczonego zakresu warunków.

Dla przybliżonej metody oceny i analizy możliwych warunków odpalania pocisków raketowych stosujemy metody graficzno-analityczne, uwzględniające tylko zasadnicze, najbardziej istotne czynniki, określające strefę możliwego strzelania. Wyższość tych metod polega na prostocie, gdyż nie wymagają zastosowania elektronowych maszyn cyfrowych lub rzeczywistych strzelań i wyniki oceny strefy możliwego strzelania choć są przybliżone, są w pełni możliwe do przyjęcia dla celów praktycznych. Za pomocą metod graficzno-analitycznych możemy poglądowo przedstawić charakter zmian strefy możliwego strzelania dla możliwych warunków odpalania pocisków raketowych i przeanalizować wpływ różnych czynników na jej kształt i wymiary.

Zasadniczą cechą ujemną metody graficzno-analitycznej określania strefy możliwego strzelania jest to, że podczas jej stosowania niemożliwe jest uwzględnienie dynamiki lotu pocisku raketowego, właściwości pracy jego aparatury sterowania, a także przybliżony charakter otrzymanych wyników.

Najprościej granice strefy możliwego strzelania określa się podczas prostoliniowego lotu celu.

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 granicę 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 systemem celowniczym, charakterystykami manewrowymi samolotu myśliwskiego, 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 pocisku raketowego. Ograniczają one maksymalny czas kierowanego lotu pocisku raketowego $/t_k/$ uwzględniając zapas zasilania elektrycznego i powietrznego, niezbędny do pracy aparatury sterowania, a także określają rozkład zmiany prędkości i odległości lotu pocisku raketowego na odcinku aktywnym i pasywnym w różnych warunkach $v_R/t, H/$, $D_y/t, H/$ lub $v_R/t, H/$, $D_x/t, H/$ /patrz rys. 1.11 i 1.12/

Czas kierowanego lotu t_k wpływa na dalszą granicę strefy możliwego strzelania, a charakterystyki energobalistyczne pocisku raketowego - na wszystkie granice strefy możliwego strzelania.

2. Możliwości manewrowe pocisku raketowego podczas jego lotu od momentu odpalania do czasu spotkania z celem, które charakteryzują rozporządzalne przeciążenie pocisku raketowego $n_R/M, H/$. 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 ψ_k^* osi koordynatora od osi pocisku raketowego, maksymalna kątowa prędkość osi koordynatora podczas śledzenia celu $\dot{\psi}_k^*$. Wywierają one wpływ na dalszą i boczną granicę strefy możliwego strzelania, a także określają maksymalne przewyższenie /przeniznienie/ celu podczas wykonywania ataku w płaszczyźnie pionowej.

4. Charakterystyki zapalnika zbliżeniowego /bezkontaktowego/ /czas odbezpieczenia $t_{\text{odb}}^{\#}$ i zakres prędkości zbliżania pocisku raketowego do celu $v_{\text{D}}^{\#} \text{ min} - v_{\text{D}}^{\#} \text{ max}$, dla których powinien on zadziałać niezawodnie/. Wpływają one tak na bliższą, jak i na dalszą granicę strefy możliwego strzelania.

W niektórych wypadkach zapalnik może ograniczać kierunki możliwych ataków zakresem kątów kursowych, w którym zapewnia się jego zadziałanie.

Rozpatrzmy metodę budowy strefy możliwego strzelania metodą graficzno-analityczną w płaszczyźnie poziomej w zastosowaniu do wszechsylwetkowych pocisków raketowych z uwzględnieniem zasadniczych parametrów pocisku raketowego i zapalnika.

Podczas analizy wpływu każdego parametru pocisku raketowego na strefę możliwego strzelania będziemy uwzględniać możliwości uproszczenia rozwiązania danego zadania dla pocisków raketowych, przeznaczonych do odpaleń w wąskim sektorze tylnej i przedniej półsfery celu.

Dla zbudowania granic strefy możliwe strzelania będziemy kolejno uwzględniać wpływ każdego parametru pocisku raketowego na jej granice.

Podczas oceny wpływu każdego parametru na strefę możliwego strzelania wygodnie jest przyjąć jedną metodę: dla zbudowania dalszej granicy określać maksymalny czas lotu pocisku raketowego t_{max} , który może być wykorzystany w danych warunkach ataku, a bliższej granicy - minimalny czas t_{min} . Najmniejszy ze wszystkich wartości czas t_{max} /z uwzględnieniem wszystkich parametrów/ będzie określać maksymalną odległość strzelania, a najmniejszy ze wszystkich wartości t_{min} - minimalną odległość odpalenia w danych warunkach.

W celu uproszczenia rozwiązania danego zadania przyjmujemy następujące założenia:

- cel nie manewruje;
- oś pocisku raketowego w momencie odpalenia skierowana jest w punkt obliczony spotkania z celem pod kątem wyprzedzenia ψ_{obl} do linii odległości;
- pocisk raketowy naprowadzany jest na cel metodą zbliżenia równoległego i tor jego lotu jest prostoliniowy.

2.1.2. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według czasu kierowanego lotu

Maksymalny czas kierowanego lotu dla różnych typów pocisków raketowych jest różny. Na przykład dla pocisków raketowych typu RS-2US wynosi on $t_k = 12$ s, dla R-3S $t_k = 21$ s. Ten czas ogranicza maksymalną odległość odpalenia, ponieważ w dowolnych warunkach maksymalny czas t_{max} lotu pocisku raketowego 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 raketowego dla dowolnej konkretnej wartości kursowego kąta celu q możemy określić za pomocą rozpatrzonych już wzorów /1.9/ lub /1.9,a/, podstawiając w nich zamiast czasu t - maksymalny czas kierowanego lotu pocisku raketowego $t_{max} = t_k$:

$$D_{max} = D_y / t_{max} / \cos \psi + V_c t_{max} \cos q, \quad /2.1/$$

$$D_{max} = D_r / t_{max} / \cos \psi + V_D t_{max}, \quad /2.2/$$

gdzie: V_D - prędkość zbliżenia samolotu myśliwskiego do celu w momencie odpalenia pocisku raketowego :

$$V_D = V_m \cos \psi + V_c \cos q, \quad /2.3/$$

gdzie: D_y/t_{\max} , D_r/t_{\max} - odpowiednio wyprzedzona i względna odległość lotu pocisku raketowego w czasie $t_{\max} = t_k$;

ψ - kąt wyprzedzenia określający kierunek na punkt spotkania pocisku raketowego z celem podczas strzelania z D_{\max} .

Kąt wyprzedzenia ψ określamy według podanego poprzednio wzoru:

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_R \text{ śr}} \sin \alpha .$$

Srednią prędkość lotu pocisku raketowego $v_R \text{ śr}$ określamy ze wzoru:

$$v_R \text{ śr} = \frac{D_y/t_{\max}}{t_{\max}} ,$$

lub

$$v_R \text{ śr} = \frac{D_r/t_{\max}}{t_{\max}} + v_m . \quad /2.4/$$

W ten sposób, dla określenia maksymalnej odległości odpalenia według maksymalnego czasu kierowanego lotu pocisku raketowego $t_{\max} = t_k$ na podstawie wzoru /2.1/ lub /2.2/ dla dowolnego kursowego kąta celu α należy określić wyprzedzoną D_y/t_{\max} lub względną D_r/t_{\max} odległość lotu pocisku raketowego w czasie t_{\max} . Odległości te określamy dla ustalonych warunków odpalenia z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego $D_y/t, H/$ lub $D_r/t, H/$.

nego lotu pocisku raketowego: $S_{C_1} = V_c t_k$. Z otrzymanego punktu C_{y1} , jak ze środka, przeprowadzamy okrąg o promieniu $R = D_{y \max}$. Na rys. 2.1 pokazana jest tylko połowa okręgu.

Odległość od celu do tego okręgu określa dalszą granicę strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym według t_k dla dowolnego kursowego kąta celu. Faktycznie, podczas odpalenia pocisku raketowego z dowolnego punktu tego okręgu pocisk raketowy w czasie t_k przeleci odległość $D_{y \max}$, która nie zależy od kursowego kąta celu i spotka się z celem w punkcie C_{y1} . Odległość od punktu C_0 do tego okręgu dla dowolnego kąta kursowego q jest maksymalną odległości odpalenia $D_{\max} / C_{0M_1}, C_{0M_2}$.

2.1.3. Określanie bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia zapalnika

Aby zadziałał zapalnik pocisku raketowego, minimalny jego czas lotu do celu powinien być nie mniejszy od czasu odbezpieczenia zapalnika $/t_{\min} \geq t_{\text{odb}}/$. Czas odbezpieczenia zapalnika określa bliższą granicę strefy możliwego strzelania.

Jeżeli do wzoru /2.1/ lub /2.2/ w miejsce maksymalnego czasu kierowanego lotu pocisku raketowego t_{\max} podstawić minimalny czas t_{\min} , określany czasem odbezpieczenia zapalnika $t_{\min} = t_{\text{odb}}$ wówczas otrzymamy wzór dla określania minimalnej odległości odpalenia pocisku raketowego według czasu odbezpieczenia zapalnika :

$$D_{\min} = D_y / t_{\text{odb}} / \cos \psi + V_c t_{\text{odb}} \cos q, \quad /2.4, a/$$

$$D_{\min} = D_r / t_{\text{odb}} / \cos \psi + V_D t_{\text{odb}}. \quad /2.4, b/$$

Budowę bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia zapalnika t_{odb} wykonujemy analogicznie do

budowy dalszej granicy według t_k , tylko droga celu wynosi $S_{C2} = V_c t_{odb}$, a promień okręgu $r = D_y/t_{odb}$ /rys.2.1/.

Jeżeli by nie było innych ograniczeń w odpalaniu pocisków raketowych, to strefa zawarta między tymi dwoma okręgami byłaby strefą możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem rakietowym w płaszczyźnie poziomej.

Dla pocisków raketowych przeznaczonych do odpalania w wąskim sektorze tylnej lub przedniej półsfery celu w granicach sektora do $\pm 30^\circ$ w stosunku do podłużnej osi celu z dostateczną dla celów praktycznych dokładnością, możemy przyjąć $\varphi = 0^\circ$ lub 180° .

Takie założenie w znacznym stopniu upraszcza metodę określania dalszej i bliższej granicy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze nie tylko według t_k i t_{odb} , lecz i według innych parametrów pocisku raketowego. W tym wypadku wzory dla określania D_{max} i D_{min} przyjmą następującą postać:

$$D_{max} = D_r/t_{max} + V_D t_{max}, \quad /2.5/$$

$$D_{min} = D_r/t_{min} + V_D t_{min}, \quad /2.6/$$

gdzie: t_{max} i t_{min} - odpowiednio maksymalny i minimalny czas lotu pocisku raketowego do celu, który można wykorzystać w danych warunkach ataku

$V_D = V_m \pm V_c$ - prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu.

Jeżeli podane są wykresy wyprzedzonych odległości lotu pocisku raketowego $D_y/t, H/$, wówczas D_{max} i D_{min} dla wąskiego sektora tylnej lub przedniej półsfery celu wygodnie jest obliczać według wzorów:

$$D_{max} = D_y/t_{max} \pm V_c t_{max}, \quad /2.7/$$

$$D_{\min} = D_y / t_{\min} / \pm V_c t_{\min} \cdot \quad /2.8/$$

Znak "plus" w tych wzorach bierzemy dla przedniej półsfery celu, a "minus" - dla tylnej.

Ograniczenie strefy możliwego strzelania według maksymalnego czasu kierowanego lotu pocisku raketowego t_k przeważnie występuje na średnich i dużych wysokościach lotu podczas wykonywania ataku z tylnej półsfery celu.

Czas odbezpieczenia zapalnika t_{odb} ogranicza minimalne odległości odpalania pocisków raketowych tak w przedniej, jak i w tylnej półsferze celu. Jest on zasadniczą charakterystyką, określającą bliższą granicę strefy możliwego strzelania zarówno na małych, jak i na dużych wysokościach.

2.1.4. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej prędkości zbliżenia pocisku raketowego do celu $v_{D \min}^x$, ograniczonej zapalnikiem

Dla niezawodnego zadziałania zapalnika prędkość zbliżenia pocisku raketowego do celu powinna się znajdować w określonym przedziale $v_{D \min}^x \leq v_D \leq v_{D \max}^x$, który zależy od właściwości konstrukcyjnych i zasady pracy zapalnika zbliżeniowego /bezkontaktowego/. Na przykład zapalnik optyczny pocisku raketowego typu R-3S posiada ograniczenia według minimalnej prędkości zbliżenia $v_{D \min}^x = 150$ m/s. Ta prędkość zbliżenia dlatego przyjęta została jako minimalna, że zapewnia ona niezawodne zadziałanie zapalnika podczas chybień pocisków raketowych mniejszych od dwóch odchyień prawdopodobnych $/E_k = 2$ m/.

Zapalnik pocisku raketowego typu RS-2US niezawodnie zadziałuje w zakresie prędkości zbliżenia do celu $150 \text{ m/s} \leq v_D \leq 900 \text{ m/s}$.

Ograniczenie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej wartości v_D^* min występuje podczas strzelania w tylnej półsferyze celu na małych i średnich wysokościach. W tych warunkach prędkość lotu pocisku raketowego na pasywnym odcinku lotu szybko spada, co nie pozwala wykorzystać maksymalny czas kierowanego lotu pocisku raketowego.

Dla określenia maksymalnej odległości odpalenia D_{max} według v_D^* min dla dowolnego kursowego kąta celu q można wykorzystać poprzednio podane wzory /2.1/ lub /2.2/. W tych wzorach w miejsce czasu kierowanego lotu pocisku raketowego $t_{max} = t_k$ należy podstawić taki czas lotu pocisku raketowego t_{max} , dla którego prędkość zbliżania jego do celu dla danego kąta kursowego q będzie równa v_D^* min.

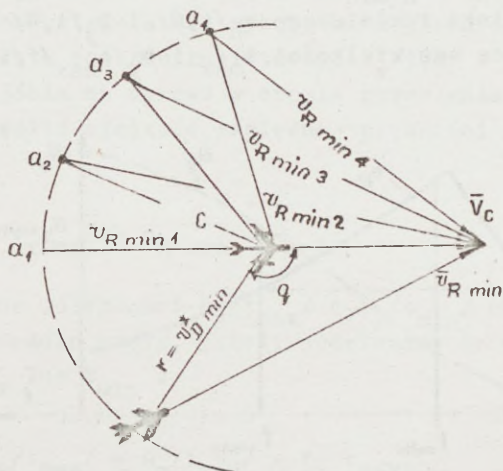
Należy podkreślić, że dla prostoliniowego lotu celu kąt kursowy q w momencie odpalenia pocisku raketowego i spotkania jego z celem mało się zmienia podczas lotu według metody zbliżania równoległego nawet dla znacznych błędów celowania w momencie odpalenia. Dlatego w dalszych rozważaniach podczas strzelania do celu niemanewrującego będziemy przyjmować, że kursowy kąt celu względem pocisku raketowego nie zmienia się od momentu odpalenia do spotkania jego z celem. To założenie nie ma zastosowania podczas strzelania do celu manewrującego.

Wyłącznie na podstawie v_D^* min i warunków strzelania nie możemy określić czasu t_{max} , dlatego początkowo określamy prędkość lotu pocisku raketowego przy celu v_R min, dla której prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu nie będzie mniejsza od v_D^* min. Dla dowolnego kursowego kąta celu q i znanych wielkości v_D^* min i V_c , wielkość v_R min możemy określić bądź na podstawie twierdzenia cosinusów z wektorowego trójkąta prędkości, bądź graficznie /rys.2.2/:

$$v_R \text{ min} = v_D^* \text{ min} \sqrt{1 + \frac{V_c}{v_D^* \text{ min}} - 2 \frac{V_c}{v_D^* \text{ min}} \cos q.}$$

/2.9/

Dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych wielkość minimalnej prędkości pocisku raketowego przy celu $v_{R \min}$, zapewniającą prędkość zbliżania do celu nie mniejszą niż $v_{D \min}^*$, wygodnie jest określać graficznie, jak pokazano na rys. 2.2.



Rys.2.2. Schemat określania $v_{R \min}$ według $v_{D \min}^*$

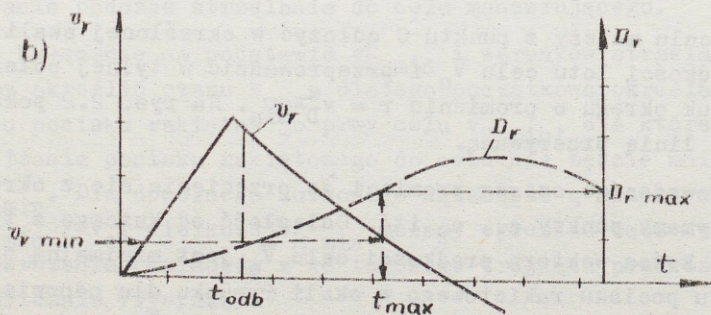
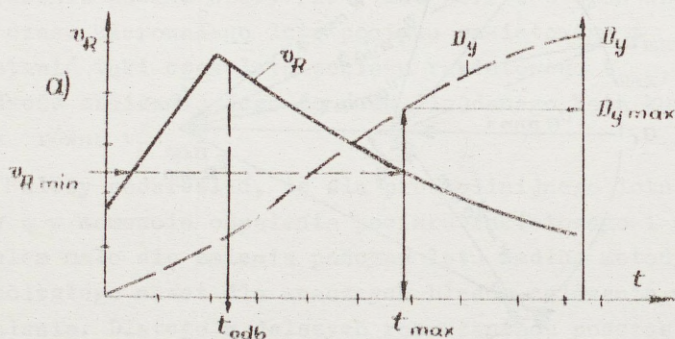
W tym celu należy z punktu C odłożyć w określonej skali wektor prędkości lotu celu \vec{V}_C i przeprowadzić w tylnej półsfery celu łuk okręgu o promieniu $r = v_{D \min}^*$. Na rys. 2.2 pokazany jest on linią przerywaną.

Przeprowadzając szereg promieni do przecięcia się z okręgiem, otrzymamy punkty a_1, a_2 itd. Odległość od każdego z tych punktów do końca wektora prędkości celu \vec{V}_C jest minimalną prędkością lotu pocisku raketowego w skali rysunku dla odpowiedniego kursowego kąta celu, ograniczoną wielkością $v_{D \min}^* / v_{R \min 1}, v_{R \min 2}, v_{R \min 3} /$.

DLA WĄSKIEGO SEKTORA TYJNEJ POŁSFERY CELU $v_R \min$ możemy określić według wzoru przybliżonego:

$$v_R \min = v_D^{\pi} \min + V_c. \quad /2.10/$$

Znając wielkość $v_R \min$, z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego $v_R/t, H/$ i $D_y/t, H/$ łatwo określamy interesujące nas wielkości t_{\max} i D_y/t_{\max} /rys. 2.3, a/.



Rys. 2.3. Schemat określania maksymalnego czasu i odległości lotu pocisku raketowego z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego

W czasie określania tych wielkości interesuje nas tylko odcinek pasywnego lotu pocisku raketowego, ponieważ na początku odcinka aktywnego, na którym prędkość lotu pocisku raketowego zwiększa się, są ograniczenia w minimalnej odległości odpalenia według czasu odbezpieczenia zapalnika pocisku raketowego.

Podczas posługiwania się wykresami względnych prędkości i odległości lotu pocisku raketowego $v_r/t, H/$ i $D_r/t, H/$ /rys. 2.3, b/ dla wejścia na wykres w czasie określania t_{max} należy uprzednio określić wielkość względnej prędkości lotu pocisku raketowego:

$$v_r \text{ min} = v_R \text{ min} - v_m \cdot \quad /2.11/$$

Wyprzedzone odległości $D_y/t_{max}/$ i $D_y/t_{min}/$ określamy według podanego poprzednio wzoru, jeżeli podstawimy do niego zamiast czasu t , t_{max} lub t_{min} :

$$D_y/t_{max}/ = D_r/t_{max}/ + v_m t_{max}, \quad /2.12/$$

$$D_y/t_{min}/ = D_r/t_{min}/ + v_m t_{min}. \quad /2.13/$$

W ten sposób, dla dowolnego kursowego kąta celu dla określonych warunków strzelania według wzorów /2.1/ lub /2.2/ możemy znaleźć maksymalną odległość odpalenia D_{max} , ograniczoną minimalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu $v_{D \text{ min}}^*$ według zapalnika.

Analogicznie do rozpatrzonego poprzednio sposobu określania odległości odpalenia, określamy minimalną odległość D_{min} , ograniczoną maksymalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu $v_{D \text{ max}}^*$, dla której obliczony jest zapalnik. Różnica polega tylko na tym, że we wzorze /2.1/ zamiast t_{max} i $D_y/t_{max}/$ należy podstawić wielkości t_{min} i $D_y/t_{min}/$.

Ograniczenie minimalnej odległości odpalania według v_D^x max ma miejsce podczas strzelania w przedniej półsferyze celu dla dużych prędkości lotu samolotu myśliwskiego i celu.

2.1.5. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego

Dla normalnego naprowadzania pocisku raketowego na cel należy, aby potrzebne do naprowadzania przeciążenie było nie 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 drodze określonej metody naprowadzania będzie niemożliwy, a to doprowadzi do zerwania naprowadzania lub zwiększenia chybień pocisku raketowego. Potrzebne przeciążenie pocisku raketowego zależy od metody naprowadzania i charakterystyk aparatury sterowania, a rozporządzalne - od charakterystyk aerodynamicznych pocisku raketowego i warunków strzelania.

Jak było podane poprzednio, w przybliżeniu możemy przyjąć dla samonaprowadzających się pocisków raketowych wielkość potrzebnego przeciążenia równą $n_p = 5$, podczas strzelania do celu nie manewrującego w przedniej półsferyze celu i $n_p = 3$ - w tylnej. Podczas manewru celu wielkość potrzebnego przeciążenia pocisku raketowego zwiększa się.

Rozporządzalne przeciążenie konkretnego pocisku raketowego zależy od liczby M jego lotu i wysokości. Charakter tej zależności i metoda określania przeciążenia rozporządzalnego dla różnych warunków odpalania były rozpatrzone poprzednio /patrz rys. 1.7 i 1.8/.

Dla uwzględnienia przeciążenia pocisku raketowego podczas budowy dalszej granicy strefy możliwego strzelania należy dla

określonych warunków znaleźć minimalną prędkość lotu pocisku raketowego $v_{R \min}$, dla której przeciążenie rozporządcalne będzie nie mniejsze od przeciążenia potrzebnego.

W czasie budowy dalszej granicy strefy możliwego strzelania uwzględniamy fakt, że minimalne przeciążenie pocisku raketowego jest w momencie spotkania z celem, gdy prędkość pocisku raketowego jest najmniejsza.

Maksymalną odległość odpalania ograniczoną $v_{R \min}$ według przeciążenia pocisku raketowego, możemy określić w następujący sposób. Dla ustalonych warunków ataku przyjmujemy minimalne potrzebne przeciążenie pocisku raketowego n_p . Z wykresu $n_r = f(M, H)$ /lub według wzoru /1.8/, podanego poprzednio/ określamy minimalną liczbę M lotu pocisku raketowego, dla której będzie mieć ona przeciążenie rozporządcalne $n_r^* = n_p$. Następnie określamy wielkość $v_{R \min}$ według wzoru:

$$v_{R \min} = a M, \quad /2.14/$$

gdzie a - prędkość dźwięku na danej wysokości lotu.

Na podstawie minimalnej prędkości $v_{R \min}$ z wykresów charakterystyk energobalistycznych $v_R/t, H$, $D_y/t, H$ lub $v_r/t, H$, $D_r/t, H$ /patrz rys. 2.3/ 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 $v_{R \min}$, uwarunkowane rozporządcalnym przeciążeniem pocisku raketowego n_r^* , przeważnie występuje podczas strzelania w przedniej półsfery celu na dużych wysokościach lotu i pod dużymi sylwetkami celu. Dla małych prędkości lotu celu może również występować podczas strzelania w tylnej półsfery celu.

Rozporządzalne przeciążenie pocisku raketowego w szeregu wypadkach, szczególnie podczas manewru celu, ogranicza nie tylko dalszą, lecz i bliższą oraz boczną granicę strefy możliwego strzelania, a także wielkość dopuszczalnych błędów podczas celowania, które może usunąć pocisk raketowy w czasie lotu do celu. Podane ograniczenia określamy z uwzględnieniem dynamiki lotu konkretnego pocisku raketowego za pomocą elektronowych maszyn cyfrowych na podstawie dopuszczalnych chybień pocisku raketowego względem celu.

2.1.6. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według charakterystyk koordynatora pocisku raketowego

Podczas strzelania samonaprowadzającymi się pociskami raketowymi koniecznym warunkiem naprowadzania pocisku raketowego 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 celu przez koordynator;
- maksymalny kąt odchylenia koordynatora od osi pocisku raketowego ψ_k^* ;
- maksymalna kątowna prędkość osi koordynatora $\dot{\psi}_k^*$ podczas śledzenia celu.

Należy mieć na uwadze, że charakterystyki i zasada działania koordynatora ograniczają nie tylko maksymalną odległość

odpalania, ale również możliwe warunki zastosowania bojowego pocisków raketowych /minimalna wysokość lotu celu, warunki atmosferyczne, kierunki strzelania itd./.

W samonaprowadzających się pociskach raketowych klasy powietrze-powietrze stosuje się pasywne ciepłe /na podczerwień/ i radiolokacyjne półaktywne koordynatory.

Odległość przechwycenia celu tak przez ciepły, 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 wykonywane przez bezpośredni manewr samolotu lub też automatycznie według sygnałów urządzenia liczącego systemu celowniczego.

W pierwszym wypadku pilot samodzielnie naprowadza na cel osłoniętego koordynatora pocisku raketowego. Tak wykonuje się przechwycenie celu podczas odpalania pocisków raketowych typu R-3S. 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 ciepły lub radiolokacyjny nie może być większa od odległości do celu w momencie podania komendy "Naprowadzanie".

Rozpatrzmy metodę oceny maksymalnej odległości przechwycenia celu przez koordynator pocisku raketowego bez uwzględnienia sygnałów, podawanych przez celownik.

2.1.6.1. Koordinator cieplny /na podczerwień/

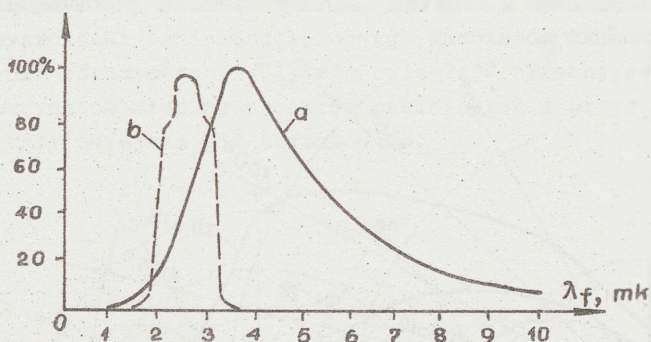
Czującym elementem koordynatora cieplnego jest opornik fotoelektroniczny, za pomocą którego odbiera podczerwone wypromieniowanie celu.

Źródłem promieniowania podczerwonego są wszystkie nagrzane ciała, a wśród nich i cele powietrzne. Siła energetyczna wypromieniowania podczerwonego nagrzanego ciała w dowolnym kierunku jest wprost proporcjonalna do płaszczyzny rzutu wypromieniowującej powierzchni ciała w danym kierunku i czwartej potęgi bezwzględnej temperatury ciała. Nagrzane ciała wypromieniowują szerokie widmo częstotliwości w zakresie fal o długości od 0,76 do 750 mk. Ze wzrostem temperatury ciała maksimum w widmie wypromieniowania przesunę się w stronę krótszych fal. Czule elementy koordynatorów podczerwonych pocisków rakietowych przyjmują nie cały strumień promieni od celu, a tylko krótkofalową część widma wypromieniowania. Charakterystyka widmowa i czułość koordynatorów cieplnych pocisków rakietowych zależy od materiału opornika fotoelektronicznego, jego chłodzenia i charakterystyk filtrów świetlnych.

We współczesnych samolotach odrzutowych silnym źródłem krótkofalowego wypromieniowania podczerwonego są nagrzane elementy silników o temperaturze powyżej 150°C /łopatki turbin, dysza wylotowa itd./, a także strumienie gazów, w tłokowych - dysze wylotowe, gazy wylotowe i nagrzane elementy silników. Wypromieniowanie pokrycia samolotu kosztem kinetycznego nagrzewu na prędkościach lotu mniejszych od 1,5 - 2 M odgrywają drugorzędą rolę. Oprócz własnego wypromieniowania podczerwonego, cele powietrzne odbijają strumienie podczerwone podczas oświetlenia słonecznego.

Na rys. 2.4 pokazane są charakterystyki widmowe /we względnych jednostkach/ wypromieniowania silnika samolotu odrzutowego

/linia ciągła/ i czułości siarczku ołowiu opornika fotoelektrycznego z filtrem germanowym /linia przerywana/.



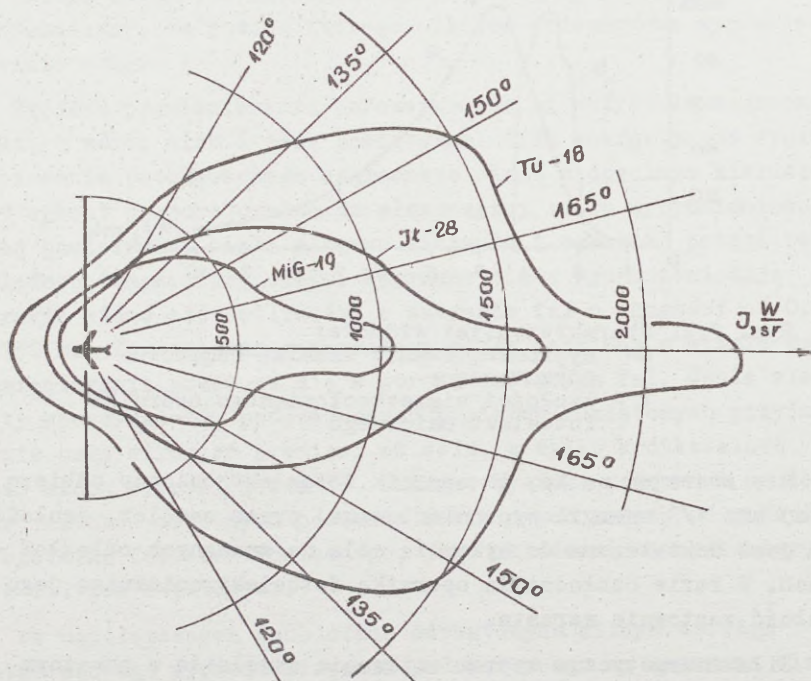
Rys. 2.4. Charakterystyki widmowe:
a- wypromieniowanie silnika samolotu odrzutowego;
b - czułości siarczku ołowianego opornika fotoelektrycznego

Nie zważając na to, że opornik fotoelektryczny odbiera mniej niż 1/3 energii wypromieniowanej przez samolot, czułość ich jest dostateczna do wykrycia celu na znacznych odległościach. W razie ochłodzenia opornika fotoelektrycznego jego czułość raptownie wzrasta.

Siła energetyczna wypromieniowania samolotów w poważnym stopniu zależy od warunków pracy silników i ekranowania ich nagrzanych elementów. W samolotach odrzutowych strumień promieni skierowany jest głównie w tylną półsferę, a w tłokowych - w przybliżeniu we wszystkie strony.

Na rys. 2.5 pokazane są wykresy wypromieniowania podczerwonego samolotów odrzutowych typu MiG-19, Ił-28 i Tu-16 w płaszczyźnie poziomej podczas pracy silników w zakresie 0,8 ciągu nominalnego.

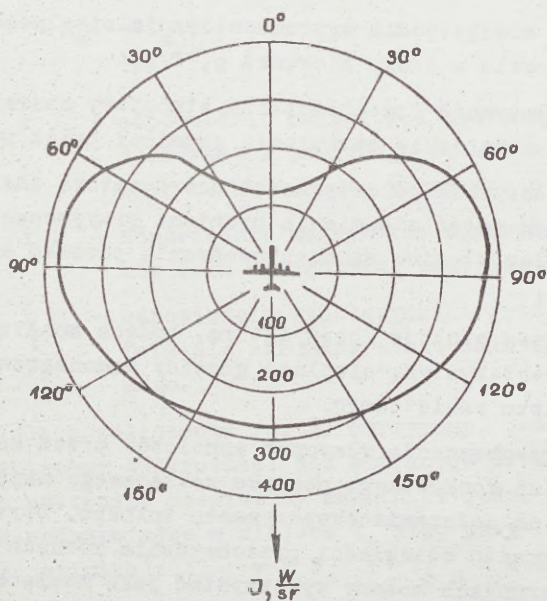
Znaczne zwiększenie intensywności wypromieniowania podczerwonego dla kątów kursowych zbliżonych do $q = 180^\circ$ tłumaczy się wypromieniowaniem z łopatek turbiny silnika, posiadających wysoką temperaturę.



Rys. 2.5. Wykresy wypromieniowania ciepłego samolotów odrzutowych

Podczas pracy silnika odrzutowego na forsażu, a także przy oświetleniu słonecznym intensywność wypromieniowania podczerwonego samolotów znacznie się zwiększa, co w szeregu wypadków zapewnia przechwycenie celu przez koordynator na podczerwień podcisku rakietowego podczas wykonywania ataku nie tylko z tylnej, ale i z przedniej półsfery celu /z przeniżeniem/.

Na rys. 2.6 pokazane są wykresy wypromieniowania podczerwonego w płaszczyźnie poziomej samolotu typu Tu-4 z czterema silnikami tłokowymi. Z porównania rys. 2.5 i 2.6 wynika, że intensywność wypromieniowania podczerwonego samolotów tłokowych jest mniejsza niż odrzutowych i dlatego odległość przechwycenia ich przez koordynator cieplny pocisków rakietowych w przybliżeniu jest dwa razy mniejsza niż odrzutowych.



Rys. 2.6. Wykres wypromieniowania ciepłego samolotu z silnikami tłokowymi

Zwiększając prędkość lotu powyżej 2,5 - 3 M znacznie wzrasta wypromieniowanie ciepłe pokrycia samolotu kosztem jego nagrzewu kinetycznego. Na tych prędkościach lotu wypromieniowanie pokrycia staje się znacznie większe od wypromieniowania silnika.

Dla znanego wykresu wypromieniowania ciepłego odległość

przechwycenia samolotu-celu przez koordynator cieplny pocisku raketowego dla dowolnej wartości kąta kursowego q możemy określić według wzoru:

$$D_q = \frac{I_q m \tau}{\Phi}, \quad /2.15/$$

gdzie: I_q - siła energetyczna wypromieniowania cieplnego samolotu-celu w danym kierunku q , W/sr;

τ - współczynnik przepuszczenia atmosfery charakteryzujący osłabienie strumienia promieni przez atmosferę

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

Φ - 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 w wyniku eksperymentu odległości przechwycenia różnych samolotów w różnych warunkach możemy wykorzystać jako wzorcowe dla określania odległości przechwycenia samolotów przeciwnika.

Badania wskazują, że dla różnych współczesnych samolotów kształt wykresów wypromieniowania cieplnego w przybliżeniu jest jednakowy, a wielkość energetycznej siły wypromieniowania I_q różnych samolotów zależy od temperatury i płaszczyzny rzutu nagranych elementów samolotu w danym kierunku.

Dla przybliżonych obliczeń przyjmujemy, że temperatura nagranych elementów silników i strumienia gazów różnych samolotów jest jednakowa, a płaszczyzna ich wprost proporcjonalna do ma-

symalnego 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 :

$$D_c = D_w \sqrt{\frac{P_c \tau_c}{P_w \tau_w}}, \quad /2.16/$$

gdzie: D_c i D_w - odpowiednio 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;

τ_c i τ_w - odpowiednio współczynniki przepuszczania atmosfery dla warunków ataku celu i samolotu wzorcowego.

Wzór dla przeliczania /2.16/ otrzymamy, jeżeli wyrażenie /2.15/ napiszemy dwukrotnie: dla szukanego celu i samolotu wzorcowego, a następnie podzielimy składniki jedno przez drugie, uprzednio podstawiając w miejsce I_q jego przybliżone wyrażenie przez ciąg silnika : $I_{q c} = k P_c$ i $I_{q w} = k P_w$.

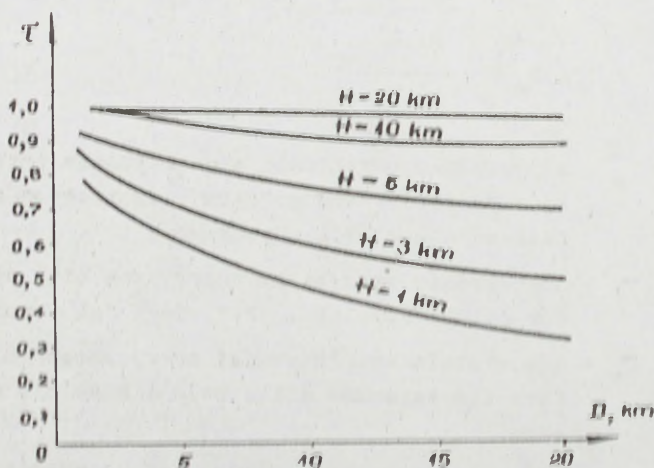
Współczynnik przepuszczania atmosfery τ zależy od wysokości, odległości, długości fali i stanu atmosfery.

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

Zależność współczynnika τ od wysokości i odległości podana jest na rys. 2.7.

Maksymalne odległości przechwycenia różnych samolotów własnych przez koordynator cieplny pocisku rakietowego typu R-3S podane są w materiale pt. "metodyka obliczeń bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów".

Podczas budowy granicy maksymalnej odległości przechwycenia celu przez koordynator cieplny na określonej wysokości należy obliczyć drogą przeliczenia według wzoru /2.16/, odległości przechwycenia dla różnych kątów kursowych z odstępem $\Delta q = 10 - 15^\circ$ i połączyć otrzymane punkty płynną krzywą.



Rys.2.7. Zależność współczynnika przepuszczenia atmosfery od odległości i wysokości

Wykonując przeliczenia, przyjmujemy jako samolot wzorcowy samolot własny najbardziej zbliżony do celu. Ze względu na to, że współczynnik przepuszczenia atmosfery T zależy nie tylko od wysokości, ale i od odległości, obliczenia wykonujemy metodą kolejnych przybliżeń.

Podana metoda określania odległości przechwycenia celu przez koordynator cieplny nie uwzględnia warunków pracy silników celu, a także wpływu szkodliwych wypromieniowań tła, na którym znajduje się cel. Może być ona stosowana dla średnich i dużych wysokości w razie braku chmur w kierunku lotu celu. Oprócz strumienia cieplnego pochodzącego od celu, na opornik fotoelektroniczny

trafia strumień cieplny od różnych obiektów, wypromieniowujących lub odbijających energię cieplną /chmury, obiekty naziemne itd./. Stosunek sygnału użytecznego, uwarunkowanego wypromieniowaniem celu i sygnałów przyjmowanych od wypromieniowania tła, określa możliwość przechwycenia i śledzenia celu, znajdującego się na różnym tle. Silny wpływ wywiera tło na małych i średnich wysokościach, co prowadzi albo do zmniejszenia odległości przechwycenia, albo też do przechwycenia pozornego celu.

Lepsze warunki zastosowania pocisków rakietowych z ciepłymi głowicami samonaprowadzania są na dużych wysokościach i w stratosferze, gdzie jest dobra przejrzystość atmosfery i mniejsze zakłócenia od wypromieniowania tła.

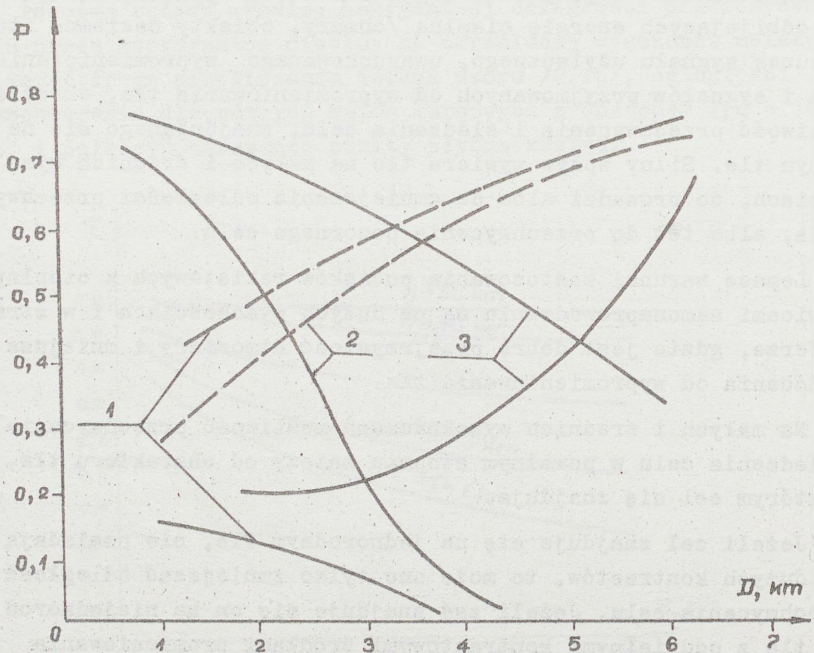
Na małych i średnich wysokościach możliwość przechwycenia i śledzenia celu w poważnym stopniu zależy od charakteru tła, na którym cel się znajduje.

Jeżeli cel znajduje się na jednorodnym tle, nie posiadają - cym dużych kontrastów, to może ono tylko zmniejszać odległość przechwycenia celu. Jeżeli zaś znajduje się on na niejednorodnym tle z oddzielnymi kontrastowymi źródłami promieniowania ciepłego, wówczas ciepła głowica samonaprowadzania może przechwytać nie cel, a wypromieniowanie tła.

Praktyka wskazuje, że jeżeli cel znajduje się na tle chmur kłębiastych, oświetlanych przez słońce, to ciepła głowica pocisków rakietowych przechwytuje z zasady cel pozorny.

Jeżeli cel znajduje się na tle chmur warstwowych lub pierzastych albo oświetlonej linii horyzontu i krajobrazu ziemi, wówczas możliwe jest przechwycenie zarówno pozornego, jak i rzeczywistego celu. Przy tym odległość przechwycenia celu zmniejsza się 2 - 2,5 razy.

Na rys. 2.8 podane są prawdopodobieństwa przechwycenia przez głowicę ciepłą pocisku rakietowego typu R-3B samolotu typu Tu-16 i celów pozornych w wypadku znajdowania się jego na różnym tle.



Rys.2.8. Prawdopodobieństwa przechwycenia celu rzeczywistego i pozornego na różnym tle

Liniami ciągłymi zaznaczone są prawdopodobieństwa przechwycenia samolotu :

- 1 - na tle chmur pierzastych;
- 2 - na tle chmur warstwowych;
- 3 - na tle linii horyzontu i krajobrazu ziemi.

Liniami przerywanymi zaznaczone jest prawdopodobieństwo przechwycenia celu pozornego na odpowiednim tle.

Z rysunku wynika, że dla zwiększenia prawdopodobieństwa przechwycenia celu na tle chmur warstwowych i krajobrazu ziemi należy przechwytywać go na mniejszych odległościach.

Podczas lotu celu w chmurach, a także w czasie deszczu, mgły i różnych dymów, wypromieniowanie ciepłe w poważnym stopniu pochłaniane jest przez atmosferę. W tych wypadkach odległość przechwycenia celu zmniejsza się na tyle, że odpalenie pocisków raketowych staje się praktycznie niemożliwe.

Silnym naturalnym źródłem zakłóceń cieplnych są: słońce, księżyc, naziemne źródła ciepła /zakłady przemysłowe, pożary itd./. Przy wzrokowej widzialności celu przed odpaleniem pocisków raketowych z cieplnymi głowicami samonaprowadzania należy zwracać uwagę na tło, na którym znajduje się cel. Naprowadzanie pocisku raketowego na cel jest niemożliwe, jeśli cel znajduje się ze słońcem lub księżycem w granicach kąta bryłowego $25 - 30^{\circ}$ a nawet więcej; jeśli podczas naprowadzania samolotu myśliwskiego na cel wykonuje się lot w stronę słońca, to należy wyłączyć pociski raketowe z cieplnymi głowicami samonaprowadzania, ponieważ opornik fotoelektryczny zostaje oświetlony silnym słonecznym strumieniem ciepłym i jego czułość raptownie się zmniejsza. Dla jego powrotu do stanu pierwotnego potrzeba długiego czasu.

Oprócz zakłóceń naturalnych utrudnienia w pracy koordynatorów cieplnych mogą być stwarzane drogą zmniejszania wypromieniowania ciepłego samolotów przez zastosowanie pozornych celów cieplnych /pułapek cieplnych/, a także przez sztuczne zmętnienie atmosfery pomiędzy samolotem-celem i pociskiem raketowym itd.

Zmniejszenie wypromieniowania ciepłego samolotów osiąga się przez ekranowanie nagranych elementów silników drogą wtrysku wody lub specjalnych płynów za ścięciem dyszy wylotowej silnika, a także przez zmniejszenie obrotów silników. Dlatego podczas stosowania pocisków raketowych z cieplnymi głowicami samonaprowadzania personel latający powinien bardzo uważnie oceniać sytuację, aby przed odpaleniem pocisków raketowych zapewnić niezawodne przechwycenie celu rzeczywistego, a nie pozornego. Dla niezawodnego rażenia celu w różnych warunkach w skład jednostki ognia samolotu powinny wchodzić pociski raketowe z różnymi głowicami samonaprowadzania.

2.1.6.2. Koordinator radiolokacyjny

We współczesnych pociskach raketowych klasy powietrze-po-
wietrze stosuje się koordynatory radiolokacyjne typu półaktyw-
nego. Odległość działania koordynatora radiolokacyjnego okreś-
lamy z podstawowego równania radiolokacji według wzoru:

$$D_c = 0,5 \sqrt[4]{K \frac{P_n \sigma_c}{P_{pr}}}, \quad /2.17/$$

gdzie: P_n - moc nadajnika, opromieniowującego cel;

P_{pr} - progowa czułość odbiornika pocisku raketowego;

σ_c - skuteczna powierzchnia odbicia celu;

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

Odległość przechwycenia własnych samolotów dla różnych kie-
runków ataku przeważnie określa się drogą eksperymentalną. Od-
ległość przechwycenia samolotów przeciwnika przez koordynator
radiolokacyjny możemy w przybliżeniu określić drogą przelicze-
nia na podstawie znanych odległości przechwycenia samolotów przy-
jętych jako wzorzec.

Przeliczenia dla dowolnego kąta kursowego wykonujemy według
wzoru:

$$D_c = D_w \sqrt[4]{\frac{\sigma_c}{\sigma_w}}, \quad /2.18/$$

gdzie: D_c , D_w - odległość przechwycenia odpowiednio szukanego
i wzorcowego celu dla danego kąta kursowego q ;

σ_c , σ_w - skuteczne powierzchnie odbicia celu i samolotu
wzorcowego dla danego kąta kursowego q .

Wzór /2.18/ łatwo możemy otrzymać ze wzoru /2.17/, jeśli napiszemy go dla samolotu-celu i samolotu wzorcowego i podzielimy pierwsze wyrażenie przez drugie.

Zasadnicza trudność podczas obliczeń odległości przechwycenia przez koordynator radiolokacyjny polega na określeniu skutecznej powierzchni odbicia celu σ_q dla różnych kątów kursowych.

Skuteczna powierzchnia odbicia zależy od wymiarów geometrycznych samolotu-celu, opracowania konstrukcyjnego, kąta kursowego q i długości fali.

W zakresie długości fal $\lambda_f = 3 - 10$ cm skuteczna powierzchnia odbicia różnych typów samolotów dla różnych kierunków wyraża się w przybliżeniu następującymi wielkościami: w kierunku osi podłużnej / $q = 0^\circ$ lub 180° / - cel typu "samolot myśliwski" - $\sigma_x = 1 - 3 \text{ m}^2$, "ciężki samolot bombowy" - $\sigma_x = 20 - 30 \text{ m}^2$. W kierunku osi poprzecznej / $q = 90^\circ$ w płaszczyźnie poziomej / cel - "samolot myśliwski" $\sigma_y = 20 - 30 \text{ m}^2$, "ciężki samolot bombowy" $\sigma_y = 300 - 500 \text{ m}^2$.

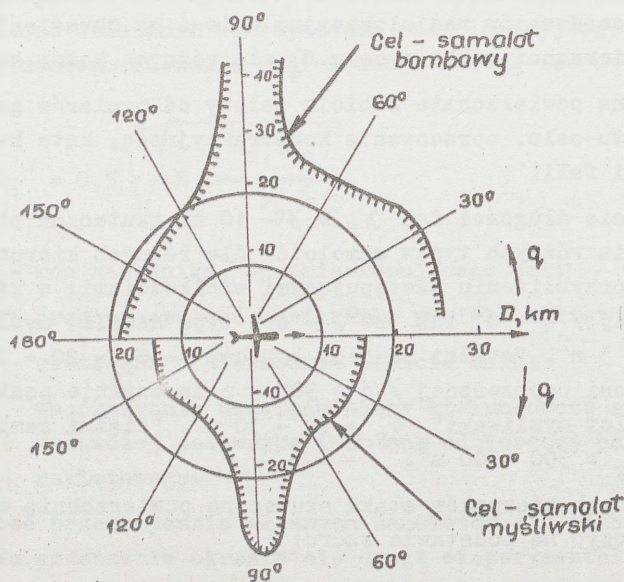
Dla różnych kierunków ataku skuteczną powierzchnię odbicia możemy obliczyć na podstawie wzoru:

$$\sigma_c / \varphi, \varepsilon / = \frac{\sigma_x \sigma_y \sigma_z}{\sqrt{\sigma_z^2 \cos^2 \varepsilon / \sigma_y^2 \cos^2 \varphi + \sigma_x^2 \sin^2 \varphi / + \sigma_x^2 \sigma_y^2 \sin^2 \varepsilon}}, \quad /2.19/$$

- gdzie:
- ε - kąt położenia celu;
 - φ - rzut kursowego kąta celu na płaszczyznę poziomą /dla $\varepsilon = 0$ - kursowy kąt celu/;
 - $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ - skuteczna powierzchnia odbicia w kierunku odpowiednich osi samolotu /podłużnej, poprzecznej i pionowej/.

Na rys. 2.9 jako przykład pokazany jest charakter zmiany odległości przechwycenia celu typu "samolot myśliwski" i "ciężki

samolot bombowy" przez koordynator radiolokacyjny pocisku rakietowego Sparrow-III w płaszczyźnie poziomej.



Rys.2.9. Charakter zmiany odległości przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny pocisku rakietowego typu Sparrow-III

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 przedniej i tylnej półsfery celu bez uwzględnienia zwiększenia jej dla $q = 90^\circ$.

W czasie ustalania ograniczeń strefy możliwego strzelania w oparciu o odległość przechwycenia celu przez koordynator na -

leży uwzględniać maksymalną odległość przechwycenia celu, określaną skuteczną powierzchnią odbicia celu według wzorów /2.18/ i /2.19/.

Na skuteczne zastosowanie pocisków raketowych z koordynatorem radiolokacyjnym wywierają wpływ zakłócenia naturalne i sztuczne w pracy celownika radiolokacyjnego i pocisku raketowego.

Minimalną wysokość zastosowania bojowego pocisków raketowych z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania określamy wpływem zakłóceń pochodzących od ziemi.

Dla zmniejszenia zakłóceń pochodzących od ziemi i wykluczenia wypadków zerwania przechwycenia celu przez celownik, odpalenie pocisków raketowych z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania typu impulsowego na małych wysokościach powinno być wykonywane z kątem wznoszenia podczas lotu celu powyżej samolotu myśliwskiego. W czasie stosowania systemów uzbrojenia z ciągłym wypromieniowaniem celownika przy opromieniowywaniu celu minimalne wysokości znacznie się zmniejszają, ponieważ ziemia nie wywiera istotnego wpływu na pracę celownika radiolokacyjnego i radiolokacyjnych głowic samonaprowadzania pocisku raketowego.

Dla przeciwdziałania pociskom raketowym z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania przeciwnik może stosować aktywne i pasywne zakłócenia radiolokacyjne w celu utrudnienia przechwycenia celu, zerwania naprowadzania pocisków raketowych lub przedwczesnego zadziałania zapalnika radiolokacyjnego pocisku raketowego. Wymaga to od pilota samolotu myśliwskiego dobrych znajomości możliwości systemu uzbrojenia własnego samolotu, przemyślanych czynności podczas wyboru momentu odpalenia pocisków raketowych i po odpaleniu w czasie opromieniowywania celu.

2.1.6.3. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według granicznego kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego

Samonaprowadzające się pociski raketowe posiadają koordynator śledzący, którego oś może się odchyłać od osi pocisku raketowego nie więcej od określonego kąta ψ_k^* , nazywanego granicznym. Wielkość granicznego kąta odchylenia koordynatora dla różnych pocisków raketowych jest różna. Dla pocisków raketowych przeznaczonych do odpalania w wąskim sektorze tylnej lub przedniej półsfery celu, wielkość ψ_k^* wynosi $30 - 35^\circ$, dla wszystkich sylwetkowych pocisków raketowych - $\psi_k^* = 50 - 60^\circ$. Na przykład dla pocisków raketowych typu R-3S, Sidewinder-1a $\psi_k^* = 28^\circ$, Sparrow-3 - $\psi_k^* = 55^\circ$.

Podczas lotu pocisku raketowego po torze według metody zbliżania równoległego wektor \bar{v}_R skierowany jest w natychmiastowy punkt spotkania z celem C_y , a oś koordynatora - na cel /rys. 2.10/.

Kąt wyprzedzenia pocisku raketowego określamy ze znanego wzoru:

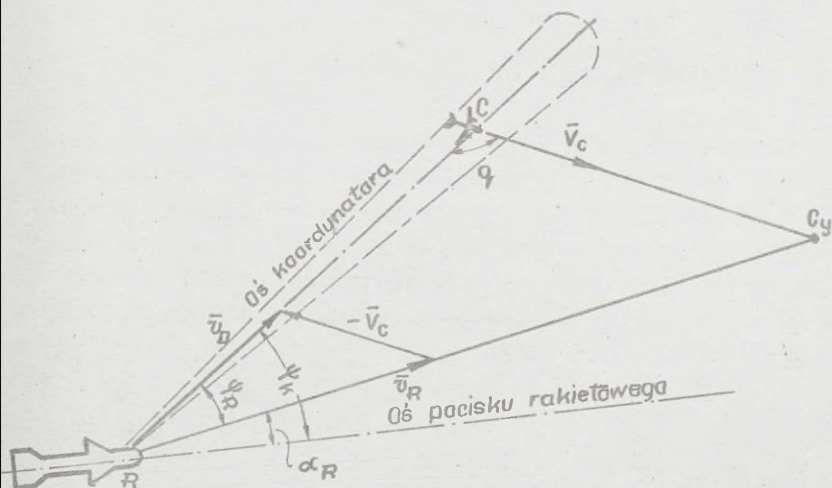
$$\sin \psi_R = \frac{v_c}{v_R} \sin q . \quad /2.20/$$

Kąt odchylenia osi koordynatora od osi pocisku raketowego podczas śledzenia celu wynosi:

$$\psi_k = \psi_R \pm \alpha_R , \quad /2.21/$$

gdzie α_R - kąt między osią podłużną i wektorem prędkości pocisku raketowego /kąt natarcia/. Wielkość tego kąta zależy od charakterystyk aerodynamicznych, ciężaru, prędkości i wysokości

lotu i przeciążenia pocisku raketowego.



Rys. 2.10. Schemat lotu pocisku raketowego według metody zbliżania równoległego do celu

Znak "plus" lub "minus" we wzorze /2.21/ określamy kierunkiem manewru pocisku raketowego. Jeżeli pocisk raketowy manewruje w stronę zwiększenia kąta wyprzedzenia ψ_R , to bierzemy znak "plus", dla odwrotnego manewru - "minus".

Podczas określania granic strefy możliwego strzelania należy uwzględnić najbardziej niesprzajające sytuacje, gdy potrzebna wielkość kąta odchylenia koordynatora ψ_k jest największa.

Dla wykluczenia zerwania przechwycenia celu przez koordynator kąt odchylenia ψ_k nie powinien być większy od wartości maksymalnej ψ_k^{max} z uwzględnieniem zapasu na możliwe dynamiczne wahania pocisku raketowego $\Delta\psi_k = 3 - 5^\circ$:

$$\psi_k^{\text{max}} - \Delta\psi_k \geq \psi_R + \alpha_R \quad /2.22/$$

Ze wzoru /2.22/ możemy określić maksymalny kąt wyprzedzenia pocisku raketowego, ograniczany kątem odchylenia koordynatora $\psi_k^{\#}$:

$$\psi_R^{\#} = \psi_k^{\#} - \Delta\psi_k - \alpha_R. \quad /2.23/$$

Dla ustalonych wartości prędkości lotu celu i samolotu myśliwskiego, a także $\Delta\psi_k$ i α_R wielkość kąta $\psi_R^{\#}$ jest określana minimalną prędkością $v_{R \min}$ i kątem kursowym q w czasie lotu pocisku raketowego według metody zbliżania równoległego. Prędkość $v_{R \min}$, zapewniająca spełnienie warunków wzoru /2.23/, możemy określić ze wzoru /2.20/, podstawiając do niego zamiast wielkości ψ_R wartość $\psi_R^{\#}$ ze wzoru /2.23/ :

$$v_{R \min} = \frac{v_c}{\sin / \psi_k^{\#} - \Delta\psi_k - \alpha_R /} \sin q. \quad /2.24/$$

Ze wzoru /2.24/ wynika, że największa potrzebna wartość $v_{R \min}$ ograniczona kątem odchylenia koordynatora pocisku raketowego $\psi_k^{\#}$, wystąpi dla dużych prędkości lotu celu i dużych sylwetek.

Wobec tego, ograniczenia w maksymalnej odległości odpalania wszechsylwetkowych pocisków raketowych według kąta odchylenia koordynatora $\psi_k^{\#}$ będą występowały dla dużych sylwetek i dużych prędkości lotu celu.

Dla zbudowania dalszej granicy strefy możliwego strzelania według $\psi_k^{\#}$ należy znaleźć wartość $v_{R \min}$ dla różnych kursowych kątów celu q i ustalonych warunków ataku, a następnie t_{\max} , D_y ma z wykresów charakterystyk energobalistycznych.

Zadanie to łatwo rozwiązujemy sposobem graficzno-analitycznym.

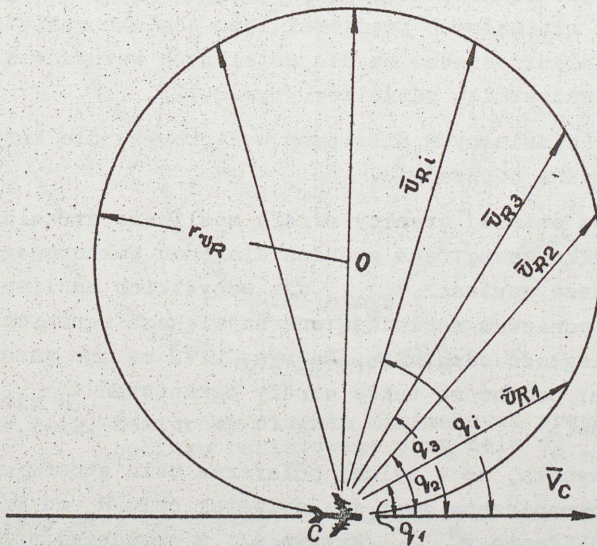
Równanie /2.24/ jest równaniem okręgu w biegunowym układzie

współrzędnych $v_R \min$, q . Jeżeli przyjąć za stałe wartości V_c , $\Delta\psi_k$, α_R , to okrąg ten jest styczny do osi biegunowej w biegunie.

Promień okręgu /w wymierności prędkości lotu pocisku rakietowego m/s/ wynosi:

$$r_{v_R} = \frac{V_c}{2 \sin / \psi_k^{\#} - \Delta\psi_k - \alpha_R /} \quad /2.25/$$

Schemat graficznego określania prędkości lotu pocisku rakietowego $v_R \min$ według $\psi_k^{\#}$ podany jest na rys. 2.11.



Rys.2.11. Schemat określania prędkości $v_R \min$ według $\psi_k^{\#}$

Znając wielkość $v_R \min$ dla różnych wartości q rozpatrzonym poprzednio sposobem, z wykresów charakterystyk energobalistycznych łatwo możemy określić maksymalny czas lotu t_{max} i maksymal-

na odległość odpalenia pocisku raketowego, ograniczone kątem odchylenia koordynatora ψ_k^* dla różnych wartości q .

2.1.7. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania pociskami raketowymi dla różnych kątów kursowych celu w płaszczyźnie poziomej.

W czasie budowy dalszej granicy strefy możliwego strzelania na jednym rysunku należy umieścić wszystkie poprzednio rozpatrzone strefy. Aby nie wykonywać zbędnych obliczeń i budów, pooszczędnie określamy, jaki z czynników najbardziej ogranicza maksymalną odległość odpalenia dla różnych kursowych kątów celu.

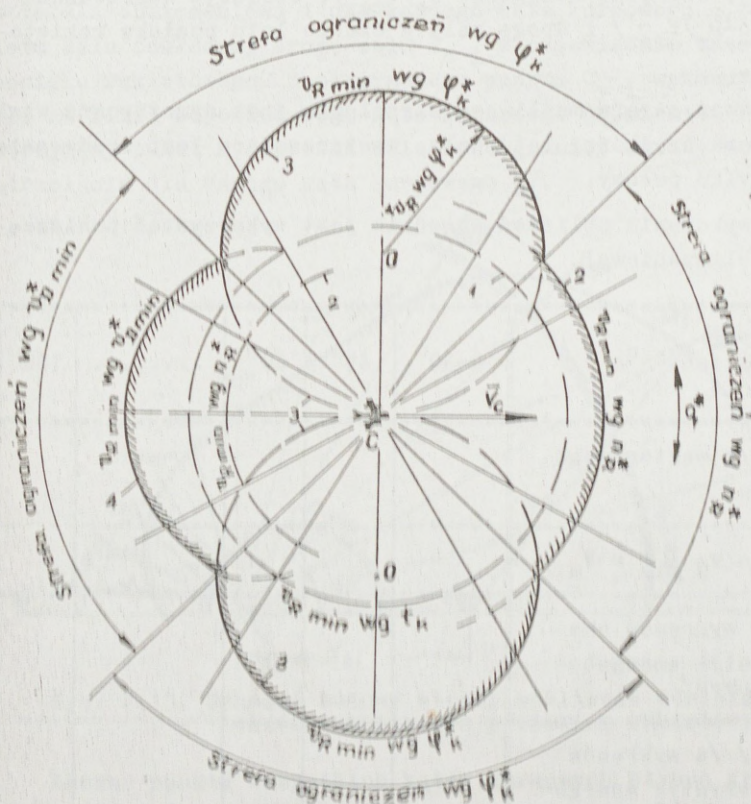
W tym celu wygodnie jest zbudować w jednakowej skali ogólny wektorowy diagram minimalnych prędkości lotu pocisku raketowego $v_{R \min}$. Jaka powinien posiadać on dla ustalonych warunków ataku z uwzględnieniem wszystkich czynników /rys. 2.12/.

Metoda budowy oddzielnych diagramów wektorowych dla każdego parametru była podana poprzednio.

Dla zbudowania dalszej granicy strefy możliwego strzelania interesuje nas tylko zewnętrzna granica diagramu wektorowego, to znaczy największe wartości $v_{R \min}$ dla wszystkich możliwych kątów kursowych, ponieważ nakładają one największe ograniczenia na maksymalną odległość odpalenia. Na rys. 2.12 są one zaznaczone zakreśleniem; podane są także strefy ograniczeń $v_{R \min}$ dla różnych parametrów.

Z rys. 2.12 wynika, że w tylnej półsfery celu strefa możliwego strzelania ograniczona jest dla sylwetek celu H_0 od 0/4 do 2/4 prędkością zbliżania v_D^* /krzywa 4/, w przedniej półsfery dla tych samych sylwetek - rozporządzałym przesłaniem pocisku raketowego v_P^* /krzywa 2/, a dla dużych sylwetek $H_0 = 3/4 - 4/4$ - maksymalnym kątem odchylenia koordynatora ψ_k^* /krzywa 3/. W danym wypadku czas kierowanego lotu pocisku raketowego nie ogranicza strefy możliwego strzelania /okrąg 1 znajduje się

wewnątrz wektorowego diagramu prędkości/.



Rys. 2.12. Wektorowy diagram minimalnych prędkości pocisku raketowego przy celu $v_{R \min}$

Należy mieć na uwadze, że dla różnych warunków strzelania charakter ograniczeń może się różnić od podanego na rys. 2.12.

Po zbudowaniu wektorowego diagramu prędkości należy dla różnych kątów kursowych z odstępem $\Delta q = 10 - 15^\circ$ wziąć z niego wartość $v_{R \min}$ i następnie z wykresów charakterystyk energoba = listyeznych pocisku raketowego według wielkości $v_{R \min}$ określić dla tych kątów kursowych maksymalny czas lotu pocisku rakieto =

wego t_{\max} , względną odległość D_r/t_{\max} , obliczyć wyprzedzoną odległość D_y/t_{\max} i drogę celu w czasie lotu pocisku rakietowego t_{\max} .

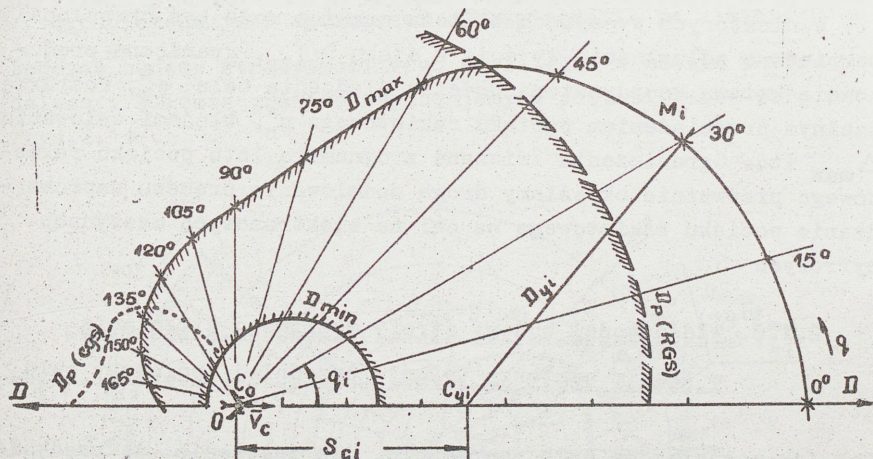
Ponieważ strefa możliwego strzelania jest symetryczna względem wektora prędkości lotu celu, wystarczające jest zbudowanie jednej tylko połowy.

Dla wykonania obliczeń wygodnie jest wykorzystać poniższą tabelę obliczeniową:

Parametry i metoda ich obliczania	q_0	$0-30^\circ$	45°	60°	180°
$v_R \min$ /z wektorowego diagramu/						
$v_r \min = v_R \min - V_m$						
t_{\max} /z wykresów charakterystyk energobalistycznych/						
D_r/t_{\max} /z wykresów charakterystyk energobalistycznych/						
$D_y/t_{\max} = D_r/t_{\max} + V_m t_{\max}$						
$S_c = V_c t_{\max}$						

Ostatnie dwa wiersze tabeli obliczeniowej wykorzystujemy dla zbudowania dalszej granicy strefy możliwego strzelania, którą budujemy według punktów, jak pokazano na rys. 2.13.

Z punktu celu C_0 wrysowujemy siatkę kątów kursowych zgodnie z tabelą obliczeniową i dla każdego kąta kursowego q_i w kierunku lotu celu odkładamy drogę celu $S_{c i}$ w odpowiednim czasie lotu pocisku raketowego. Z otrzymanego punktu $C_{y i}$ wykonujemy wcięcie na linii odpowiedniego kąta kursowego promieniem $D_{y i}$. Otrzymany punkt M_i określa odległość granicy strefy możliwego strzelania dla danego kąta kursowego q_i .



Rys. 2.13. Schemat budowy strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym

Łącząc punkty wszystkich kątów kursowych płynną krzywą, otrzymamy dalszą granicę strefy możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem raketowym na podstawie parametrów tego pocisku raketowego bez uwzględnienia odległości przechwycenia celu przez koordynator.

Odległość przechwycenia celu przez koordynator określamy według rozpatrzonej poprzednio metody i wrysowujemy na schemat strefy możliwego strzelania. Na rys. 2.13 granica odległości przechwycenia celu przez radiolokacyjną głowicę samonaprowadzania pokazana jest linią przerywaną, a przez cieplną głowicę samonaprowadzania - linią punktowaną.

Bliższa granica strefy możliwego stfzelania przeważnie określana jest czasem odbezpieczenia zapalnika t_{odb} . Jak było rozpatrzone poprzednio /patrz rys.2.1/, dla jej zbudowania należy z wykresu charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego określić D_y/t_{odb} i drogę celu $S_c = V_c t_{odb}$, i przeprowadzić okrąg o promieniu $r = D_y/t_{odb}$.

W niektórych wypadkach bliższa granica może być określona bezpieczną odległością wyjścia z ataku D_{bezp} , graniczną prędkością kątową koordynatora podczas śledzenia celu $\dot{\psi}_k^*$, rozporządzalnym przeciążeniem pocisku raketowego n_{T}^* , błędami celowania Δ_{max} itd. Ograniczenia związane z dynamiką lotu pocisku raketowego przeważnie określamy drogą modelowania procesu naprowadzania pocisku raketowego na cel na elektronowych maszynach cyfrowych

2.1.8. Właściwości budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze tylnej /przedniej/ półsfery celu

Jak rozpatrzone było poprzednio, dla założenia, że prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego V_D i pocisku raketowego v_D do celu w wąskim sektorze przedniej i tylnej półsfery odpowiednio są równe:

$$\left. \begin{aligned} V_D &= V_m \pm V_c, \\ v_D &= v_r + V_D, \end{aligned} \right\} \quad /2.26/$$

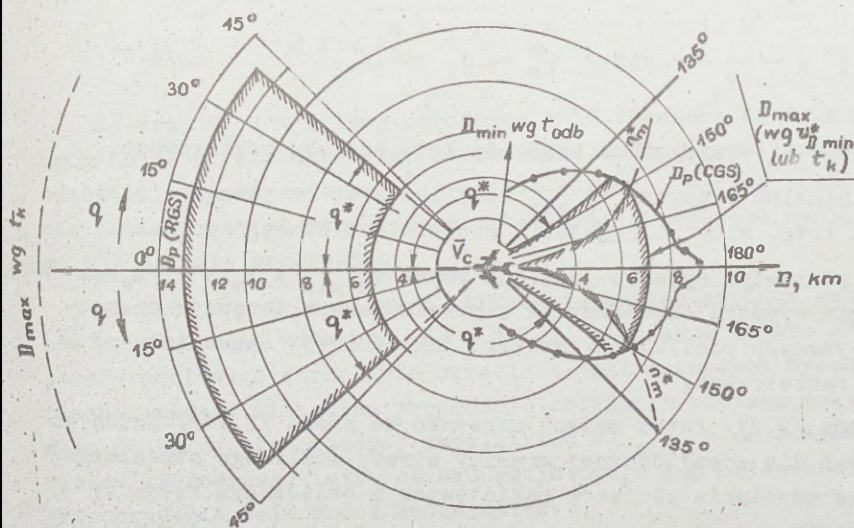
metoda budowy strefy możliwego strzelania znacznie jest uproszczona.

W tym wypadku dla zbudowania dalszej granicy strefy możliwego strzelania nie trzeba budować wektorowego diagramu minimalnych prędkości lotu pocisku raketowego. Wystarczy na podstawie rozpatrzonej poprzednio metody określić maksymalny czas lotu pocisku raketowego t_{max} dla $q = 180^\circ$ lub 0° , który można wyko-

rzystać w określonych warunkach, z uwzględnieniem każdego z czynników $/t_k, v_D^*, n_r^*/$. Minimalną wartością czasu t_{max} określamy maksymalną odległość strzelania w wąskim sektorze tylnej lub przedniej półsfery celu, którą obliczamy ze wzorów /2.6/ lub /2.7/.

Minimalną odległość odpalenia, określającą bliższą granicę strefy możliwego strzelania, obliczamy według wzorów /2.6/ i /2.8/. Ograniczona jest ona czasem odbezpieczenia ze alnika.

Podczas budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze dalszą i bliższą granicę wrysowujemy w postaci łuków okręgowych /rys.2.14/.



Rys. 2.14. Schemat budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze przedniej i tylnej półsfery celu

Odległość przechwycenia celu przez koordynator radiolokacyjny lub ciepłny określamy jednakowo tak dla wszechsylwetkowego

podatku raketowego, jak i dla wąskiego sektora.

Boczną granicę strefy możliwego strzelania określamy na podstawie różnych czynników: maksymalnego kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego ψ_k^m , maksymalnej katowej prędkości koordynatora podczas śledzenia celu $\dot{\psi}_k^m$, rozporządkalnego przeciążenia pocisku raketowego n_r^m itd.

Dla przyjętego poprosednio założenia, że pocisk raketowy wykonuje lot według metody zbliżania równoległego od momentu włączenia aparatury sterowania, graniczny kąt kursowy q^m , określający boczną granicę strefy możliwego strzelania według ψ_k^m , obliczamy ze wzoru 1

$$\sin q^m = \frac{v_{R \min}}{v_0} \sin / \psi_k^m - \Delta\psi_k - \alpha_R / , \quad /2.27/$$

gdzie $v_{R \min}$ = minimalna prędkość lotu pocisku raketowego.

Minimalna prędkość $v_{R \min}$ może być albo na początku kierowanego lotu, albo na podejściu pocisku raketowego do celu.

W pierwszym wypadku jest ona równa $v_{R \min} = V_m + v_r/t_A$. W drugim wypadku określamy ją z wykresu charakterystyk energo-ballistycznych pocisku raketowego jako funkcję czasu lotu pocisku raketowego.

Wzór /2.27/ łatwo możemy otrzymać ze wzoru /2.24/. Można go stosować dla oceny bocznej granicy strefy możliwego strzelania podczas odpalania pocisków raketowych z obliczonym kątem wyprzedzenia.

Podczas celowania bezpośrednim naprowadzaniem /z kątem wyprzedzenia $\psi = 0$ / boczną granicę strefy możliwego strzelania głównie zależy od n_r i $\dot{\psi}_k^m$ i określamy ją drogą modelowania lotu pocisku raketowego na elektronowych maszynach cyfrowych.

Granice tę możemy znaleźć sposobem przybliżonym, wykorzystując przeciążenie samolotu myśliwskiego n_m^m podczas celowania.

Na przykład dla pocisków raketowych typu R-33 $n_m^* = 2$ / na wysokościach $H < 12 - 14$ km / i $n_m^* = 1,6$ / na wysokościach $H > 12 - 14$ km /.

Boczną granicę według n_m^* podczas strzelania bezpośrednim naprowadzeniem / $\psi = 0$ / budujemy w postaci łuku okręgu, stycznego do podłużnej osi celu, analogicznie do rozpatrzonej poprzednio budowy granicy prędkości wazochaylwetkowego pocisku raketowego $v_{R \min}$ według odchylenia koordynatora ψ_k^* .

Promień okręgu określamy ze wzoru:

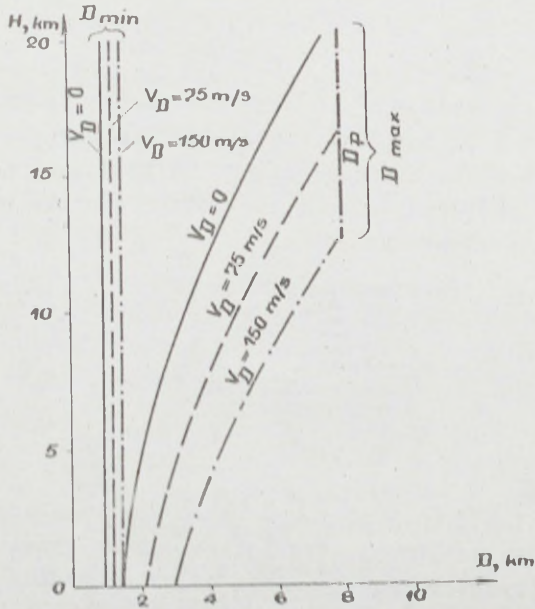
$$r = \frac{v_m v_c}{2g \sqrt{n_m^{*2} - 1}} \quad /2.28/$$

Na rys. 2.14 w tylnej półsfery celu pokazane są dwie boczne granice strefy możliwego strzelania: według granicznego kąta odchylenia koordynatora / q^* / - linią ciągłą i według przecięcia pocisku raketowego /przez przecięcia samolotu myśliwskiego n_m^* / - linią przerywaną.

Analiza strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej bez manewru celu wskazuje, że w tylnej półsfery dalsza granica strefy możliwego strzelania określana jest na małych wysokościach z zasady minimalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do celu, ograniczonej zapalnikiem $v_{D \min}^*$, a na dużych - czasem kierowanego lotu pocisku raketowego lub odległości przechwycenia celu przez koordynator.

Dalsza granica strefy możliwego strzelania w tylnej półsfery celu tak dla wazochaylwetkowych pocisków raketowych, jak i dla wąskiego sektora zależy w głównej mierze od wysokości H i prędkości zbliżania v_D samolotu myśliwskiego do celu. Ze zwiększeniem wysokości lotu dla jednakowej prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu, a także ze wzrostem prędkości zbliżania na jednakowej wysokości rosną maksymalne odległości

odpalania pocisków rakietowych /rys.2.15/.



Rys. 2.15. Zmiana dalszej i bliższej granicy strefy możliwego strzelania od warunków strzelania w wąskim sektorze tylnej półsfery celu

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 myśliwskiego do celu.

Wobec tego, wymiary strefy możliwego strzelania w tylnej półsfery celu zwiększają się ze wzrostem wysokości i prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu. Wzrost ten następuje dopóty, dopóki dalsza granica nie będzie określana odległością przechwycenia celu przez koordynator pocisku rakietowego.

Na rys. 2.15 pokazany jest charakter zmiany dalszej i bliższej granicy strefy możliwego strzelania pocisku rakietowego typu R-3S zależnej od warunków strzelania. Takie wykresy łatwo

budujemy dla dowolnego pocisku raketowego. Wygodnie jest posługiwać się nim w czasie wykonywania różnych obliczeń operacyjnych przy określaniu możliwych warunków odpalania pocisków rakietowych w wąskim sektorze tylnej lub przedniej półsfery celu.

W przedniej półsfery 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 myśliwskiego 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 nadmiaru prędkości lotu samolotu myśliwskiego w stosunku do celu.

Podczas strzelania z wykorzystaniem metody bezpośredniego naprowadzania $/\psi = 0/$ boczną granicę strefy możliwego strzelania określamy przeciętnym pociskiem raketowym. Ze zwiększeniem wysokości strefa możliwego strzelania zwęża się wskutek zmniejszenia rozporządzalnego przeciętnego pocisku raketowego.

2.1.9. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej

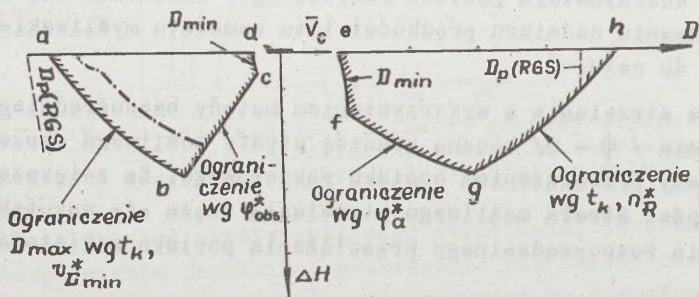
Możliwe warunki odpalania pocisków raketowych w płaszczyźnie pionowej ograniczone są tymi samymi czynnikami co i w płaszczyźnie poziomej, jednak kształt strefy możliwego strzelania i metoda jej budowy posiadają szereg właściwości.

Największe znaczenie praktyczne ma metoda budowy strefy możliwego strzelania podczas odpalania pocisków raketowych do celu lecącego powyżej samolotu myśliwskiego.

Na dużych wysokościach atak do celu, lecącego powyżej samolotu myśliwskiego, posiada tę zaletę, że samolot myśliwski może nie wychodzić na wysokość lotu celu,

Dlatego też, systemy uzbrojenia współczesnych przechwytyjących samolotów myśliwskich przystosowane są w głównej mierze na wykonanie takich ataków. Należy mieć na uwadze, że zbudowanie strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej jest potrzebne tylko dla analizy możliwych warunków odpalania pocisków rakietowych dla dużych przewyższeń celu. Dla niedużych przewyższeń lub przeniżeń celu dla analizy możliwych warunków w pełni dostateczne jest posiadanie strefy możliwego strzelania, zbudowanej dla płaszczyzny poziomej.

Schemat ideowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej podany jest na rys. 2.16.



Rys.2.16. Schemat strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej

Jeśli by nie było ograniczeń w kącie wznoszenia samolotu myśliwskiego podczas odpalania pocisków rakietowych i opromienowania celu po odpaleniu, to strefa możliwego strzelania wszechsylwetkowym pociskiem rakietowym w płaszczyźnie pionowej również byłaby wszechsylwetkowa.

Jednak współczesne samoloty myśliwskie nie są w stanie wykonywać długotrwałego lotu "na górcę" z dużymi kątami wznoszenia

Wielkość maksymalnych kątów wznoszenia podczas odpalania pocisków raketowych zależy od charakterystyk samolotu myśliwskiego i wynosi $\lambda_w = 20 - 25^\circ$. Dlatego w płaszczyźnie pionowej, oprócz bliższej i dalszej granicy strefy możliwego strzelania, istnieją granice boczne, określane maksymalnymi kątami odchylenia koordynatora pocisku raketowego ψ_k^{z} i anteny celownika ψ_a^{z} podczas opromieniowywania celu.

W tylnej półsferyze dalsza granica strefy możliwego strzelania /odcinek ab/ określana jest czasem kierowanego lotu pocisku raketowego t_k lub minimalną prędkością zbliżania pocisku raketowego do welu według zapalnika, lub też odległością przechwycenia celu przez koordynator.

Boczna granica /bc/ określana jest maksymalnym kątem obserwacji celu w płaszczyźnie pionowej w momencie odpalania pocisku raketowego $\psi_{\text{obs}}^{\text{z}}$, wykluczającego zerwanie przechwycenia celu przez koordynator pocisku raketowego w momencie jego odpalania. Wielkość kąta $\psi_{\text{obs}}^{\text{z}}$ zależy od maksymalnego kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego ψ_k^{z} i wielkości "zarzucania" dynamicznego pocisku raketowego w kącie wzniesienia w momencie odpalania $\Delta\psi_k \approx 10 - 15^\circ$:

$$\psi_{\text{obs}}^{\text{z}} = \psi_k^{\text{z}} - \Delta\psi_k \quad /2.29/$$

W przedniej półsferyze dalsza granica strefy możliwego strzelania /gh/ zależy od rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego n_r^{z} lub odległości przechwycenia celu przez koordynator, lub też czasu kierowanego lotu t_k .

Boczną granicę /fg/ określamy maksymalnym kątem odchylenia wiązki anteny celownika ψ_a^{z} podczas opromieniowywania celu.

Bliższą granicę /dc i fe/ tak w tylnej, jak i w przedniej półsferyze określamy czasem odbezpieczenia zapalnika t_{odb} , bezpieczną odległością wyjścia z ataku, a w przedniej półsferyze jeszcze maksymalną prędkością zbliżania v_D^{z} max ograniczoną za palnikiem.

Rozpatrzmy metodę budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej sposobem graficzno-analitycznym.

W tym wypadku tak samo, jak i dla płaszczyzny poziomej, przyjmujemy, że cel nie manewruje, pocisk raketowy naprowadzany jest według metody zbliżania równoległego i tor jego jest prostoliniowy. Po odpaleniu pocisku raketowego z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania /podczas opromieniowywania celu/ samolot myśliwski wykonuje lot poziomo lub na "górcie" z kątem wznoszenia λ_w .

Rozpatrywana metoda może być stosowana i dla wypadku atakowania celu lecącego poniżej samolotu myśliwskiego.

2.1.9.1. Budowa bocznych granic strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej

Boczną granicę strefy możliwego strzelania w przedniej półsferze celu określamy warunkami opromieniowania celu po odpaleniu pocisku raketowego z półaktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania.

Dla normalnego naprowadzania pocisku raketowego z półaktywną radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania wiązka anteny celownika radiolokacyjnego samolotu myśliwskiego powinna śledzić cel w ciągu całego czasu lotu pocisku raketowego. Warunki śledzenia celu określamy maksymalnym kątem odchylenia jego od osi samolotu myśliwskiego ψ_a^* i charakterem lotu samolotu myśliwskiego po odpaleniu pocisku raketowego.

Boczną granicę strefy możliwego strzelania po opromieniowaniu celu podczas prostoliniowego lotu celu i samolotu myśliwskiego możemy określić sposobem graficzno-analitycznym /rys. 2.17/. Niech samolot myśliwski wykonuje atak z przodu z dołu.

Wyznaczamy punkt C_y , w którym będzie się znajdował cel w momencie spotkania jego z pociskiem raketowym. Z punktu C_y

myśliwskiego w momencie spotkania pocisku raketowego z celem do granicznych warunków odpalenia, ograniczonych opromieniowaniem celu, możemy wykonać w następujący sposób.

Na linii $C_y K$ /w dowolnym jej punkcie/ zaznaczamy dowolny punkt M i przez niego prowadzimy prostą MN pod kątem λ_w do poziomu w stronę, odwrotną do kierunku lotu samolotu myśliwskiego

Ta prosta będzie równoległa do toru lotu samolotu myśliwskiego, wykonującego lot podczas opromieniowywania celu pod kątem wznoszenia λ_w . W czasie poziomego lotu samolotu myśliwskiego prostą MN przeprowadzamy poziomo.

Następnie przyjmujemy szereg wartości czasu lotu pocisku raketowego /w zakresie od czasu odbezpieczenia zapalnika t_{odb} do maksymalnego czasu lotu pocisku raketowego t_{max} / z odstępem Δt i odkładamy od punktu M na prostej MN drogi samolotu myśliwskiego za odpowiednich czasów w stronę odwrotną względem kierunku jego lotu /punkty $a_0, a_1, a_2, \dots, a_i$ /. Przez każdy z punktów $a_0, a_1, a_2, \dots, a_i$ przeprowadzamy proste równoległe do linii $C_y K$, które określają graniczne położenie samolotu myśliwskiego w momencie odpalenia pocisku raketowego względem wyprzedzonego punktu celu C_y dla odpowiednich wartości czasu lotu pocisku raketowego t_i .

Znając linie granicznych położenia samolotu myśliwskiego w momencie odpalenia i odpowiadające czasy lotu pocisku raketowego możemy łatwo określić graniczne punkty odpalenia pocisków raketowych ograniczone warunkami opromieniowania celu.

Dla każdego czasu lotu pocisku raketowego t_i z wykresów charakterystyk energobalistycznych $v_R/t, H/$, $D_y/t, H/$ lub $v_R/t, H, D_R/t, H/$ określamy odległości wyprzedzone $D_y/t_i/$ i wykonujemy wcięcia z punktu C_y promieniem $D_y/t_i/$ na odpowiednich liniach granicznego położenia samolotu myśliwskiego w momencie odpalenia /punkty $b_0, b_1, b_2, \dots, b_i$ />.

Otrzymane punkty określają graniczne położenie samolotu myśliwskiego nie dla momentu spotkania z celem, ale w momencie od

palenia pocisku raketowego dla każdego określonego czasu lotu pocisku raketowego t_1 .

Dla znalezienia położenia celu odpowiadającego momentowi odpalenia, od punktu C_y odkładamy w kierunku odwrotnym do jego lotu, drogę celu w czasie, odpowiadającym czasowi lotu pocisku raketowego:

$$S_{c_i} = V_c t_i \quad \text{/punkty } C_0, C_1, C_2, \dots, C_i/.$$

Odległość od punktu celu C_i do odpowiedniego punktu położenia samolotu myśliwskiego b_1 określamy w skali rysunku minimalną odległość odpalenia D_1 , ograniczoną opromieniowaniem celu, dla ustalonego czasu lotu pocisku raketowego t_1 i kąta wznoszenia λ_w .

Możemy się o tym łatwo upewnić na podstawie schematu podanego na rys. 2.17.

Niech w punkcie b_1 pilot samolotu myśliwskiego odpali pocisk raketowy do celu, znajdującego się w punkcie C_1 . Odległość odpalenia D_1 . Po odpaleniu samolot myśliwski wykonuje lot wzdłuż linii b_1c , która pokazana jest na rysunku linią przerywaną.

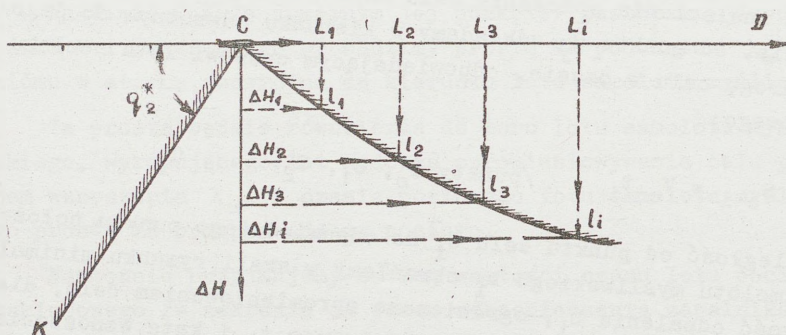
W momencie spotkania pocisku raketowego z celem w punkcie C_y samolot myśliwski będzie w punkcie c na linii C_yK , określa jącej granicze jego położenie dotyczące opromieniowania.

Boczną granicę strefy możliwego strzelania według opromieniowania budujemy w oparciu o punkty, jak pokazano na rys. 2.18.

Dla jej zbudowania odczytujemy współrzędne każdego punktu położenia samolotu myśliwskiego w momencie odpalenia względem odpowiedniego położenia celu $\Delta H_1, L_1$ /patrz rys. 2.17/. Następnie współrzędne te przenosimy na rysunek strefy możliwego strzelania i łączymy płynną krzywą /punkty l_1, l_2, \dots, l_1 /.

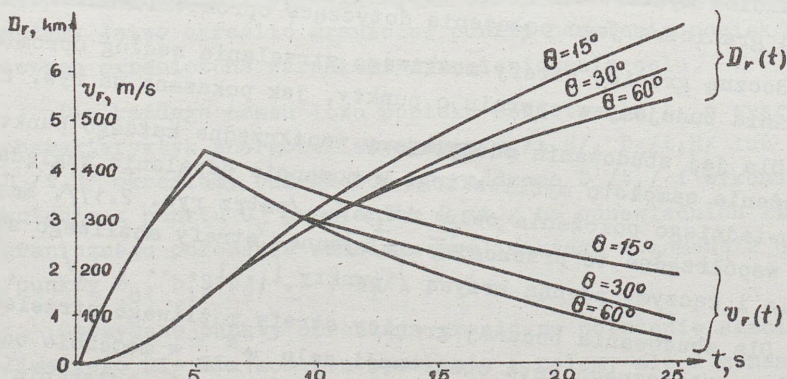
Dla zbudowania bocznej granicy strefy możliwego strzelania według granicznego kąta obserwacji celu ψ_{obs}^* w momencie odpalenia wystarczającym jest przeprowadzenie z punktu położenia celu

C promienia pod kątem $q_2^* = \psi_{\text{obs}}^* + \lambda_w$ /prosta CK na rys. 2.18/.



Rys.2.18. Schemat budowy strefy możliwego strzelania

Podczas budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej należy posługiwać się wykresami charakterystyk energo-balistycznych pocisków raketowych dla płaszczyzny pionowej /patrz rys.2.19/, ponieważ podczas strzelania do celu, lecącego powyżej samolotu myśliwskiego, pocisk raketowy szybciej traci prędkość ze względu na wpływ jego ciężaru i dużego przeciążenia na początku lotu w czasie wyjścia na tor naprowadzania.



Rys.2.19. Wykresy dla płaszczyzny pionowej v_r/t , D_r/t , $H_m = 16$ km

Im większy kąt nachylenia toru pocisku raketowego θ , tym szybciej zmniejsza się jego prędkość lotu v_r dla jednego i tego samego czasu lotu, a wobec tego i odległość D_r oraz przeciążenie rozporządzalne n_r . Dla kątów $\theta \leq 15^\circ$ do obliczeń możemy stosować wykresy charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego dla płaszczyzny poziomej.

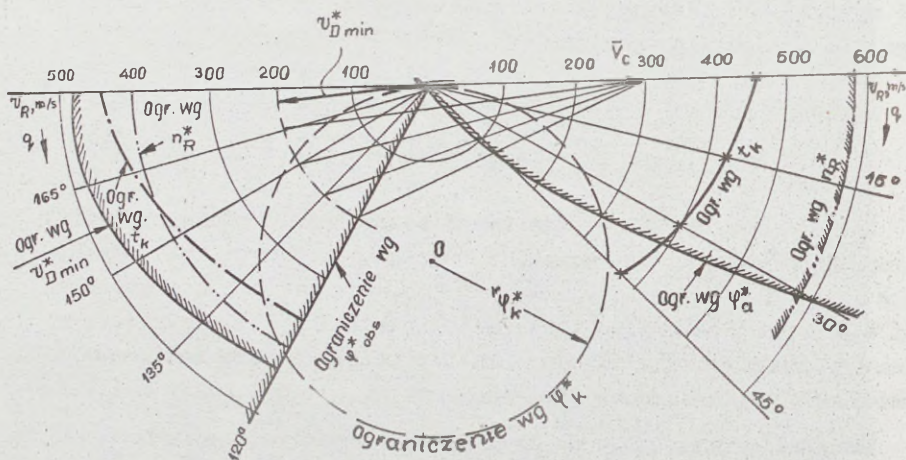
2.1.9.2. Budowa bliższej i dalszej granicy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej

Dalszą granicę strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej określamy tymi samymi parametrami pocisków raketowych co w płaszczyźnie poziomej $/t_k, v_D^*, n_r^*, \varphi_k^*, \dot{\varphi}_k^*/$. Budowę jej wykonujemy według punktów analogicznie do poprzednio rozpatrzonej graficzno-analitycznej metody budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej.

Różnica polega tylko na tym, że dla zbudowania strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej potrzebny jest wykres charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego dla określonych warunków ataku w płaszczyźnie pionowej $v_r/t, H, \theta /$, $D_y/t, H, \theta /$ lub $v_r/t, H, \theta /, D_r/t, H, \theta /$.

Aby nie wykonywać zbędnych obliczeń i budów, wygodnie jest początkowo określić boczne granice strefy możliwego strzelania według opromieniania celu /według φ_a^* / i maksymalny kąt obserwacji celu φ_{obs}^* w momencie odpalenia. Następnie w zakresie bocznych granic strefy możliwego strzelania należy zbudować wektorowy diagram minimalnych prędkości lotu pocisku raketowego $v_{R \min}$ przy celu z uwzględnieniem wszystkich zasadniczych czynników $/t_k, v_D^*, n_r^*, \varphi_k^*/$. Metoda budowy wektorowego diagramu prędkości była podana podczas rozpatrywania strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej, a schemat ideowy dla płaszczyzny pionowej pokazany jest na rys.2.20.

Jeżeli wiemy, jaki czynnik nakłada największe ograniczenia na warunki strzelania/określa zewnętrzną granicę diagramu wektorowego/, wówczas możemy nie uwzględniać innych czynników.



Rys. 2.20. Wektorowy diagram prędkości lotu pocisku raketowego dla płaszczyzny pionowej

Na przykład na rys. 2.20 widzimy, że podczas budowy strefy możliwego strzelania dla tylnej półsfery wystarczające jest uwzględnienie tylko ograniczenia według $v_{D \min}^*$, a w przedniej - według n_{R^*} .

Mając wektorowy diagram prędkości /lub wartości minimalnych prędkości lotu pocisku raketowego przy celu dla różnych kątów kursowych/, łatwo wykreślimy graficznie dalszą granicę strefy możliwego strzelania. W tym celu należy przyjąć kilka wartości kątów kursowych na przykład co 15° : 0° , 15° , 30° ... w przedniej i $q = 180^\circ$, 165° , 150° ... w tylnej półsfery celu w zakresie strefy możliwego strzelania.

Z wykresów charakterystyk energobalistycznych pocisku rakietowego w płaszczyźnie pionowej według wartości $v_{R \min}$ dla każdego kąta kursowego, określamy:

$$t_{\max} \cdot D_y / t_{\max}, \quad S_c = v_c t_{\max}.$$

Mając wielkości D_y / t_{\max} i S_c , graficznie /patrz rys.2.13/ ustalamy punkty, określające dalszą granicę strefy możliwego strzelania w przedniej i tylnej półsfery celu dla różnych q .

Łącząc otrzymane punkty płynną krzywą do przecięcia się jej z boczną granicą, otrzymamy strefę możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej, określoną zasadniczymi parametrami pocisku rakietowego i celownika t_k , $v_{D \min}^*$, ψ_k^* , ψ_{obs}^* , ψ_a^* . Odległość przechwycenia celu przez radiolokacyjny i cieplny koordynator określamy tak samo, jak i w czasie budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej.

Ograniczenie według granicznej kątowej prędkości koordynatora trudno jest uwzględnić prostymi metodami graficzno-analitycznymi, ponieważ związane jest to z dynamiką lotu pocisku rakietowego.

Bliższą granicę strefy możliwego strzelania według t_{odb} i $v_{D \max}^*$ określamy analitycznie jak dalszą granicę według t_{\max} i $v_{D \min}^*$.

Metoda oceny strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej podczas lotu celu poniżej samolotu myśliwskiego, zasadniczo nie różni się od rozpatrywanego wypadku atakowania celu, lecącego powyżej samolotu myśliwskiego. Tylko w tym wypadku należy posługiwać się wykresami charakterystyk energobalistycznych pocisków rakietowych zbudowanych dla ujemnych Θ /tor lotu pocisku rakietowego nachylony jest w dół względem horyzontu/.

Analiza stref możliwego strzelania do celu lecącego powyżej samolotu myśliwskiego wskazuje, że w przedniej półsfery dalsza granica strefy możliwego strzelania przeważnie określana jest odległością przechwycenia celu przez radiolokacyjną głowicę

samonaprowadzania i rozporządzalnym przeciążeniem pocisku rakiety, a w tylnej półsfery zasadnicze ograniczenia nakłada minimalna prędkość zbliżania $v_{D \min}^{\#}$, dla której obliczony jest zapalnik.

Możliwe warunki odpalania pocisków raketowych, oprócz charakterystyk samego pocisku raketowego, są ograniczone przez charakterystyki systemu celowniczego, możliwości manewrowe samolotu myśliwskiego, manewr celu, zakłócenia naturalne i sztuczne itd.

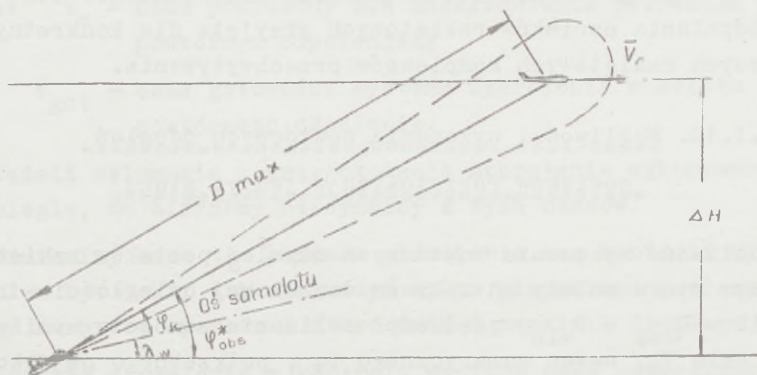
Ocena wpływu manewru celu, możliwości manewrowych samolotu myśliwskiego i charakterystyk systemu celowniczego na strefę możliwego strzelania będą rozpatrzone oddzielnie. Rozważymy nie które ograniczenia, które należy uwzględniać podczas oceny strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej.

Dla zmniejszenia wpływu zakłóceń pochodzących od ziemi podczas odpalania pocisków raketowych z radiolokacyjnymi głowicami samonaprowadzania na małych wysokościach cel powinien znajdować się powyżej samolotu myśliwskiego. Minimalny kąt obserwacji celu $\psi_{\text{obs min}}^{\#}$ zależy od charakterystyki kierunkowej anteny radiolokacyjnej głowicy samonaprowadzania i celownika. Ten warunek ogranicza na małych wysokościach maksymalną odległość odpalenia D_{max} dla określonego przewyższenia celu H lub minimalne przewyższenie celu dla określonej odległości odpalenia /rys. 2.21/.

Wielkość ograniczenia D_{max} i ΔH_{min} możemy obliczyć z prostego stosunku:

$$\left. \begin{aligned} D_{\text{max}} &= \frac{H}{\sin \psi_{\text{obs min}}^{\#}}, \\ \Delta H_{\text{min}} &= D \sin \psi_{\text{obs min}}^{\#}. \end{aligned} \right\} /2.31/$$

Maksymalne przewyższenie celu w momencie jego przechwycenia i odpalania pocisków raketowych, ograniczane kątem odchylenia koordynatora ψ_k^* , podczas strzelania w płaszczyźnie pionowej łatwo określamy z rys. 2.21. Podczas lotu poziomego samolotu



Rys.2.21. Schemat strzelania do celu lecącego z przewyższeniem względem samolotu myśliwskiego

myśliwskiego możliwe przewyższenie celu według kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego w momencie przechwycenia celu lub podczas odpalania pocisków raketowych z D_{max} i D_{min} określamy ze wzoru:

$$\Delta H_{max} = D \sin / \psi_k^* - \Delta \psi_k /, \quad /2.32/$$

a podczas lotu samolotu myśliwskiego z kątem wznoszenia λ_w wielkość ΔH_{max} określamy według wzoru:

$$\Delta H_{max} = D \sin / \psi_k^* - \Delta \psi_k + \lambda_w /, \quad /2.33/$$

gdzie: D - odległość przechwycenia celu przez głowicę samonaprowadzania lub maksymalna /minimalna/ odległość odpalania;

$\Delta\varphi_k$ - rezerwa w kącie odchylenia koordynatora na dynamiczne wahania pocisku raketowego podczas odpalania;

λ_w - kąt wznoszenia samolotu myśliwskiego.

W czasie budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej należy uwzględnić maksymalne przewyższenie celu podczas odpalania pocisków raketowych przyjęte dla konkretnych lotniczych raketowych kompleksów przechwytywania.

2.1.10. Możliwości wykonania powtórnych odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku

Możliwość wykonania powtórnych odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku zależy od zakresu dozwolonej odległości strzelania $\Delta D = D_{\max} - D_{\min}$, prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D , czasu sumarycznego t_{Σ} , potrzebnego na wykonanie oddzielnych operacji w powtórnym odpaleniu, a także gotowości systemu uzbrojenia samolotu do powtórznego odpalania.

Powtórne odpalenie może być wykonane z kontrolą lub bez kontroli wyników poprzedniego odpalania.

Określimy możliwą ilość odpaleń pocisków raketowych N w jednym ataku.

Jeżeli pierwsze odpalenie wykonujemy z maksymalnej odległości, to możliwą ilość odpaleń określamy z warunku:

$$D_{\max} - D_{\min} \geq (N - 1) / V_D t_{\Sigma} .$$

Stąd możliwa ilość odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku wynosi:

$$N = \frac{D_{\max} - D_{\min}}{V_D t_{\Sigma}} + 1. \quad /2.34/$$

Podczas wykonywania powtórnego strzelania bez kontroli wyników poprzedniego czas sumaryczny wynosi:

$$t_{\Sigma} = t_c + t_{got},$$

gdzie: t_c - czas potrzebny dla udokładnienia celowania przed powtórnym odpaleniem;

t_{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_{Σ} 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:

$$t_{\Sigma} = t_1 + t_{k.w} + t_c,$$

przy czym $t_{\Sigma} \geq t_{got}$,

gdzie: t_1 - czas lotu pocisku rakietowego do celu;

$t_{k.w}$ - 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, $t_{k.w} = 4 - 6$ s, czas gotowości systemu uzbrojenia samolotu do powtórnego odpalenia t_{got} określamy charakterystykami konkretnych systemów. Podczas określania czasu sumarycznego t_{Σ} należy brać czas rzeczywisty potrzebny pilotowi do wykonania powtórnego odpalenia z uwzględnieniem możliwości pokrycia w czasie niektórych operacji.

Najbardziej realną ilością strzelań w jednym ataku są dwa odpalenia pocisków raketowych /kolejne odpalenie dwóch jednotypowych pocisków raketowych lub dwóch salw po dwa pociski raketowe w każdej/. Podczas oceny możliwości powtórnego odpalenia personel latający powinien znać minimalną odległość pierwszego odpalenia $D_{I \min}$, dla którego zapewnia się jeszcze wykonanie powtórnego strzelania. Odległość tą określamy zależnością:

$$D_{I \min} \geq D_{\min} + V_D t_{\Sigma}, \quad /2.35/$$

gdzie D_{\min} - minimalna odległość odpalenia.

W czasie połączenia w jednym ataku strzelania kierowanymi pociskami raketowymi i z działek minimalna odległość strzelania, zapewniająca powtarzalne strzelanie z działek określana jest według wzoru /2.35/. W tym wypadku w miejsce D_{\min} we wzorze /2.35/ trzeba podstawić odległość otwarcia ognia z działek, a w miejsce t_{Σ} - czas sumaryczny potrzebny dla kontroli wyników strzelania pociskami raketowymi, przełączenia systemu uzbrojenia na strzelanie z działek i celowanie przed otwarciem ognia.

2.1.11. Ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu myśliwskiego

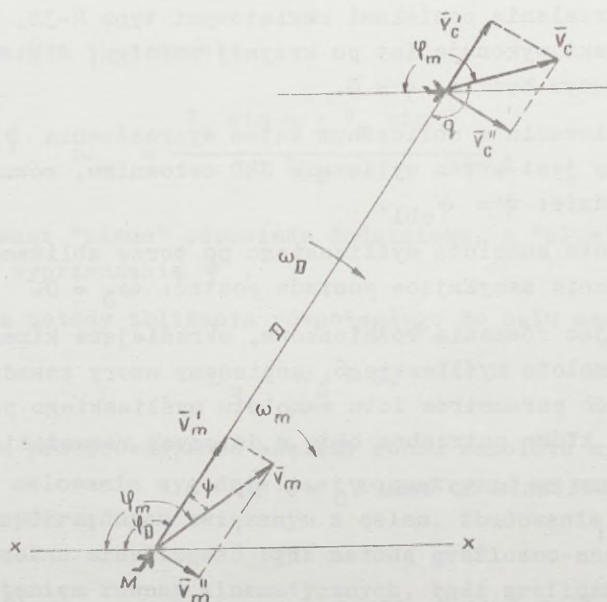
2.1.11.1. Równania ruchu i toru lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania i strzelania

Dla oceny warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych należy umieć budować tory lotu atakującego samolotu myśliwskiego podczas śledzenia celu i celowania, określić ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu myśliwskiego 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 wykonywany po dokładnie określonym torze nazywanym krzywą celowania.

KRZYWA CELOWANIA jest to taki tor lotu atakującego samolotu myśliwskiego, na którym pilot wykonuje ciągłe celowanie.

Rzeczywisty ruch atakującego samolotu podczas celowania jest stosunkowo złożony. Dla analizy możliwych warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych ograniczymy się do rozpatrzenia kinematycznego toru lotu samolotu myśliwskiego.



Rys.2.22. Schemat lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania

Kinematyczne równanie ruchu samolotu myśliwskiego podczas prostoliniżnego lotu celu łatwo możemy otrzymać z rys. 2.22, rzutując

wektory \vec{V}_m i \vec{V}_c na linię odległości i prostopadłą do niej:

$$\dot{D} = -V_m \cos \psi + V_c \cos q, \quad /2.36/$$

$$\dot{q} = \frac{1}{D} [V_c \sin q - V_m \sin \psi]. \quad /2.37/$$

W analitycznym rozwiązywaniu zadania ruchu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania te dwa równania należy zamknąć trzecim równaniem, określającym kierunek wektora \vec{V}_m podczas lotu po krzywej celowania. Konkretne wyrażenie trzeciego równania zależy od metody rozwiązywania zadania celowania.

Podczas strzelania pociskami raketowymi typu R-3S, RS-2US samolot myśliwski wykonuje lot po krzywej pościgu, dlatego równaniem zamykającym będzie $\psi = 0$.

Podczas celowania z obliczonym kątem wyprzedzenia ψ_{obl} , który obliczany jest przez wylicznik SRD celownika, równaniem zamykającym będzie: $\psi = \psi_{obl}$.

W czasie lotu samolotu myśliwskiego po torze zbliżania równoległego równanie zamykające posiada postać: $\omega_D = 0$.

Wykorzystując równania różniczkowe, określające kinematyczny tor lotu samolotu myśliwskiego, napiszemy wzory zasadnicze dla podstawowych parametrów lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania, które potrzebne będą w dalszych rozważaniach.

Prędkość zbliżania do celu $V_D = -\dot{D}$.

Dla $\psi = 0$:

$$V_D = V_m + V_c \cos q. \quad /2.37,a/$$

Kątowa prędkość linii odległości bez manewru celu równa:

$$\omega_D = \dot{q}.$$

Dla $\psi = 0$:

$$\omega_D = \frac{V_c}{D} \sin q . \quad /2.38/$$

Kątowa prędkość samolotu myśliwskiego w czasie lotu po krzywej celowania równa:

$$\omega_m = \dot{\psi}_m = \omega_D + \dot{\psi} .$$

Dla $\psi = 0$:

$$\omega_m = \omega_D = \frac{V_c}{D} \sin q . \quad /2.39/$$

Dla $\psi = \psi' = \text{const}$:

$$\omega_m = \frac{V_c \sin q \pm V_m \sin \psi'}{D} , \quad /2.40/$$

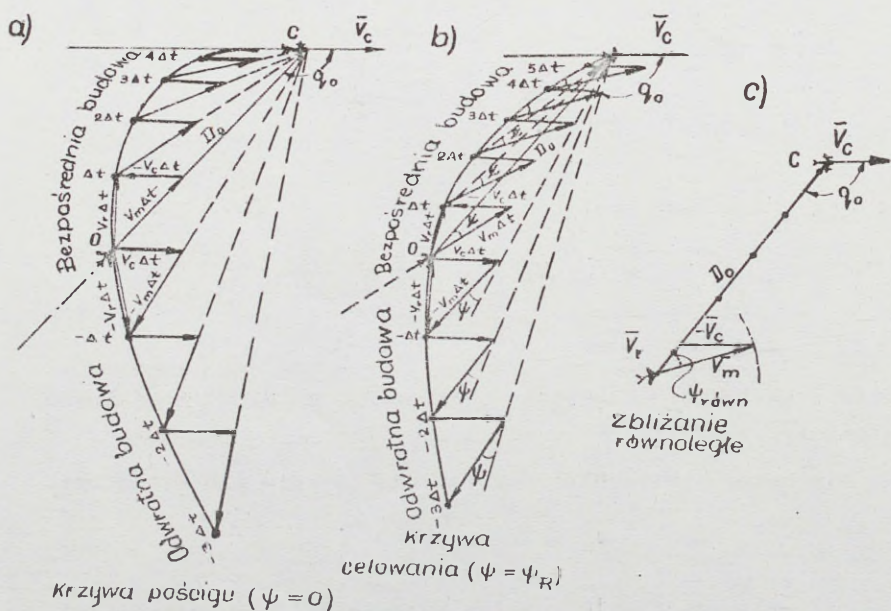
gdzie znak "minus" odpowiada dodatniemu, a "plus" - ujemnemu kątowi wyprzedzenia ψ' .

Dla metody zbliżania równoległego do celu manewrującego:

$$\omega_m = \omega_D = 0 .$$

Dla przeprowadzenia analizy ruchu samolotu myśliwskiego krzywe celowania wygodnie jest rozpatrywać we względny układzie współrzędnych związanym z celem. Zbudowanie krzywych celowania można zrealizować bądź metodą graficzno-analityczną z wykorzystaniem równań kinematycznych, bądź graficzną. Najprościej krzywe celowania buduje się graficznie dla ustalonych warunków początkowych D_0 , q_0 , znanych wielkości prędkości lotu celu V_c i samolotu myśliwskiego V_m z wykorzystaniem równania wektorowego $\vec{V}_r = \vec{V}_m - \vec{V}_c$.

Metoda budowy krzywych celowania bez manewru celu dla $\psi = 0$ i $\psi = \psi_R$ pokazana jest na rys.2.23, a i b. Na tych rysunkach pokazane są tak zwane bezpośrednie i odwrotne /w porównaniu z rzeczywistym lotem samolotu myśliwskiego/ budowy krzywych celowania. Za położenie początkowe przyjęto punkt O, którego współrzędne D_0, q_0 są jednakowe dla wszystkich wypadków.



Rys. 2.23. Schemat budowy krzywych celowania

W czasie zbliżania równoległego samolotu myśliwskiego jego względny tor podczas prostoliniowego lotu celu jest prostą przechodzącą przez punkty O i C /rys.2.23,c/.

Zbliżanie równoległe jest częstym wypadkiem zbliżania z kątem wyprzedzenia ψ . Dla niego potrzebna jest większa wartość kąta wyprzedzenia ψ równ, niż ψ_R , obliczona przez celownik dla

odpalania pocisków raketowych.

Wielkość kąta wyprzedzenia $\psi_{\text{równ}}$ określamy z warunku kierunku wektora prędkości względnej \vec{V}_r na cel:

$$\sin \psi_{\text{równ}} = \frac{V_c}{V_m} \sin \alpha. \quad /2.41/$$

Z rys. 2.23, a, b i c wynika, że nawet dla jednakowych początkowych warunków lotu samolotu myśliwskiego $/D_0, q_0/$, lecz różnych wartości kąta wyprzedzenia krzywizna krzywych celowania jest różna.

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 myśliwski tak samo, jak i dla $\psi = 0$, wnoszony jest w tylną półsferę celu.

Im mniejsza jest różnica pomiędzy obliczonym kątem wyprzedzenia ψ_R i $\psi_{\text{równ}}$, tym mniejsza krzywizna krzywej celowania, a wobec tego, mniejsza wielkość przeciążenia potrzebna samolotowi myśliwskiemu do lotu po niej.

W czasie lotu po krzywej celowania z kątem wyprzedzenia ψ_R /rys.2.23, b/ atakujący samolot myśliwski wychodzi na kąt kursowy q_k , którego wielkość określamy według wzoru:

$$\sin q_k = \frac{V_m}{V_c} \sin \psi_R,$$

i następnie wykonuje lot po torze zbliżania równoległego.

Podczas lotu samolotu myśliwskiego po torze zbliżania równoległego wielkość potrzebnego przeciążenia jest minimalna w porównaniu z innymi krzywymi celowania.

2.1.11.2. Warunki lotu samolotu myśliwskiego
po krzywej celowania

Lot samolotu myśliwskiego pod 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 myśliwskiego na podstawie jego charakterystyk aerodynamicznych, fizjologicznych możliwości pilota, warunków atakowania celu, a także ograniczeń dotyczących przeciążenia granicznego, nakładanego przez system uzbrojenia.

Na przykład pociski raketowe typu R-3S można odpalać z przeciążeniem aerodynamicznym samolotu myśliwskiego nie większym od $n_y^* = 2$ / $H < 14$ km/ i $n_y^* = 1,6$ / $H > 14$ km/.

Analogiczne ograniczenia mogą występować podczas odpalania pocisków raketowych innego typu lub strzelania z działek.

Przeciążenie rozporządzalne samolotu, ograniczane charakterystykami aerodynamicznymi, określamy możliwościami manewrowymi konkretnych typów samolotów dla różnych wysokości i prędkości lotu.

Przeciążenie graniczne związane z fizjologicznymi możliwościami pilota podczas lotu po krzywej celowania średnio wynoszą: dodatnie $n^* = +4$ i ujemne $n^* = -1$.

Podczas wykonywania ataku w trudnych warunkach atmosferycznych, na małych wysokościach, a także ataków grupowych wielkość przeciążenia granicznego /lub granicznego przechyłu/ ogranicza się warunkami bezpieczeństwa lotu, możliwościami pilotażu grupowego, wpływem zakłóceń pochodzących od ziemi na pracę celownika radiolokacyjnego itd. W tych warunkach przeciążenie graniczne n^* będzie mniejsze od przeciążenia rozporządzalnego samolotu i ograniczeń związanych z fizjologicznymi możliwościami

pilota. Wartości n^* zależą od stopnia wyszkolenia personelu latającego i warunków ataku.

Tak więc, w czasie oceny możliwości wykonania strzelania celowanego, jeśli chodzi o charakterystyki manewrowe samolotu myśliwskiego, 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:

$$n_j = \frac{V_m \omega_m}{g} . \quad /2.42/$$

Nadmiar przeciążenia związany jest z przeciążeniem aerodynamicznym n_y zależnością:

$$n_j = \sqrt{n_y^2 - 1} = \operatorname{tg} \gamma ,$$

/podczas manewru w płaszczyźnie poziomej/,

$$n_j = |n_y| \pm \cos \theta ,$$

/podczas manewru w płaszczyźnie pionowej/.

Znak "plus" odpowiada strzelaniu z tyłu z dołu i z przodu z góry, a "minus" - z tyłu z góry i z przodu z dołu.

Dla określenia potrzebnego przeciążenia samolotu myśliwskiego w dowolnym punkcie krzywej celowania wystarczy do wzoru /2.42/ podstawić wartość kątovej prędkości lotu samolotu myśliwskiego /podczas lotu po danej krzywej celowania/.

Podczas lotu po krzywej pościgu nadmiar potrzebnego przeciążenia określamy ze wzoru:

$$n_j = \frac{V_m V_c}{g D} \sin \varphi . \quad /2.43/$$

W czasie lotu ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia ψ' nadmiar przeciążenia potrzebnego określamy ze wzoru:

$$n_j = \frac{V_m / V_c \sin \alpha - V_m \sin \psi'}{g D} \quad /2.44/$$

Dla równoległego zbliżania do celu manewrującego $n_j = 0$, dlatego przeciążenie samolotu myśliwskiego nie ogranicza możliwych warunków strzelania.

Z pomocą wzorów /2.43/ i /2.44/ możemy rozwiązać zadania praktyczne w określaniu przeciążeń potrzebnych dla samolotu myśliwskiego na różnych odcinkach dowolnej krzywej celowania. Porównując przeciążenie potrzebne z granicznym, możemy określić możliwości lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania.

Dla analizy możliwości wykonania lotu po różnych krzywych celowania w płaszczyźnie poziomej i pionowej przeważnie określamy strefę dużych przeciążeń.

STREFĄ DUŻYCH PRZECIĄŻEŃ nazywa się część przestrzeni wokół celu, w której podczas lotu po krzywej celowania przeciążenie potrzebne samolotu myśliwskiego jest większe od granicznego.

Rozpatrzmy metodę określania strefy dużych przeciążeń podczas lotu po krzywej celowania z $\psi = 0$ i ze stałym kątem wyprzedzenia ψ' .

2.1.11.2.1. Lot po krzywej celowania z $\psi = 0$

Równanie granicy strefy dużych przeciążeń podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania / $\psi = 0$ / łatwo otrzymamy ze wzoru /2.43/, jeśli w miejsce bieżącego przeciążenia n_j podstawimy jego graniczną wartość n_j^* :

$$D = \frac{V_m V_c}{g n_j^*} \sin \alpha \quad /2.45/$$

Podstawiając w miejsce n_j^{π} graniczne przeciążenie aerodynamiczne n_y^{π} , otrzymamy równanie strefy dużych przeciążeń dla płaszczyzny poziomej:

$$D = \frac{V_m V_c}{g \sqrt{n_y^{\pi 2} - 1}} \sin q. \quad /2.46/$$

W płaszczyźnie pionowej równanie strefy dużych przeciążeń ma postać:

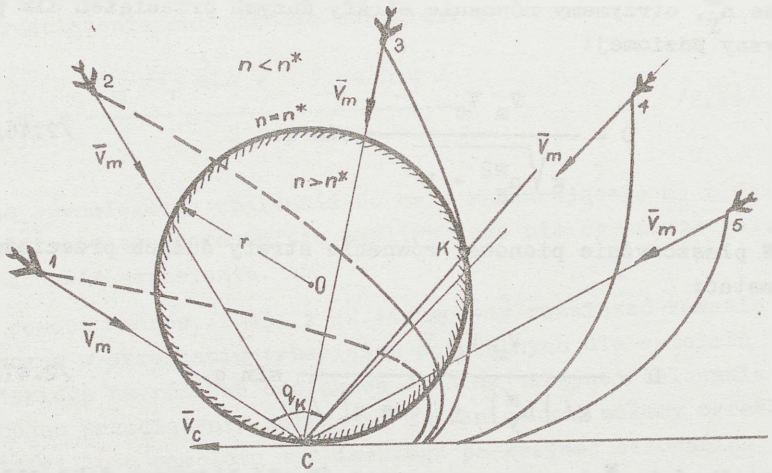
$$D = \frac{V_m V_c}{g / |n_y^{\pi}| \pm |\cos q|} \sin q. \quad /2.47/$$

Wielkości n_y^{π} i $\cos q$ we wzorze /2.47/ bierzemy jako wartości bezwzględne. Podczas wykonywania ataku z tyłu z dołu i z przodu z góry bierzemy znak "plus", a n_y^{π} - ujemne /pilot w locie po krzywej celowania drążek sterowania samolotem w tych wypadkach odchyła od siebie/. W czasie wykonywania ataku z tyłu z góry i z przodu z dołu bierzemy znak "minus" i dodatnie przeciążenie graniczne n_y^{π} /pilot w locie po krzywej celowania drążek sterowania samolotem bierze na siebie/.

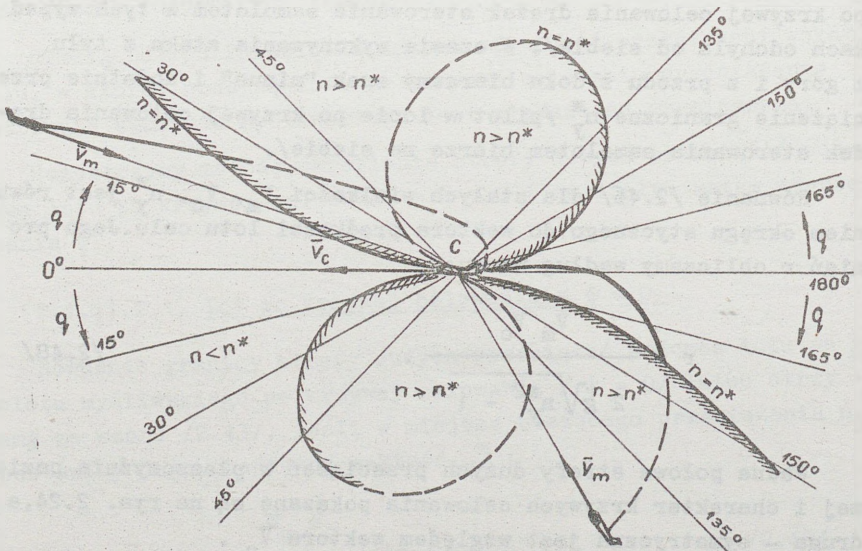
Równanie /2.46/ dla stałych wielkości V_m , V_c , n_y^{π} jest równaniem okręgu stycznego do wektora prędkości lotu celu. Jego promień r obliczamy według wzoru:

$$r = \frac{V_m V_c}{2 g \sqrt{n_y^{\pi 2} - 1}}. \quad /2.48/$$

Jedna połowa strefy dużych przeciążeń w płaszczyźnie poziomej i charakter krzywych celowania pokazane są na rys. 2.24, a, druga - symetryczna jest względem wektora V_c .



Rys. 2.24,a. Schemat strefy dużych przeciężeń w płaszczyźnie poziomej



Rys.2.24,b. Schemat strefy dużych przeciężeń w płaszczyźnie pionowej

W płaszczyźnie pionowej granica strefy dużych przeciążeń nie jest okręgiem i możemy zbudować ją według punktów, wykorzystując równanie /2.47/.

Strefa dużych przeciążeń w płaszczyźnie pionowej pokazana jest na rys. 2.24, b. Linia przerywaną wrysowana jest granica strefy dla dodatniego przeciążenia granicznego /atak z położenia odwróconego/.

2.1.11.2.2. Lot po krzywej celowania ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia ψ'

Równanie strefy dużych przeciążeń podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania ze stałym kątem wyprzedzenia możemy otrzymać ze wzoru /2.44/. Podstawiając do wzoru /2.44/ w miejsce nadmiaru przeciążenia n_j graniczne przeciążenie aerodynamiczne n_y^* i wykonując nieskomplikowane przekształcenie, otrzymamy równanie granicy strefy dużych przeciążeń w czasie lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia ψ' w płaszczyźnie poziomej:

$$D = \frac{v_m v_c}{g \sqrt{n_y^{*2} - 1}} \sin \alpha - \frac{v_m^2}{g \sqrt{n_y^{*2} - 1}} \sin \psi' =$$
$$= D_1 - \Delta D . \quad /2.49/$$

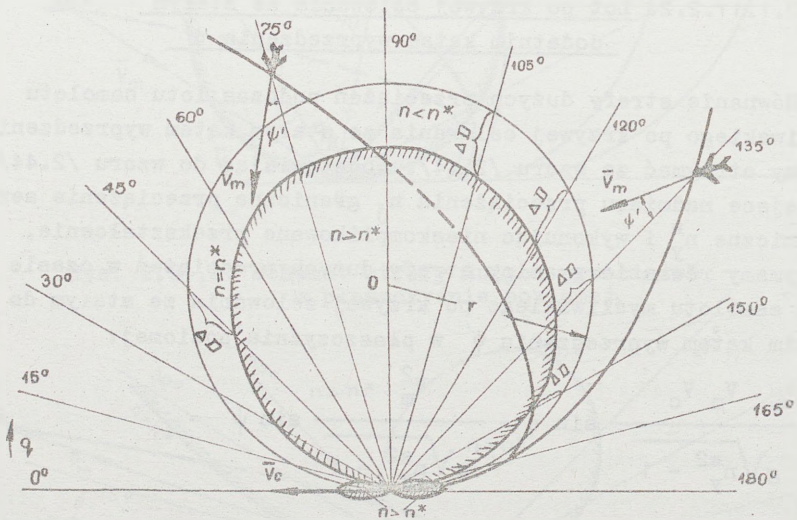
Metoda budowy strefy dużych przeciążeń w płaszczyźnie poziomej pokazana jest na rys. 2.25. Z rysunku wynika, że strefa dużych przeciążeń podczas celowania ze stałym kątem wyprzedzenia ψ' posiada złożony kształt.

Strefa dużych przeciążeń podczas lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania z dodatnim kątem wyprzedzenia ψ' w płaszczyźnie pionowej określana jest równaniem:

$$D = \frac{V_m V_c}{g / |n_y^*| \pm |\cos q|} \sin q - \frac{V_m^2 \sin \psi'}{g / |n_y^*| \pm |\cos q|} =$$

$$= D_1 - \Delta D. \quad /2.50/$$

Zasada znaków $/\pm/$ we wzorze /2.50/ taka sama, jak i we wzorze /2.47/.



Rys. 2.25. Schemat budowy strefy dużych przeciążeń podczas lotu samolotu myśliwskiego z kątem wyprzedzenia

Wzory /2.44/, /2.40/ i /2.50/ możliwe są do zastosowania i dla lotu samolotu myśliwskiego z ujemnym kątem wyprzedzenia $-\psi'$, jeśli w miejsce znaku "minus" postawić znak "plus" między składnikami D_1 i ΔD .

2.1.11.2.3. Graniczna krzywa celowania

GRANICZNĄ nazywamy zazwyczaj krzywą celowania, styczną do strefy dużych przeciążeń /krzywa 3 na rys. 2.24,a/. Dzieli ona wszystkie krzywe celowania na dwa rodzaje: z prawej strony od niej - krzywe celowania, które nie wchodzą w strefę dużych przeciążeń, z lewej strony - krzywe celowania, które częściowo przechodzą wewnątrz strefy dużych przeciążeń i wobec tego dla lotu po nich potrzebne jest przeciążenie większe od granicznego.

Dla zbudowania granicznej krzywej celowania należy znaleźć jej punkt styczności ze strefą dużych przeciążeń /punkt K na rys. 2.24,a/. Ponieważ w punkcie styczności przeciążenie samolotu myśliwskiego podczas lotu po granicznej krzywej celowania będzie maksymalne, to dla rozwiązania tego zadania wystarczy znaleźć maksymalną wartość n_j z równania /2.43/ i /2.44/.

W wyniku rozwiązania zadania określenia maksimum n_j otrzymamy kierunek na punkt styczności q_K . W płaszczyźnie poziomej bez manewru celu dla $\psi = 0$ wielkość q_K możemy określić według wzoru:

$$\cos q_K = - \frac{V_m}{2 V_c} .$$

Podczas lotu ze stałym kątem wyprzedzenia

$$\cos q_K = - \frac{V_m}{2 V_c} \cos \psi' .$$

Jeżeli $V_m > 2 V_c$ dla $\psi = 0$ lub $V_m \cos \psi' > 2 V_c$ dla $\psi = \psi'$, to nie istnieją punkty styczności granicznej krzywej celowania. W tych wypadkach każda krzywa celowania kończy się wejściem w strefę dużych przeciążeń.

Graficzną budowę granicznej krzywej celowania wykonujemy od punktu styczności sposobem rozpatrzonym poprzednio w stronę mniejszych i większych odległości /budową bezpośrednią lub odwrotną/.

Za pomocą granicznej krzywej celowania możemy określać nie tylko możliwe warunki lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania, lecz i ograniczać możliwe warunki strzelania, jeśli boczna granica strefy możliwego strzelania określana jest przecięciem granicznym samolotu myśliwskiego n^{\times} , a punkt styczności K /rys. 2.24,a/ znajduje się na odległości od celu, większej od maksymalnej odległości odpalania pocisków raketowych.

Graniczne możliwości samolotu myśliwskiego dotyczące wejścia w strefę możliwego strzelania dla ustalonego toru lotu określamy drogą budowy granicznych krzywych celowania /zbliżania/, zapewniających wejście w strefę możliwego strzelania. Graniczne krzywe określamy budową odwrotną od charakterystycznych /kraj-cowych/ punktów strefy możliwego strzelania z uwzględnieniem minimalnego czasu znajdowania się samolotu myśliwskiego w granicach strefy możliwego strzelania, potrzebnego do wykonania strzelania.

Graniczne tory posiadają duże znaczenie praktyczne, ponieważ określają one dla ustalonej metody celowania/zbliżania/ warunki wejścia samolotu myśliwskiego w strefę możliwego strzelania.

2.2. OCENA MOŻLIWYCH WARUNKÓW ZASTOSOWANIA KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW MANEWRUJĄCYCH

2.2.1. Ogólna charakterystyka wpływu manewru celu na możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych

Cel powietrzny może manewrować drogą zmiany wysokości, prędkości i kierunku lotu.

Intensywność wykonania manewru wysokością charakteryzuje prędkość wznoszenia, manewr prędkością - charakterystyki rozpędzania i hamowania, manewr kierunkiem lotu - nadmiar przeciążenia lub przeciążenie aerodynamiczne.

Wyszczególnione rodzaje manewru celu mogą być stosowane przez pilota oddzielnie lub łącznie, jeden z drugim.

W czasie oceny możliwych warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych największe znaczenie posiada manewr celu kosztem zmiany kierunku lotu w płaszczyźnie poziomej lub jej bliskiej. Tłumaczy się to szeregiem przyczyn:

- manewr celu w płaszczyźnie zbliżonej do poziomej stosunkowo często stosowany jest w praktyce;

- prawidłowości przypisane strzelaniu pociskami raketowymi do celu manewrującego w płaszczyźnie poziomej pozostają w zasadniczych zarysach prawdziwe dla płaszczyzny nachylonej i pionowej;

- ocena wpływu manewru na możliwe warunki zastosowania pocisków raketowych dokonywana jest za pomocą elektronicznych maszyn cyfrowych. Duże znaczenie posiadają uproszczone układy równań różniczkowych, opisujących proces naprowadzania pocisku raketowego na cel. Rozwiązanie układu równań różniczkowych dla płaszczyzny poziomej spełnia w pewnym stopniu te wymagania.

Manewr celu wywiera następujący wpływ na możliwe warunki strzelania:

- zmniejszają się wymiary strefy możliwego strzelania i zmienia się jej położenie względem celu;

- utrudnia się warunki wejścia samolotu przechwytywanego w strefę możliwego strzelania. Odpalenie celowane pocisków raketowych w swobodnej walce powietrznej często staje się nie możliwe;

- komplikują się warunki celowania i praca pilota w wykorzystaniu systemu celowniczego;

- początkowe warunki odpalania pocisków raketowych według kursowego kąta celu znacznie się różnią od warunków spotkania z celem, co komplikuje ocenę skuteczności strzelania pociskami raketowymi;

- utrudnia się wybór racjonalnych warunków strzelania.

Podczas zbliżania do celu manewrującego po krzywej celowania /lub po torze zbliżonym do krzywej celowania/ pilot atakującego samolotu zmuszony jest wykonywać lot w ten sposób, że "wynosi" go pod duże sylwetki celu /ze strony kierunku manewru celu/ i może się znaleźć poza granicami strefy możliwego strzelania. W tym wypadku dla skutecznego zastosowania kierowanych pocisków raketowych należy wejść w strefę możliwego strzelania drogą stosowania różnych chwytów /manewrów/ taktycznych. Jest to szczególnie ważne w swobodnej walce powietrznej.

Ponieważ manewr celu prowadzi do zmniejszenia wymiarów strefy możliwego strzelania, korytarz wejścia do wewnątrz strefy zmniejsza się, a czas przebywania w jej granicach ulega skróceniu.

Określenie wymiarów i położenia korytarza wejścia w strefę możliwego strzelania dla różnej intensywności manewru celu, a także czas znajdowania się samolotu myśliwskiego /atakującego/ w granicach tej strefy posiada duże znaczenie praktyczne. Oczywiście, początkowo należy zbudować strefę możliwego strzelania dla ustalonych warunków.

Trudności zastosowania kierowanych pocisków raketowych są uwarunkowane również i charakterystykami systemów celowniczych. Na przykład podczas manewru celu z przeciążeniem 2,5 i większym pilot nie może utrzymywać znacznika celu na wskaźnikach celowników typu RP-21 w zakresie obserwacji nawet przy wzrokowej widzialności celu. Następuje to z zasady kosztem raptownej zmiany względnego położenia celu, towarzyszącego niesprzyjającą zmianą odbitego sygnału.

W swobodnej walce powietrznej samolotu myśliwskiego typu MiG-21 z taktycznymi samolotami myśliwskimi przeciwnika zastoso-
sowanie celowników radiolokacyjnych dla oceny położenia celu
według współrzędnych kątowych i odległości staje się praktycz-
nie niemożliwe. Pilot zmuszony jest prowadzić walkę powietrzną
i oceniać wzrokowo odległość do celu.

Urządzenia licząco-rozwiązujące współczesnych celowników
radiolokacyjnych nie uwzględniają transformacji /przekształce-
nia/ strefy możliwego strzelania podczas atakowania celu manew-
rującego. Zobrazowanie jego położenia względem samolotu przech-
wytującego w celownikach typu RP-21 nie pozwala pilotowi okreś-
lić, czy znajduje się on w strefie możliwego strzelania według
kursowego kąta celu.

Dla skutecznego zastosowania kierowanych pocisków rakieto-
wych należy dokładnie przeanalizować możliwości konkretnych sys-
temów celowniczych, aby określić pilotowi praktyczne zalecenia
w najlepszym ich wykorzystaniu.

2.2.2. Strefy możliwego strzelania do celu manewrującego

Zbudowanie strefy możliwego strzelania do celu manewrują-
cego z wykorzystaniem metod kinematyki nie pozwala w dostatecz-
nym stopniu uwzględnić wpływu takich ważnych charakterystyk po-
cisków raketowych, jak maksymalna kątowa prędkość osi koordy-
natora głowicy samonaprowadzania, przeciążenie rozporządzałne,
współczynnik wzmocnienia układu sterowania w ustalonych warun-
kach, opóźnianie układu sterowania w stosunku do sygnału wej-
ściowego i inne.

W związku z tym szerokie rozpowszechnienie otrzymały dyna-
miczne metody badania ruchu pocisków raketowych za pomocą
elektronowych maszyn cyfrowych.

Dla oceny możliwych warunków zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych postępujemy w następujący sposób:

- opracowujemy i rozwiązujemy na elektronowych maszynach cyfrowych układ równań różniczkowych, opisujący proces naprowadzania pocisku raketowego na cel. Na podstawie takiego rozwiązania znajdujemy granice strefy możliwego strzelania dla ustalonych warunków i budujemy samą strefę;

- mając strefę możliwego strzelania dla szeregu warunków, określamy odpowiednie matematyczne zależności, opisujące dostatecznie dokładnie położenie granicy strefy. Następnie określone zależności wykorzystujemy dla określenia granic strefy możliwego strzelania w innych, różniących się od przyjętych warunków podczas modelowania;

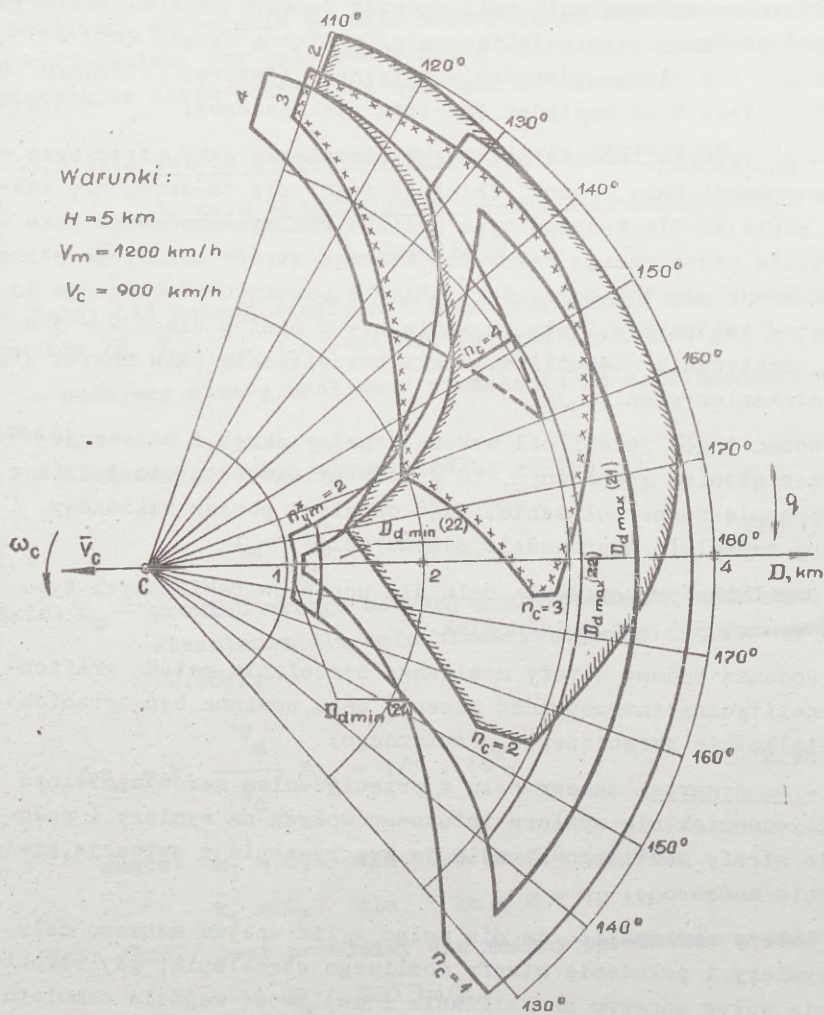
- dokonujemy analizę wpływu różnych czynników na wymiary i położenie strefy możliwego strzelania i opracowujemy praktyczne zalecenia i wnioski odnośnie możliwych warunków zastosowania bojowego pocisków raketowych.

Dla wyjaśnienia ogólnego obrazu zmiany strefy możliwego strzelania w zależności od typu stosowanych pocisków raketowych, intensywności manewru celu i kierunku strzelania rozpa - trzyamy rys. 2.26. Na tym rysunku 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, strefy możliwego strzelania zmniejszają się i stają się niesymetryczne. Zgodność strefy strzelania, zobrazonej na pokładzie samolotu myśliwskiego typu MiG-21 /rys. 2.26/, ze strefą możliwego strzelania według charakterystyk pocisku raketowego zostaje naruszona.

Badania pokazują, że podczas strzelania do celu manewrującego występują następujące właściwości:

- po pierwsze, rozmiary strefy możliwego strzelania zmniejszają się ze zwiększeniem intensywności manewru celu kosztem

wzrostu minimalnej i zmniejszenia maksymalnej odległości strzelania. Prócz tego, strefa możliwego strzelania zwęża się od strony bocznych granic;



Rys.2.26. Wpływ manewru celu na wymiary i położenie strefy możliwego strzelania

- 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 skrzytu celu w przedniej i w stronę odwrotną - w tylnej półsfery /kierunek skrzytu 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 wewnątrz tej strefy i utrzymywanie się w niej w ciągu 2 - 3 s jest praktycznie niemożliwe. Takie przeciążenie celu nazywa się przeciążeniem granicznym.

Wobec tego, jeżeli cel wykonuje pełny skręt i manewruje z przeciążeniem granicznym, to wokół takiego celu nie istnieje praktycznie żadne położenie, skąd odpalony pocisk raketowy mógłby normalnie naprowadzić się na cel.

Graniczne przeciążenie celu dla pocisków raketowych typu R-3S wynosi 3,5 - 4,5 jednostek.

Podczas budowy strefy możliwego strzelania metodą graficzno-analityczną intensywność manewru celu powinna być ograniczona wielkością przeciążenia granicznego;

- 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.

Rozpatrzmy graficzno-analityczną metodę budowy strefy możliwego strzelania do celu manewrującego podczas strzelania pociskami raketowymi typu R-3S.

Zależności matematyczne /wzory/ dla określenia granic strefy możliwego strzelania do celu manewrującego wybiera się z takim wyliczeniem, aby były one w miarę możliwości proste i dawały dostatecznie dobre pokrycie z wynikami modelowania.

2.2.2.1. Metoda budowy strefy możliwego strzelania
do celu manewrującego dla pocisku raketowego
typu R-3S

Kolejność budowy strefy możliwego strzelania dla określonych warunków $/H, V_m, V_c, n_c/$ jest następująca /rys. 2.27/:

- budujemy strefę możliwego strzelania do celu niemanewrującego;

- obliczamy promień okręgu według wzoru:

$$r_m = r_0 + \Delta r_m, \quad /2.51/$$

gdzie: r_0 - promień okręgu bocznej granicy strefy możliwego strzelania dla celu niemanewrującego / patrz wzór /2.48//;

$$\Delta r_m = k_1 \frac{V_m}{V_c} /n_c - 1/3 \cdot 10^2, \quad /2.52/$$

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 /2.52/ jest prawdziwy dla zmiany parametrów w zakresie:

$$V_m \geq 900 \text{ km/h},$$

$$1 < V_m/V_c \leq 1,4,$$

$$1 < n_c < n_c^{\text{pr}}.$$

Wzór /2.53/ jest prawdziwy dla $n_c \geq 2$;

- z punktu O_1 przeprowadzamy łuk okręgu o promieniu R_m do przecięcia z bocznymi granicami w punktach C i e. Wielkość R_m obliczamy według wzoru:

$$R_m = D_{\max} - \Delta D_m, \quad /2.54/$$

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 /2.54/ 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.

2.2.3. Warunki lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania do celu manewrującego

2.2.3.1. Równania różniczkowe ruchu samolotu myśliwskiego po krzywych celowania

Na podstawie rys. 2.22 możemy napisać:

$$- D = V_m \cos \psi + V_c \cos q, \quad /2.55/$$

$$\omega_D = \frac{V_c \sin q \pm V_m \sin \psi}{D}, \quad /2.56/$$

$$\left. \begin{aligned} \psi_c - \psi_D &= 180 - q, \\ \psi_m - \psi_D &= \psi. \end{aligned} \right\} /2.57/$$

We wzorze /2.56/ znak "plus" bierzemy podczas zbliżania z kątem odstawiania, a "minus" - z kątem wyprzedzenia.

Różniczkując każde z równań /2.57/ względem czasu i uwzględniając, że $\dot{\psi}_c = \omega_c$, $\dot{\psi}_m = \omega_m$, otrzymamy:

$$\dot{q} = \omega_D \pm \omega_c, \quad /2.58/$$

$$\dot{\psi} = \omega_m - \omega_D. \quad /2.59/$$

W równaniu /2.58/ znak "plus" bierzemy podczas manewru celu od samolotu przechwytyjącego, "minus" - w czasie manewru na samolot przechwytyjący.

Układ równań różniczkowych ruchu samolotu przechwytyjącego po krzywych celowania lub zbliżania z uwzględnieniem wzorów /2.55/, /2.58/ i /2.59/ zapisujemy w postaci:

$$\left. \begin{aligned} -\dot{D} &= V_m \cos \psi + V_c \cos q, \\ \dot{q} &= \omega_D \pm \omega_c, \\ \dot{\psi} &= \omega_m - \omega_D. \end{aligned} \right\} /2.60/$$

Podczas lotu samolotu przechwytyjącego z $\psi = 0$ /lub $\psi = |\psi^*| = \text{const}$ / wielkość $\dot{\psi} = 0$ i $\omega_m = \omega_D$. Układ równań upraszcza się:

$$\left. \begin{aligned} -\dot{D} &= V_m + V_c \cos q, \\ \dot{q} &= \omega_m \pm \omega_c. \end{aligned} \right\} /2.61/$$

Dla metody zbliżania równoległego samolotu przechwytyjącego do celu / $\dot{\omega}_D = 0$, $\dot{q} = \omega_c$, $\dot{\psi} = \omega_m$ / układ równań /2.60/ możemy napisać w postaci:

$$\left. \begin{aligned} -\dot{D} &= V_m \cos \psi + V_c \cos q, \\ \dot{q} &= \omega_c, \\ \omega_D &= 0, \\ \sin \psi &= \frac{V_c}{V_m} \sin q. \end{aligned} \right\} /2.62/$$

Rozwiązując układ równań /2.60/, /2.61/ lub /2.62/ na elektronowych maszynach cyfrowych dla określonych warunków ataku, możemy zbudować tor lotu samolotu przechwytyjącego i ocenić możliwość jego wejścia w strefę możliwego strzelania.

2.2.3.2. Graficzno-analityczne metody budowy krzywych celowania

2.2.3.2.1. Lot po krzywej celowania z $\psi = 0$

Podczas zbliżania do celu manewrującego względną prędkość lotu samolotu przechwytyjącego określamy według wzoru:

$$V_r = V_m - V_c - V_p', \quad /2.63/$$

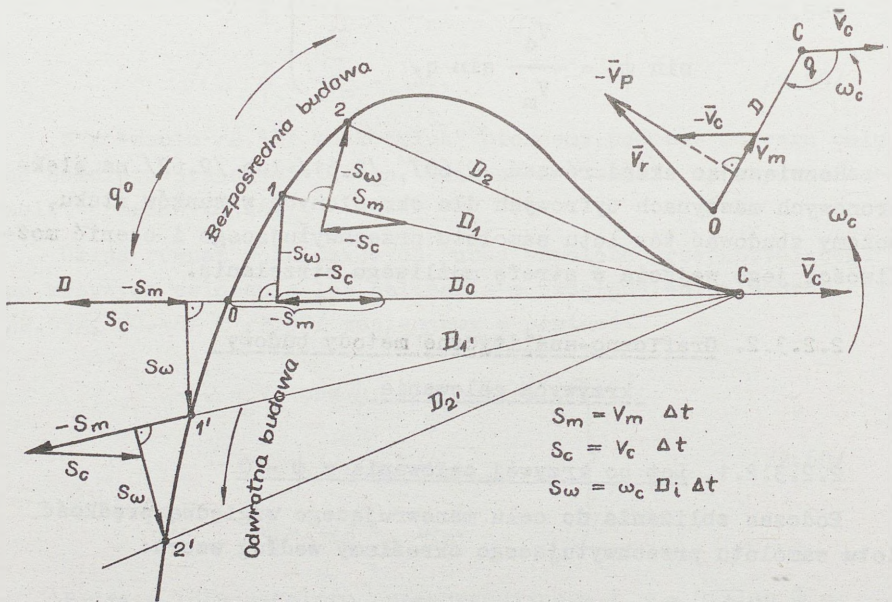
gdzie: V_m , V_c - odpowiednio prędkość lotu samolotu przechwytyjącego /myśliwskiego/ i celu;

V_p' - poprzeczna prędkość, powstająca ze względu na obracanie się linii odległości z prędkością kątową ω_c :

$$|V_p'| = \omega_c D.$$

Mnożymy prawą i lewą stronę równania /2.63/ na krok w czasie Δt . Wówczas sumaryczny ruch samolotu przechwytyjącego względem celu będzie się składać z trzech niezależnych przemieszczeń: S_m , S_c i S_ω . Kierunek przemieszczeń pokrywa się z kierunkiem każdego z wektorów w równaniu /2.63/.

Bezpośrednia i odwrotna budowa krzywych celowania dla określonych warunków pokazana jest na rys. 2.28. Dla wypadku odwrotnej budowy toru lotu samolotu przechwytyjącego w równaniu /2.63/ znaki należy zamienić na przeciwne.

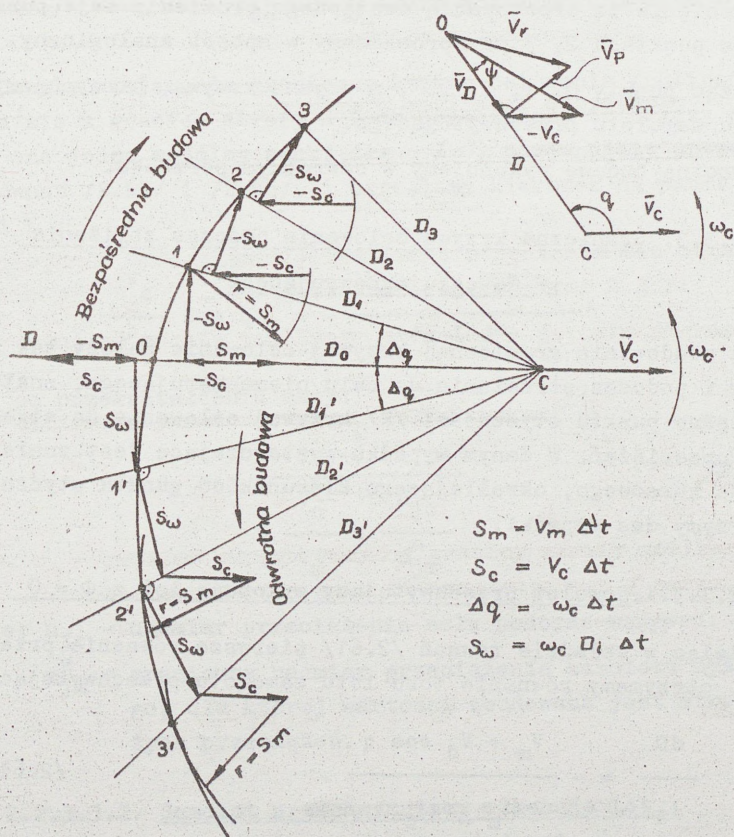


Rys. 2.28. Schemat budowy krzywych celowania, $\psi = 0$

Krzywe celowania/zbliżania/ podczas lotu z dodatnim lub ujemnym kątem wyprzedzenia budujemy analogicznie. Należy jedynie za każdym razem uwzględniać obecność kąta wyprzedzenia i jego znak.

2.2.3.2.2. Lot po torze zbliżania równoległego

Budowę toru lotu samolotu przechwytyjacego wykonujemy w następujący sposób.



Rys.2.29. Schemat budowy toru zbliżania równoległego

Z punktu 0 /rys. 2.29/, poczynając od linii D_0 , przeprowadzamy promień z odstępem $\Delta q = \omega_c \Delta t$. Zaleca się tak postępować w czasie bezpośredniej i odwrotnej budowy. Obliczamy S_m i S_c .

W wypadku bezpośredniej budowy z punktu 0 przeprowadzamy łuk okręgu o promieniu $r = S_m$.

Odcinek S_c umieszczamy pomiędzy linią odległości D i łukiem okręgu, pozostawiając go równoległym do wektora \vec{V}_c . Z punktu przecięcia odcinkiem S_c linii D_0 budujemy prostopadłą do linii D_0 . Przecięcie tą prostopadłą następnego promienia daje punkt 1. Budowę w punktach 2, 3 przeprowadzamy w sposób analogiczny.

Łącząc punkty 0, 1, 2, .., n płynną krzywą, otrzymujemy tor lotu samolotu przechwytyjącego.

Odwrotną budowę wykonujemy w odwrotnym porządku.

2.2.3.3. Graniczna krzywa celowania podczas zbliżania do celu manewrującego

Dla zbudowania granicznej krzywej celowania należy tak samo, jak i podczas strzelania do celu niemanewrującego, znaleźć współrzędne punktu styczności /K/ krzywej celowania do strefy dużych przeciężeń. W danym wypadku wystarczające jest znalezienie kąta kursowego, określającego kierunek do punktu styczności. Rozpatrzmy dwa wypadki.

2.2.3.3.1. Samolot przechwytyjący wykonuje lot z $\psi = 0$

Dzieląc w układzie równań /2.61/ pierwsze równanie przez drugie, otrzymamy równanie toru lotu samolotu przechwytyjącego:

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m + V_c \cos q}{\omega_m \pm \omega_c} \quad /2.64/$$

Różniczkując równanie okręgu

$$D = \frac{V_m V_c}{g n_{jm}^2} \sin q ,$$

opisujące granicę strefy dużych przeciążeń w płaszczyźnie poziomej dla wybranej wartości n_{jm}^* względem parametru q , otrzymamy:

$$\frac{dD}{dq} = \frac{V_c}{\omega_m} \cos q. \quad /2.65/$$

Uwzględniając, że graniczna krzywa celowania /zbliżania/ styka się z granicą strefy dużych przeciążeń, to znaczy posiadają one jeden wspólny punkt dla $q \neq 0$, porównujemy prawe strony równań /2.64/ i /2.65/, i określamy kierunek na punkt styczności K :

$$\frac{V_c}{\omega_m} \cos q_K = - \frac{V_m + V_c \cos q_K}{\omega_m \pm \omega_c},$$

skąd po przekształceniu mamy:

$$\cos q_K = - \frac{1}{2 \frac{V_c}{V_m} \pm \frac{n_{jc}}{n_{jm}^*}}, \quad /2.66/$$

gdzie: n_{jc} -- nadmiar przeciążenia celu podczas manewru;

n_{jm}^* -- graniczny nadmiar przeciążenia samolotu myśliwskiego, dla której wartości zbudowana jest strefa dużych przeciążeń.

2.2.3.3.2. Samolot przechwytyjący wykonuje lot ze stałym kątem wyprzedzenia ψ'

Dzieląc w układzie równań /2.60/ pierwsze równanie przez drugie i uwzględniając, że $\psi = \psi'$, otrzymamy:

$$\frac{dD}{dq} = - \frac{V_m \cos \psi' + V_c \cos q_K}{\omega_m \pm \omega_c}. \quad /2.67/$$

Równanie /2.65/ pozostaje w danym wypadku to samo. Porównując prawe strony równań /2.67/ i /2.65/, i wykonując przekształcenia , otrzymamy:

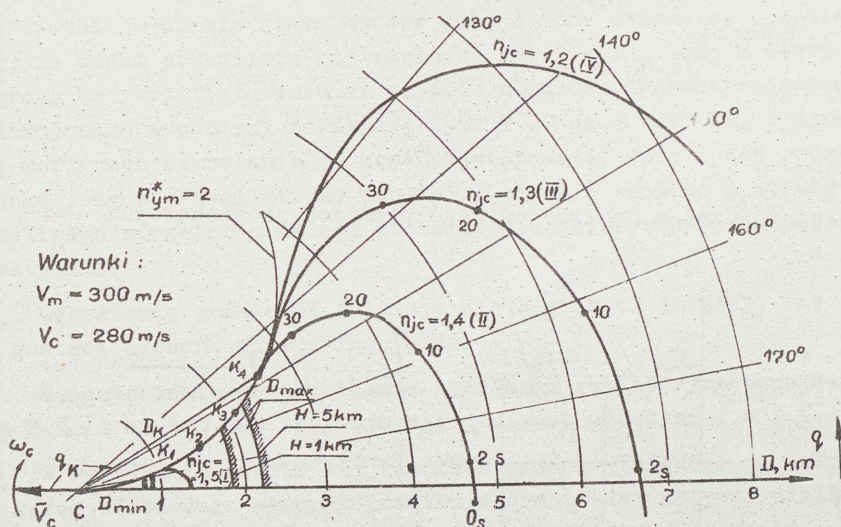
$$\cos \alpha_K = - \frac{1}{2 \frac{v_c}{v_m} \pm \frac{n_{jc}}{n_{jm}^*}} \cos \psi' . \quad /2.68/$$

Znak "minus" w mianowniku równań /2.66/ i /2.68/ bierzemy w czasie określania kierunku do punktu styczności ze strony, skąd manewruje cel, i "plus" - z odwrotnej strony. W większości wypadków linia granicznej krzywej celowania, styczna do strefy dużych przeciążeń ze strony odwrotnej do kierunku manewru celu, nie ma praktycznego znaczenia dla oceny możliwych warunków strzelania. Dlatego w dalszym ciągu rozpatrywać będziemy tylko linię granicznej krzywej celowania /zbliżania/, która umieszczona jest ze strony kierunku manewru celu. Szereg takich krzywych dla wypadku zbliżania samolotu przechwytyjącego z $\psi = 0$ podana jest na rys. 2.30. Z tego rysunku wynika, że im większa jest intensywność manewru celu, tym mniejsze są rozmiary strefy, zawartej między graniczną krzywą celowania i promieniem $\alpha = 180^\circ$. W miarę zwiększania n_{jc} punkt styczności K przesuwa się do punktu C.

W czasie manewru celu z nadmiarem przeciążenia 1,5 graniczna krzywa celowania I położona jest w pobliżu minimalnej odległości odpalania pocisków raketowych typu R-3S. Jeżeli przedłużać zwiększanie przeciążenia celu podczas manewru, to punkt K stosunkowo szybko pokrywa się z punktem C i graniczna krzywa celowania nie będzie istnieć. Teraz dowolna krzywa celowania będzie wchodzić w strefę dużych przeciążeń i pozostanie tam aż do punktu C.

W tych wypadkach, gdy granica strefy dużych przeciążeń pokrywa się na pewnym odcinku z boczną granicą strefy możliwego

strzelania, wejście samolotu przechwytyjącego w strefę dużych przeciążeń równoznaczne jest wyjściu jego z granic strefy możliwego strzelania.



Rys. 2.30. Graniczne krzywe celowania dla różnej intensywności manewru celu.

Wobec tego, dla oceny możliwości wejścia samolotu przechwytyjącego w strefę możliwego strzelania określenie warunków, gdy istnieje graniczna krzywa celowania, posiada duże znaczenie praktyczne.

Określimy warunki stnienia granicznej krzywej celowania.

Rozpatrzmy wypadek lotu samolotu przechwytyjącego po krzywej celowania z $\psi = 0$.

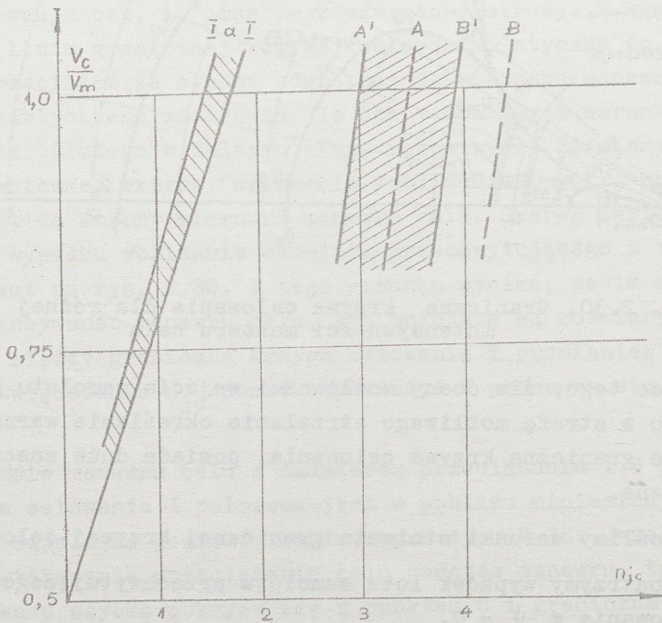
Z równania /2.66/ wynika, że kierunek do punktu styczności istnieje, jeśli mianownik jest większy lub równy jedności. Stąd warunek istnienia granicznej krzywej napiszemy w postaci:

$$2 \frac{V_c}{V_m} - \frac{n_{jc}}{n_{jm}^*} \geq 1. \quad /2.69/$$

Równanie

$$2 \frac{V_c}{V_m} - \frac{n_{jc}}{n_{jm}^*} = 1 \quad /2.70/$$

jest równaniem prostej we współrzędnych prostokątnych $\frac{V_c}{V_m}$ i n_{jc} .



Rys. 2.31. Wpływ manewru celu na możliwe warunki zastosowania uzbrojenia rakietowego

Prosta I, na rys. 2.31, odpowiada $n_{jm}^* = 1,73$.

Z lewej strony prostej I leżą strefy warunków ataku, dla których graniczna krzywa celowania /zbliżania/ istnieje, a dla prawej strony - nie istnieje.

Jeżeli w czasie ataku manewr celu i inne parametry sprawiają, że punkt przecięcia się wartości n_{jc} i V_c/V_m leży z lewej strony krzywej I, to warunki wejścia samolotu przechwytyjącego, uzbrojonego w pociski raketowe typu R-3S na $H < 12$ km, w strefę możliwego strzelania są stosunkowo proste, jeżeli zaś podany punkt leży z prawej strony prostej I, to dla wejścia w strefę możliwego strzelania należy stosować specjalne chwytty /manewry/ taktyczne.

Oczywiście granica I istnieje nie w postaci prostej, ale w postaci stosunkowo wąskiego pasa.

W odniesieniu do strzelania pociskami raketowymi typu R-3S na $H < 12$ km ten pas znajduje się pomiędzy prostymi I,a i I.

W wypadku zbliżania się samolotu przechwytyjącego do celu z kątem odstawania warunki istnienia granicznej krzywej zbliżania z uwzględnieniem równania /2.68/ zapisujemy w postaci:

$$2 \frac{V_c}{V_m} - \frac{n_{jc}}{n_{jm}^*} \geq \cos \psi'. \quad /2.71/$$

Jeżeli $\psi' = \text{const}$, to równanie /2.70/ jest równaniem prostej na tych samych osiach, co i w wypadku zbliżania z $\psi = 0$.

W podobnej sytuacji wartość n_{jm}^* należy przyjmować bądź z warunków ograniczenia możliwości fizjologicznych pilota podczas lotu z kątem odstawania, bądź według możliwości aerodyna - mocznych samolotu w danych warunkach.

2.2.4. Ocena możliwości wejścia samolotu myśliwskiego
w strefę możliwego strzelania podczas atakowania
celu z tylnej półsfery

Dla oceny możliwości samolotu myśliwskiego 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 /zblizania/ jako styczna do strefy dużych przeciążeń. Jeżeli istnieje, to znaleźć położenie punktu styczności od strony, z której manewruje cel, z tego punktu zbudować graniczną krzywą celowania w kierunku 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 przeciążenia celu.

Na rys. 2.31 położenie zakresu granicznych przeciążeń celu wzdłuż osi n_{jc} dla pocisku raketowego typu R-33 podane jest liniami A i B.

Linie A i B wrysowane są bez uwzględnienia czasu przebywania samolotu przechwytyjącego w strefie możliwego strzelania.

Jeżeli uwzględnić czas przebywania samolotu przechwytyjącego w strefie możliwego strzelania w ciągu 2 - 3 s, to wszystkie proste A i B przesuną się w lewo w przybliżeniu o 0,5 jednostek przeciążenia celu. Na rys. 2.31 przesunięcie linii A oznaczono linią A'.

Między liniami I i A'/A/ leżą strefy przeciążenia celu, dla których pilot samolotu przechwytyjącego może osiągnąć wykonanie celowanego odpalenia pocisków raketowych kosztem umiejętnego zastosowania różnych chwytów taktycznych.

Na podstawie rys. 2.31 można 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 do celu w momencie rozpoczęcia 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 zmniejszać prędkość zbliżania do celu do wielkości rzędu 100 - 150 km/h.

Zmniejszenie odległości rozpoczęcia manewru celu należy osiągnąć kosztem szeregu przedsięwzięć, zapewniających wykonanie ataku z zaskoczenia. Należy stale podkreślać, że ataki z zaskoczenia z zastosowaniem kierowanych pocisków raketowych, i w ogóle, zapewniają rażenie celu z bardzo dużym prawdopodobieństwem. Utrata zaskoczenia może nie zezwolić na skuteczne użycie pocisków raketowych, szczególnie w walce powietrznej z taktycznymi samolotami myśliwskimi lub z innymi typami energicznie manewrujących celów.

2. Możliwości samolotu przechwytyjącego po wejściu w strefę możliwego strzelania w znacznym stopniu zależą od intensywności manewru celu.

Dla wszechsylwetkowych pocisków raketowych jedną z oznak, na podstawie których można ocenić wpływ manewru celu na możliwość wykonania celowanych odpaleń pocisków raketowych jest fakt istnienia /lub nieistnienia/ granicznej krzywej celowania. Jeżeli istnieje graniczna krzywa celowania, to cel poprzez swój manewr z zasady nie może zerwać strzelania pociskami raketowymi z granic strefy możliwego strzelania. Jeżeli graniczna krzywa celowania nie istnieje, to dla wejścia w strefę możliwego strzelania pilot zmuszony jest stosować różne chwytaki taktyczne, których skuteczność w całości określa się mistrzostwem i poziomem wyszkolenia w prowadzeniu walki powietrznej.

3. Pilot, który znajdzie się w położeniu atakowanego, może uciec od dowolnego nie wszechsylwetkowego pocisku raketowego klasy powietrze-powietrze, odpalonego do niego przez przeciwnika. W tym celu powinien on bez opóźnień wykonać manewr z przechyłem zbliżonym do granicznego przeciążenia celu w ciągu 10 - 20 s.

2.3. OCENA MOŻLIWYCH WARUNKÓW ZASTOSOWANIA KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH Z UWZGLĘDNIENIEM CHARAKTERYSTYK SYSTEMÓW CELOWNICZYCH

Jak podane było poprzednio, system celowniczy rozwiązuje 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 myśliwskiego, 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.

Systemy celownicze konstuuje się z uwzględnieniem wymagania zapewnienia wykonania celowanego odpalenia pocisków raketowych w granicach strefy możliwego strzelania. Lecz nie zawsze wymagania te spełnione są w pełni, ponieważ umieszczenie w jednym systemie urządzeń, realizujących różne zadania, prowadzi do określonych ograniczeń możliwości systemu celowniczego w całości.

Na możliwe warunki strzelania oprócz czynników, podanych w poprzednich paragrafach 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.

W obecnym czasie do celowania i odpalania kierowanych pocisków raketowych stosuje się z zasady systemy celownicze z wizjerem radiolokacyjnym. Wizjery optyczne i na podczerwień stosuje się jako dublery w razie odmowy pracy zasadniczego systemu celowniczego lub też w tych warunkach, gdy system zasadniczy nie może być wykorzystany /zakłócenia, małe wysokości itd./. Dlatego wszystkie zagadnienia rozpatrywać będziemy w oparciu o radiolokacyjny system celowniczy.

W zależności od przeznaczenia i doskonałości konstrukcji systemy celownicze mogą rozwiązywać zadania wyjścia samolotu myśliwskiego w strefę możliwego strzelania, celowania i odpalania pocisków raketowych z różnym stopniem doskonałości i w różnym zakresie. Doskonalsze systemy celownicze rozwiązują zadanie przyrzadowo i podają pilotowi sygnały, według których realizuje on wyprowadzenia samolotu myśliwskiego w strefę możliwego strzelania według toru zbliżania równoległego /lub zbliżonego do niego/, a także odpalanie pocisków raketowych z obliczonym kątem wyprzedzenia. Zezwala to w sposób maksymalny wykorzystać możliwości bojowe pocisków raketowych.

Systemy celownicze typu RP-21 są w istocie wizjerami radiolokacyjnymi z urządzeniem licząco-rozwiązującym, obliczającym tylko zakres dozwolonych odległości odpalania pocisków rakietowych. Zbliżanie do celu wykonuje się po krzywej pościgu, a odpalanie pocisków rakietowych bez kąta wyprzedzenia, to znaczy metodą bezpośredniego naprowadzania.

Charakterystyki systemu celowniczego w dowolnym zakresie rozwiązywanych przez niego zadań wywierają wpływ na warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych. W tym celu, aby w pełni wykorzystać możliwości bojowe uzbrojenia i osiągnąć zwycięstwo nad przeciwnikiem powietrznym, pilot powinien dokładnie znać stopień tego wpływu, a szczególnie te ograniczenia, które nakłada system celowniczy na możliwości bojowe kierowanych pocisków rakietowych.

Aby ocenić możliwe warunki i wybrać racjonalne sposoby zastosowania bojowego kierowanych pocisków rakietowych, należy określić strefę pracy systemu celowniczego na wszystkich etapach jego zastosowania. Porównanie strefy pracy systemu celowniczego ze strefą możliwego strzelania kierowanymi pociskami rakietowymi daje pogląd na uzgodnienie możliwości systemu celowniczego z pociskami rakietowymi.

2.3.1. Strefa pracy systemu celowniczego

Strefą pracy systemu celowniczego nazywamy tę część przestrzeni wokół celu, w której pilot samolotu myśliwskiego może wykorzystać system dla wykrycia celu, zbliżenia do niego, celowania, odpalania i naprowadzania pocisków rakietowych.

Do warunków wywierających istotny wpływ na strefę pracy systemu celowniczego zaliczamy:

- typ celu;
- wysokość lotu celu;
- prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu;
- obecność zakłóceń radiolokacyjnych.

2.3.1.1. Możliwości w wykryciu celu powietrznego

Odległość wykrycia celu powietrznego przez konkretny radiolokacyjny system celowniczy zależy od typu celu i jego sylwetki, położenia celu w strefie obserwacji, czasu przeglądu wiązką radiolokacyjną strefy obserwacji, a także od obecności zaświeceń na ekranie wskaźnika.

Typ celu i jego sylwetka określają skuteczną powierzchnię odbicia. Im jest ona większa, tym większa jest odległość wykrycia celu. Tę właściwość możemy wykorzystać dla określania odległości wykrycia dowolnego celu, stosując podstawowy wzór radiolokacji, należy wówczas znać odległość wykrycia typowego celu, który nazywa się wzorcowym i jego skuteczną powierzchnię odbicia. Wzór obliczeniowy posiada postać:

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

gdzie: D_w , D_c - odpowiednio odległość wykrycia samolotu wzorcowego i celu;

σ_w , σ_c - odpowiednio skuteczne powierzchnie odbicia samolotu wzorcowego i celu /skuteczną powierzchnią odbicia celu możemy określić w przybliżeniu, przyjmując, że stosunek płaszczyzn równy jest stosunkowi kwadratów wymiarów liniowych samolotu wzorcowego i celu/.

W razie położenia celu na granicy strefy obserwacji odległość jego wykrycia zmniejsza się. Opromieniowanie celu i odbiór odbitych sygnałów dokonuje się na krawędzi charakterystyki kierunkowej anteny i wobec tego raptownie zmniejsza się jego poziom. Wahania całej strefy obserwacji prowadzą do tego, że cel opromieniowywany jest nieciągle, a na ekranie wskaźnika to się pojawia, to zanika słaby znacznik celu, którego wykrycie jest

bardzo trudne, Oprócz tego stwarza się niebezpieczeństwo szybkiego przesunięcia celu po krawędzi strefy obserwacji i wyjścia poza jej granice.

W związku z tym powstaje potrzeba wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na odległość wykrycia w taki sposób, aby cel znajdował się w środku strefy obserwacji. Taką okoliczność należy mieć na uwadze podczas naprowadzania samolotu myśliwskiego na dużych wysokościach, gdy jego system celowniczy posiada ustaloną strefę obserwacji /RP-21M/ dotyczącą kąta położenia celu. Ze zwiększeniem wysokości lotu zwiększa się kąt natarcia samolotu myśliwskiego, a wobec tego i kąt podniesienia strefy obserwacji. Dlatego samolot myśliwski powinien być wyprowadzony na odległość wykrycia z pewnym przniżeniem względem celu, które możemy obliczyć ze wzoru:

$$\Delta H = D_{\text{wykr}} \sin / \alpha_{\text{nm}} + \psi_{\text{st}} \pm \Delta \psi_{\text{kp}} / ,$$

gdzie: α_{nm} - kąt natarcia samolotu myśliwskiego;
 ψ_{st} - stały kąt środka strefy obserwacji;
 $\Delta \psi_{\text{kp}}$ - kąt od środka strefy obserwacji według kąta położenia, w którego granicach cel niezawodnie jest wykrywany.

Rozwiązując wzór dla wartości ujemnej i dodatniej $\Delta \psi_{\text{kp}}$, otrzymamy dwie wartości ΔH 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 $\psi_{\text{st min}}$ i $\psi_{\text{st max}}$.

Wpływ czasu przeglądu strefy obserwacji wiązką radiolokacyjną na odległość wykrycia celu przejawia się w następujący sposób. W czasie telewizyjnego 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:

$$\Delta D_{\text{wykr}} = V_D n t_{\text{obs}}$$

gdzie: n - ilość cykli obserwacji, potrzebnych dla wykrycia celu;

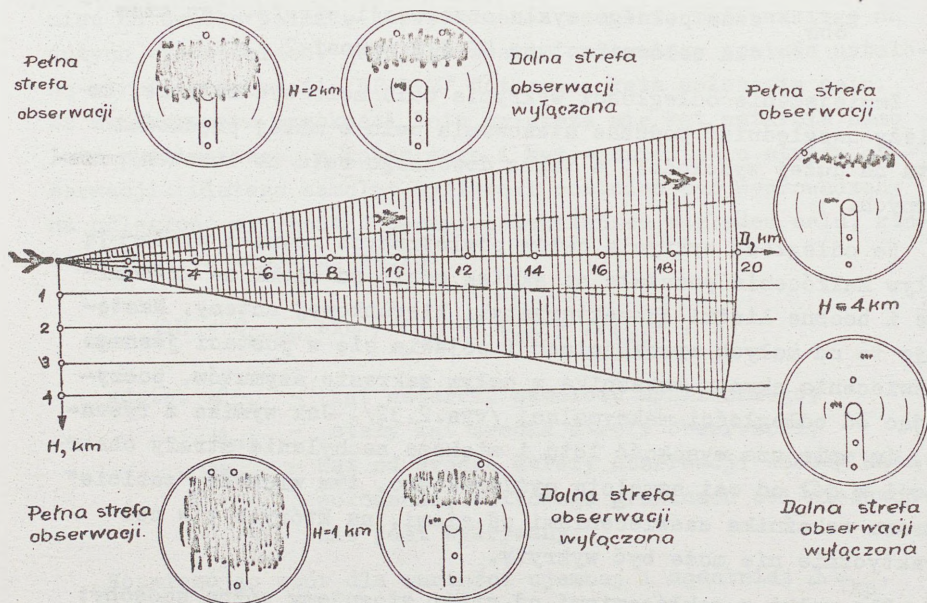
t_{obs} - czas pełnego cyklu obserwacji strefy. Ten czas dla celownika typu RP-21M wynosi 2 s.

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.

Na odległość wykrycia celów powietrznych również wywierają wpływ zakłócenia powstałe na skutek odbić od ziemi na zasadnicze i boczne listki charakterystyki kierunkowej anteny. Następuje to na małych wysokościach i pojawia się w postaci jasnego zaświecenia ekranu wskaźnika w całym zakresie azymutów, począwszy od odległości maksymalnej /rys.2.32/. Jak wynika z rysunku, im mniejsza wysokość lotu i większe nachylenie strefy obserwacji w dół od osi samolotu myśliwskiego, tym większe "zabicie" ekranu wskaźnika zaświeceniami od ziemi, na których tle cel praktycznie nie może być wykryty.

Dla walki z zakłóceniami od ziemi stosujemy różne sposoby: wprowadza się tłumienie odbioru na listkach bocznych, zmniejsza się wymiary strefy obserwacji i całą strefę podnosi się w kącie położenia, skraca się strefę obserwacji w odległości, a także wprowadza regulację wzmocnienia odbiornika w zależności od odległości /WARU/, tym samym sztucznie zmniejsza się zarówno zaświecenia od ziemi, jak i odległość wykrycia celu. I tak, w celowniku typu RP-21M, gdzie wartość WARU jest stała, odległość wykrycia celu zmniejsza się w porównaniu z dużymi wysokościami o 25 - 30%. Pozwala to obniżyć minimalną wysokość zastosowania bojowego systemów celowniczych nad terenem o zróżnicowanym ukształtowaniu /RP-21M - do 700 - 800 m/.

Ilościowe uwzględnianie czynników, zmniejszających odległość wykrycia celów powietrznych na małych wysokościach jest bardzo złożone, dlatego też stosujemy metodę określania parametrów systemów celowniczych drogą praktycznego oblotu.

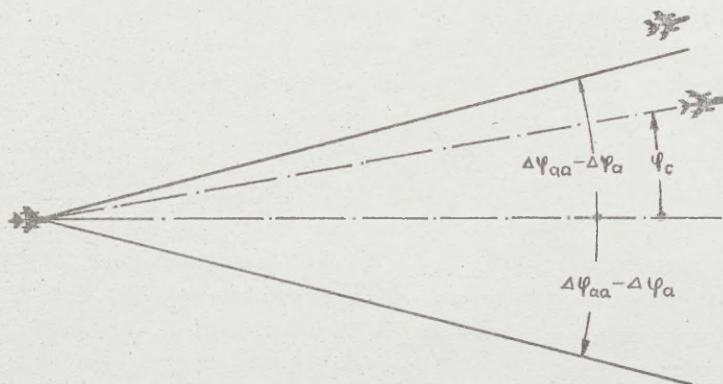


Rys. 2.32. Wpływ zakłóceń pochodzących od ziemi na odległość wykrycia celu

Kierunki, na których może być wykryty cel, określamy wymiarami strefy obserwacji w azymucie. Z rys. 2.33 wynika, że na odległości wykrycia kąt pomiędzy osią samolotu myśliwskiego i linią samolot myśliwski - cel powinien spełniać warunek:

$$\psi_c \leq \Delta\psi_{aa} - \Delta\psi_a,$$

gdzie: $\Delta\psi_a$ - niedokładność w regulacji systemu antenowego $/\sim 5^\circ/$;
 $\Delta\psi_{aa}$ - kąt od osi samolotu myśliwskiego w azymucie, w którego granicach cel niezawodnie jest wykrywany.



Rys. 2.33. Możliwości wykrycia celu

Wymaganie to powinno być uwzględniane przez system naziemny podczas naprowadzania samolotu myśliwskiego na cel. Naprowadzanie w płaszczyźnie poziomej powinno się tak wykonywać, aby na odległości wykrycia kąt ψ_c był zbliżony do zera, naprowadzanie w wysokości - w zależności od możliwości kierowanych pocisków rakietowych: bądź na wysokość lotu celu / $\psi_c = 0$ /, bądź na wysokość wzorcową - poniżej wysokości lotu celu o wielkość ΔH . Prócz tego, w warunkach zmniejszających możliwości bojowe i systemu celowniczego, należy stosować takie chwytaki taktyczne, które pozwolą zmniejszać lub całkowicie wykluczyć wpływ zakłóceń.

Należy mieć na uwadze to, że z odległości wykrycia rozpoczyna się etap bliższego naprowadzania - etap samonaprowadzania samolotu myśliwskiego na cel. Odległość wykrycia określają również wszystkie podstawowe parametry ataku: odległość przechwylenia, rozporządzalny czas celowania i maksymalna odległość odpalania pocisków rakietowych.

2.3.1.2. Możliwości przechwycenia celu na automatyczne
naprowadzanie

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 liczącego -rozwiązującego napływają potrzebne dane / ψ_c , ω_D , D , V_D / dla rozwiązania zadania celowania, obliczenia dozwolonej odległości odpalania i przygotowanie systemu uzbrojenia i aparatury pocisków raketowych do odpalania.

Przechwycenie możliwe jest tylko dla określonego poziomu odbitego sygnału, który jest większy od potrzebnego dla wykrycia celu. Operacja przechwycenia w zależności od sposobu i schematu konstrukcyjnego może trwać od 2 do 4 - 5 s. Sposób przechwycenia zależy od właściwości konstrukcyjnych systemu celowniczego.

W niektórych systemach celowniczych przechwycenie możliwe jest dla dowolnego położenia celu w strefie obserwacji według kątów i odległości.

W celownikach nie rozwiązujących zadania celowania /RP-21M/ strefa przechwycenia ograniczona jest tak w odległości, jak i według kątów. Strefa przechwycenia według kątów ustalana jest wzdłuż osi samolotu lub z niewielkim przesunięciem w pionie. Zbliżanie do celu samolot myśliwski może wykonywać dowolnym sposobem, lecz z takim wyliczeniem, aby do momentu przechwycenia cel /znacznik celu na ekranie wskaźnika/ znajdował się w strefie przechwycenia.

Wychodząc z tego tak samo, jak i podczas wykrycia, możemy określić maksymalne przewyższenie /przeniesienie/ celu, dla którego może być wykonane jego przechwycenie:

$$\Delta H = D_p \sin \alpha_{nm} + \varphi_{st} \pm \Delta \varphi_{kp},$$

gdzie: φ_{st} - stały kąt wiązki radiolokacyjnej względem samolotu;

φ_{kp} - wymiar strefy przechwycenia według kąta położenia, licząc od ustalonego położenia.

Od momentu wykrycia do czasu przechwycenia pilot powinien określić przynależność państwową celu i wykonać manewr zbliżenia. 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 wytrenowania pilota. Naogół odległość przechwycenia powinna zapewniać dla określonej prędkości zbliżania wyjście samolotu myśliwskiego na tor celowania, przygotowanie pocisków raketowych do odpalenia, celowanie i odpalenie pocisków raketowych z maksymalnej granicy strefy możliwego strzelania:

$$D_p \geq D_{max} + V_D / t_c + t_{op},$$

gdzie: D_{max} - maksymalna odległość odpalenia pocisku raketowego;

V_D - średnia prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu;

t_c - czas celowania lub czas przygotowania pocisków raketowych do odpalenia. Ponieważ te dwie operacje następują jednocześnie, to do obliczenia bierze się większą wartość czasu;

t_{op} - czas opóźnienia pilota, który składa się z czasu oceny stateczności przechwycenia i czasu powzięcia 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.

2.3.1.3. Możliwości celowanego odpalenia i naprowadzania pocisków raketowych na cel

Na etapie celowania i odpalania pocisków raketowych, jak i na poprzednich etapach, strefę pracy systemu celowniczego charakteryzują wymiary według kątów kursowych, przewyższenie i odległość. Kątowe wymiary strefy powinny zapewniać potrzebny manewr samolotu myśliwskiego dla wyjścia na krzywą celowania, wymiary w odległości - wykonanie celowania, przygotowanie pocisków raketowych do odpalenia i odpalenie. Po odpaleniu pocisków raketowych zdalnie kierowanych i samonaprowadzających się z radiolokacyjnymi dławicami samonaprowadzania system celowniczy powinien zapewnić radiolokacyjne opromieniowanie celu lub naprowadzenie pocisków raketowych na cel. Etap celowania i odpalania pocisków raketowych jest najbardziej złożonym w wykonaniu i najbardziej odpowiedzialny, i dlatego pilot powinien dobrze znać możliwości systemu celowniczego w różnych warunkach wykonywania ataku.

Jak wiadomo, urządzenie licząco-rozwiązujące systemu celowniczego rozpoczyna rozwiązywanie zadania celowania po przechwyceniu celu. W systemach celowniczych przeznaczonych do odpalania wszechsylwetkowych pocisków raketowych, zadanie rozwiązane jest całkowicie - oblicza się potrzebny do odpalania pocisków raketowych kąt wyprzedzenia i zakres dozwolonych odległości odpalania, w systemach przeznaczonych do odpalania pocisków raketowych w wąskim sektorze tylnej półsfery celu - tylko zakres dozwolonych odległości.

Od momentu podania na ekran wskaźnika znacznika celowniczego samolot myśliwski przechodzi na krzywą celowania. Przy dokładnym utrzymywaniu parametrów lotu /znacznik celowniczy w środku

wskaźnika/ stwarza się wstępne warunki dla celowanego odpalenia pocisku raketowego.

Jeżeli system celowniczy nie rozwiązuje zadania celowania, wówczas pilot - wykonując dokładne celowanie - stwarza warunki dla przygotowania pocisków raketowych do odpalenia /przechwy - cenie przez głowicę cieplną lub radiolokacyjną głowicę samona - prowadzania, uzgodnienie częstotliwości roboczych itd./.

Od momentu przechwycenia do maksymalnej odległości dozwolonej $D_d \max$ 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 s. 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.

Granice możliwych kierunków i odległości strzelania dla systemu celowniczego, rozwiązującego zadanie celowania, mogą być określone według wzorów roboczych, realizowanych w SRD celownika.

2.3.1.4. Zakres dozwolonych odległości odpalenia 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 $D_d \max$ i minimalną dozwoloną odległością $D_d \min$ odpalenia pocisku raketowego.

Dąży się do opracowania prostych wzorów roboczych i dlatego niektóre czynniki albo wcale nie są uwzględniane, albo uwzględnia się ich wartości średnie. Prócz tego, urządzenie licząco -

-rozwiązujące pracują w określonych zakresach wprowadzanych parametrów i końcowego wyniku. W większości wypadków zakres dozwolonych odległości według celownika jest mniejszy od zakresu możliwych odległości według pocisku raketowego. Niektóre ograniczenia zakresu 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 opóźnienia 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. Rozumie się, że odpalania pocisków raketowych z poza granic strefy możliwego strzelania jest bezcelowe i dlatego należy mieć na uwadze przede wszystkim te wypadki.

Typowe wzory, na podstawie których pracuje urządzenie licząco-rozwiązujące, posiadają następującą strukturę:

$$D_{d \max} = D_{r \max} + f_1/H/ + f_2/V_D/ + f_3/V_m/,$$

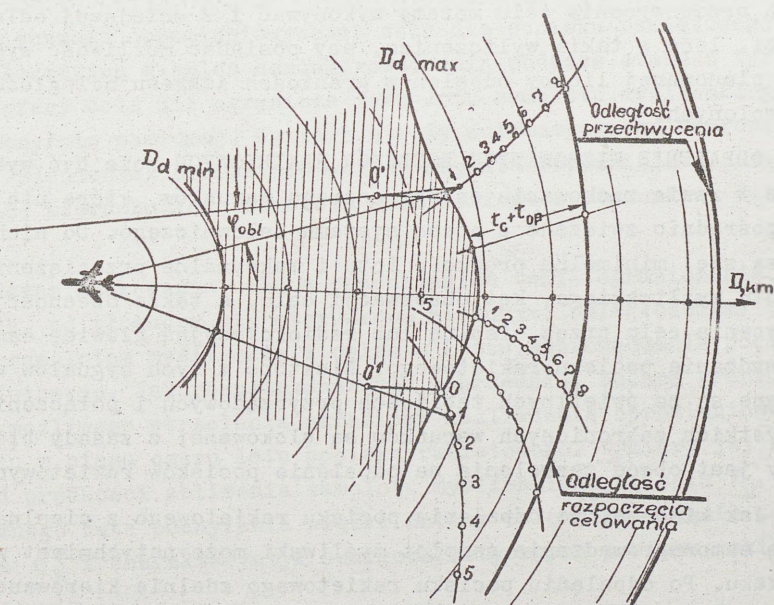
$$D_{d \min} = D_{r \min} + f_4/V_D/,$$

gdzie: $D_{r \max}$ i $D_{d \min}$ - odpowiednio maksymalna i minimalna względna odległość odpalenia pocisku raketowego dla typowych warunków lotu na określonej wysokości;

f_1, f_2, f_3, f_4 - funkcje parametrów, wpływających na odległość odpalenia.

Dla operacyjnych obliczeń wygodnie jest posługiwać się wykresami lub nomogramami, które oddają wyniki obliczeń według wzorów roboczych celownika.

W systemie celowniczym RP-21M obliczanie zakresu dozwolonych odległości odpalania wykonuje się również według wzorów uproszczonych, które nie dla wszystkich wypadków dają dobrze uzgodnione wyniki. Na przykład urządzenie licząco-rozwiązujące systemu RP-21M oblicza $D_d \max$ dla zakresu warunków atakowania celu z tylnej półsfery, lecz dobre uzgodnienie z możliwościami pocisków raketowych spełnia się tylko w zakresie wysokości od 4 do 17 km.



Rys. 2.34. Budowa granicy rozpoczęcia celowania

Znając maksymalną dozwoloną odległość, a także potrzebny czas na celowanie i przygotowanie pocisków raketowych do odpalania, możemy określić minimalną odległość rozpoczęcia celowania, które zapewnia odpalenie pocisków raketowych z $D_d \max$. Graficzną budowę wykonujemy w następujący sposób /rys. 2.34/. Na rysunek wrysowujemy granicę $D_d \max$ i na niej w zakresie potrzebnego przedziału kątów kursowych wybieramy punkty O. Od tych

punktów znanymi już metodami budujemy tory lotu samolotu myśliwskiego na etapie celowania w stronę zwiększenia odległości. Według punktów toru, odpowiadających czasowi $t_c + t_{op}$, przeprowadzamy szukaną granicę rozpoczęcia celowania.

Na rysunku pokazane są budowy torów celowania bez kąta wyprzedzenia i z obliczonym kątem wyprzedzenia. Mając obliczoną lub eksperymentalną granicę odległości przechwycenia przez celownik rozpatrywanego celu, możemy określić rezerwę lub niedostateczną ilość czasu na celowanie i odpalenie pocisków rakietowych. Jeżeli jest rezerwa czasowa, to według rozważań taktycznych przechwycenie celu możemy wykonywać i z mniejszej odległości, lecz z takim wyliczeniem, aby posiadać możliwość wykonania planowanej liczby odpaleń w granicach zakresu odległości dozwolonych.

ODPALENIE KIEROWANYCH POCISKÓW RAKIETOWYCH może być wykonywane w razie zachowania całego szeregu warunków, które nie są bezpośrednio związane z pracą systemu celowniczego. Do nich zalicza się: minimalną prędkość lotu i maksymalne przeciążenie samolotu myśliwskiego, kąt obserwacji celu, a także obecność przechwycenia celu przez cieplną lub radiolokacyjną głowicę samonaprowadzania pocisku raketowego. Niektóre z tych sygnałów wskazywane są na świetlnych tablicach przyrządowych i połączenia wszystkich zabronionych warunków są blokowane; z zasady blokowany jest obwód zezwolenia na odpalenie pocisków rakietowych.

Jak wiadomo, po odpaleniu pocisku raketowego z cieplną głowicą samonaprowadzania samolot myśliwski może natychmiast wyjść z ataku. Po odpaleniu pocisku raketowego zdalnie kierowanego lub pocisku raketowego z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania, tor lotu samolotu myśliwskiego ograniczony jest metodami naprowadzania pocisku raketowego za pomocą wiązki prowadzącej lub koniecznością opromieniowywania celu dla pocisku raketowego z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania. Na przykład po odpaleniu pocisku raketowego typu RS-2US samolot myśliwski powinien wykonywać lot w pewnym czasie /2 - 3 s/ po krzywej pościgu,

utrzymując znacznik celowniczy w środku wskaźnika po to, aby zapewnić niezawodne wejście pocisku raketowego w wiązkę prowadzącą. W dalszym ciągu lotu może on wykonywać płynny odwrót z nie - dużą prędkością kątową o kąt odpowiadający maksymalnemu kątowi odchylenia znacznika celowniczego na ekranie wskaźnika RP-21M. Nie wolno przy tym zmieniać przechyłu samolotu więcej niż o 30° , aby nie naruszyć stabilizacji siatki współrzędnych. Oprócz tych warunków, należy mieć na uwadze, że drugie odpalenie możemy wykonać dopiero po upływie czasu kierowanego lotu pierwszego po - cisku raketowego.

Konieczność opromieniowywania celu dla pocisku raketowego z radiolokacyjną głowicą samonaprowadzania podczas ataku z tylnej półsfery celu nie ogranicza toru lotu samolotu myśliwskiego w płaszczyźnie poziomej. Wymiary strefy automatycznego naprowadzania /śledzenia/ celowników według azymutu zapewniają z zasady zmianę kierunku lotu samolotu myśliwskiego o stosunkowo duże kąty.

Podczas atakowania celu z przeniesieniem takie ograniczenia powstają, co tłumaczy się stosunkowo niedużymi odległościami między samolotem myśliwskim i celem w końcu naprowadzania pocisku raketowego. Jak rozpatrzone było poprzednio, boczną granicę strefy możliwego strzelania określamy możliwością opromieniowania celu w ciągu czasu lotu pocisku raketowego. Wymiary jej zależą od prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D , granicznego kąta odchylenia wiązki anteny celownika w kącie położenia ψ_a^* i charakterystyk energobalistycznych pocisku raketowego.

W płaszczyźnie pionowej istnieje jeszcze granica według kąta obserwacji celu podczas odpalania pocisku raketowego. Gwarantuje ona niezawodne śledzenie celu przez koordynator pocisku raketowego w razie jego przypadania po odpaleniu i określamy ją granicznym kątem obserwacji celu w kącie położenia ψ_{obs}^* .

2.3.2. Uzgodnienie strefy pracy celownika ze strefą możliwego strzelania

Po rozpatrzeniu zasadniczych czynników, określających strefę pracy systemu celowniczego na różnych etapach jego stosowania, a także metody jej budowy, możemy wyciągnąć następujące wnioski. Uzgodnienie strefy pracy systemu celowniczego ze strefą możliwego strzelania w warunkach obliczeniowych z zasady jest dobre. Należy podkreślić, że warunkami obliczeniowymi są warunki, które przyjęte zostały jako typowe dla bojowego zastosowania systemu uzbrojenia w czasie jego konstruowania. W warunkach różniących się od obliczeniowych, zgodność zostaje naruszona. Obserwujemy to dla stosunkowo niedużych prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego do celu /atak z tylnej półsfery/ i dużych /atak z przedniej półsfery celu/, dużych przewyższeń itd. Jak było podane poprzednio, wyniki nieuzgodnienia mogą być dwóch rodzajów.

System celowniczy może ograniczać możliwości bojowe kierowanych pocisków raketowych / $D_{d \max}$ znacznie mniejszych od D_{\max} /. Znacznie poważniejsze są takie wypadki, gdy system celowniczy może dać zezwolenie na odpalenie pocisków raketowych spoza granic strefy możliwego strzelania /na odległości większych od D_{\max} lub mniejszych od D_{\min} / itd.

Dla osiągnięcia zwycięstwa w walce powietrznej należy dobrze znać warunki zastosowania wszystkich systemów uzbrojenia. Znajomość tych warunków pozwala na wykluczenie wypadków, w których strzelanie pociskami raketowymi jest nieskuteczne, a wybranie takich, w których maksymalnie wykorzystane będą ich możliwości bojowe.

3. OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW NIEKIEROWANEGO
RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTU
MYŚLIWSKIEGO PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW POWIETRZNYCH

Niekierowane pociski raketowe i broń artyleryjska mogą być stosowane do zwalczania praktycznie wszystkich celów powietrznych: samolotów z silnikami odrzutowymi i tłokowymi, śmigłowców, balonów automatycznych i innych. Ani naturalne, ani sztuczne zakłócenia radioelektroniczne i cieplne nie wywierają wpływu na tę broń; zakłócenia mogą tylko oddziaływać na celownicze systemy radiolokacyjne i na podczerwień.

Ograniczona odległość skutecznego strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi i z broni artyleryjskiej wymaga wysokich wymagań dotyczących wyboru kierunków ataków, zapewniających wykonanie w jednym nalocie kilku strzelań /serii, salw/ i przy tym najbardziej racjonalnym sposobem - towarzyszącym.

Zastosowanie niekierowanych pocisków raketowych i broni artyleryjskiej w walce powietrznej wymaga od personelu latającego doskonałej umiejętności celowania i pilotowania samolotu z przeciążeniami do granicznie możliwych wartości.

Możliwości zastosowania niekierowanego raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotu zależą od warunków walki powietrznej, sposobu strzelania, charakterystyk broni i systemów celowniczych, możliwości manewrowych samolotów myśliwskich, warunków bezpieczeństwa samolotu myśliwskiego i innych. Dla ustalonych warunków walki powietrznej charakterystyczne są możliwe warunki strzelania, do których zaliczamy: wymiary i kształt strefy możliwego strzelania oraz parametry krzywej celowania.

Strefa możliwego strzelania z broni artyleryjskiej i niekierowanymi pociskami raketowymi przedstawia 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 raketowymi jest fakt, że jej wymiary i kształt praktycznie nie zależą od tego, czy cel manewruje czy też nie manewruje. Manewr celu wywiera wpływ tylko na parametry krzywej celowania / i w pewnym stopniu na warunki bezpieczeństwa lotu samolotu typu myśliwskiego/. Dlatego różnice w możliwych warunkach strzelania do celu manewrującego i niemanewrującego ustalamy według parametrów krzywej celowania.

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_{Σ} , odległość do celu D , prędkość jej zmiany \dot{D} /lub prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu V_D /, kursowy kąt celu q i prędkość jego zmiany \dot{q} , kątowna prędkość linii odległości ω_D , potrzebne aerodynamiczne przeciążenie samolotu myśliwskiego n_{ym} i prędkość jego zmiany \dot{n}_{ym} oraz inne.

Dane o parametrach krzywej celowania i zależnościach ich zmiany możemy otrzymać w wyniku graficznej budowy krzywej celowania i zaznaczeniem na niej czasu lotu samolotu myśliwskiego.

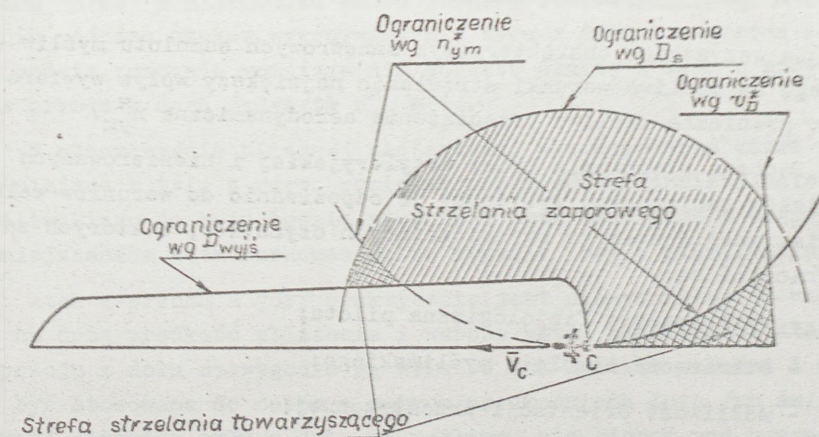
Możliwe warunki strzelania określamy dla dwóch sposobów strzelania: towarzyszącego i zaporowego. W pierwszym rzędzie oceniamy je dla strzelania towarzyszącego będącego zasadniczym i najskuteczniejszym sposobem prowadzenia ognia.

Ponieważ strzelanie towarzyszące wykonujemy podczas lotu samolotu myśliwskiego po złożonym torze krzywoliniowym /wykluczając atak do celu niemanewrującego pod kątami $q = 180^\circ$ lub $q = 0^\circ$ /, to zasadniczym jego ograniczeniem jest granicznie możliwe przeciążenie samolotu myśliwskiego n_{ym}^* , 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 zna-

czy poza jego strefą. Ponieważ strzelanie zaporowe wykonujemy w prostoliniowym locie samolotu myśliwskiego $n_{ym} = \cos \Theta \leq 1$, gdzie Θ - kąt wznoszenia/, to nie istnieje dla niego strefa dużych przeciążeń samolotu myśliwskiego; w zasadzie możliwe jest ono z dowolnego kierunku, przy czym poza granicami strefy strzelania towarzyszącego w jednym nalocie możemy praktycznie oddać tylko jedną serię /salwę/ zaporową.

W praktyce, szczególnie w razie wykorzystania zwykłego celownika, strzelanie wykonujemy sposobem mieszanym - zaporowo-towarzyszącym. Tłumaczy się to trudnością dokładnego prowadzenia celu w kącie, jak i niemożliwością ciągłego uwzględniania zmiany warunków strzelania w czasie celowania. Możliwe warunki strzelania zaporowo-towarzyszącego określamy tymi samymi czynnikami co i strzelania towarzyszącego.



Rys. 3.1. Ideowy schemat strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej

Na rys. 3.1 podany jest schemat ideowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie poziomej z wykorzystaniem zwykłego celownika z broni artyleryjskiej do celu o dużej prędkości

i dużych wymiarach. Strefę możliwego strzelania przedstawiamy w określonej skali ze skalami odległości D i kierunków strzelania φ oraz podaniem tych czynników, które ograniczają możliwe warunki strzelania. Na rysunku pokazane są ograniczenia w odległości bezpiecznego wyjścia z ataku /ograniczenie według $D_{\text{wyjś}}$ /, granicznie możliwego przeciążenia samolotu myśliwskiego /ograniczenie według $n_{\text{ym}}^{\text{ze}}$ /, prędkości zbliżania pocisku do celu, dla której zadziała zapalnik /ograniczenie według v_{D}^{ze} /, i umownie - ograniczenie w odległości minimalnie dopuszczalnej skuteczności strzelania /ograniczenie według D_{g} / . Z podanych ograniczeń wynika, że strzelanie towarzyszące możliwe jest tylko w strefie o podwójnym zakreskowaniu, a zaporowe zalecane jest tylko w strefie o pojedynczym zakreskowaniu.

3.1. STREFA MOŻLIWEGO STRZELANIA, OKREŚLANA CHARAKTERYSTYKAMI MANEWROWYMI SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

Ze wszystkich charakterystyk manewrowych samolotu myśliwskiego na możliwe warunki strzelania największy wpływ wywiera jego graniczne możliwe przeciążenie aerodynamiczne $n_{\text{ym}}^{\text{ze}}$.

Podczas stosowania broni artyleryjskiej i niekierowanych pocisków raketowych wybieramy je odpowiednio do warunków walki powietrznej z szeregu ograniczających czynników, z których zasadniczymi są:

- wytrzymałość fizjologiczna pilota;
- sterowność samolotu myśliwskiego;
- możliwość orientacji przestrzennej;
- niebezpieczeństwo zderzenia z ziemią;
- konieczność zachowania ugrupowania bojowego podczas atakowania w składzie grupy;
- możliwość śledzenia celu linią obserwacji celownika i inne

W czasie lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania

dla prowadzenia strzelania towarzyszącego praktycznie wektor prędkości lotu samolotu myśliwskiego \vec{V}_m pokrywa się z wektorem odległości do celu \vec{D} /to znaczy lot samolotu myśliwskiego zbliżony jest do lotu po krzywej pościgu, $\psi_v = 0/$.

Jak było rozpatrzone poprzednio, PODCZAS ATAKU W PŁASZCZYŹNIE POZIOMEJ granica strefy dużych przeciążeń jest okręgiem /patrz rys. 2.24, a/. Promień tego okręgu określamy według wzoru /2.48/.

PODCZAS ATAKU W PŁASZCZYŹNIE PIONOWEJ w normalnym /nie odwróconym/^{x/} położeniu samolotu myśliwskiego do celu lecącego poziomo granica strefy dużych przeciążeń jest złożoną krzywą /patrz rys. 2.24, b/, której punkty określamy według wzoru /2.47/.

Ponieważ bezwzględna wielkość granicznego ujemnego przeciążenia nie jest duża / $|n_{ym}^x| = 1/$, to nie patrząc na obecność znaku "plus" w mianowniku wzoru /2.47/, strefa możliwego strzelania podczas ataków wykonywanych z tyłu z dołu i z przodu z góry będzie znacznie mniejsza niż podczas ataków z tyłu z góry i z przodu z dołu /gdyż tu $n_{ym}^x \gg 1/$.

W płaszczyźnie pionowej najbardziej prawdopodobne ataki mają miejsce z tyłu z góry, ponieważ prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu będzie nieduża i atak następuje z ciągłym zmniejszaniem kąta nurkowania, co wygodne jest w pilotowaniu.

Atak z przodu z góry praktycznie jest niewykonalny ze względu na dużą prędkość zbliżania i wzrost kątów nurkowania. Ataki z przodu z dołu niewygodne są wskutek ich krótkotrwałości i mogą być stosowane do celów o małych prędkościach lotu /np. śmigłowce/. Ataki z tyłu z dołu są możliwe, nie biorąc pod uwagę znacznego ograniczenia w przeciążeniu samolotu myśliwskiego, gdyż tu prędkość zbliżania do celu nie będzie duża.

^{x/} Strzelanie z położenia odwróconego towarzyszy błędom w uwzględnianiu kąta celowania i jest niezbyt bezpieczne w czasie stosowania niekierowanych pocisków rakietowych.

Jak wynika ze wzorów /2.47/ i /2.48/, im większa V_m i V_c i mniejsze $n_{ym}^{\#}$, tym mniejsza jest strefa możliwego strzelania. Tylko w czasie działań na cel o małej prędkości typu śmigłowiec strzelanie możliwe jest z dowolnego kierunku. Jednak i tu ataki z przodu z góry są złożonymi pod względem wykonania, ponieważ samolot myśliwski zmuszony jest ciągle zwiększać kąt nurkowania.

3.2. OGRANICZENIA MOŻLIWYCH WARUNKÓW STRZELANIA CHARAKTERYSTYKAMI BRONI

Z charakterystyk niekierowanych pocisków raketowych ograniczających możliwe warunki strzelania należy wymienić minimalną prędkość zbliżania pocisku raketowego do celu $v_D^{\#}$, dla której zadziała zapalnik i czas odbezpieczenia zapalnika t_{odb} po wykonaniu strzału, a z charakterystyk broni artyleryjskiej - tylko prędkość zbliżania pocisku do celu $v_D^{\#}$, dla której zadziała zapalnik /czas odbezpieczenia zapalnika pocisku artyleryjskiego praktycznie zbliżony jest do zera/.

Minimalną prędkość zbliżania $v_D^{\#}$, dla której zadziała zapalnik kontaktowy /uderzeniowy/ pocisku artyleryjskiego i niekierowanego pocisku raketowego w zależności od odporności celu i kąta podejścia pocisku artyleryjskiego /pocisku raketowego/ do powierzchni celu, wynosi w przybliżeniu 200 - 300 m/s.

Czas odbezpieczenia bezwładnościowego bezkontaktowego zapalnika niekierowanego pocisku raketowego równy jest w przybliżeniu czasowi pracy jego silnika $t_{odb} \approx t_{sil}$.

Zarówno $v_D^{\#}$, jak i t_{odb} wpływają jednocześnie na odległość D i kursowy kąt celu q . Wobec tego możliwe warunki strzelania według tych charakterystyk ograniczone są krzywymi D/q , przy tym $v_D^{\#}$ ogranicza maksymalną odległość strzelania D_{max} , a t_{odb} - minimalną odległość strzelania D_{min} .

MAKSYMALNA ODLEGŁOŚĆ STRZELANIA WEDŁUG $v_D^{\#}$ określana jest w postaci jawnej drogą rozwiązania układu równań.

Dla strzelania z broni artyleryjskiej rozwiązujemy następujący układ równań:

$$\left. \begin{aligned} v_c &= v_D^* - V_c \cos q, \\ v_c &= v_{o1} - k_c c_H D_y, \\ v_{\acute{s}r} &= v_{o1} - k_v c_H D_y, \\ t &= \frac{D_y}{v_{\acute{s}r}}, \\ D_{\max} &= D_o = D_y + V_c t \cos q. \end{aligned} \right\} /3.1/$$

W podanym układzie równań przez v_c oznaczona jest bezwzględna prędkość pocisku w punkcie spotkania z celem.

Współczynniki k_c i k_v dla $v_{o1} = 800 - 1200$ m/s i $c_H D_y = 0 - 3000$ mogą być przyjęte jako wartości średnie: $k_c \approx 0,25$, $k_v \approx 0,18$. Przy tym błąd obliczeń nie przekracza 10%.

Rowiązując układ równań /3.1/, otrzymamy wzór dla określania D_{\max} według v_D^* :

$$D_{\max} = \frac{v_{o1} - v_D^* + V_c \cos q}{c_H} \cdot \frac{1}{k_c} + \frac{V_c \cos q}{k_c v_{o1} - k_v v_{o1} - v_D^* + V_c \cos q} \quad /3.2/$$

Dla strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi stosujemy to samo równanie, lecz z dopełnieniami, uwzględniającymi przejście od pocisku obliczeniowego do pocisku raketowego.

W tym wypadku układ równań jest następujący:

$$\left. \begin{aligned} v_c &= v_D^{\#} - V_c \cos q, \\ v_c &= v'_{o1} + k'_c c_H D_y, \\ v'_{sr} &= v'_{o1} - k'_v c_H D_y, \\ t &= t' + \delta t, \\ t' &= \frac{D_y}{v'_{sr}}, \\ D_{\max} &= D_y + V_c t \cos q. \end{aligned} \right\} /3.3/$$

Rozwiązując ten układ, otrzymamy:

$$\begin{aligned} D_{\max} &= \frac{v'_{o1} - v_D^{\#} + V_c \cos q}{c_H} \cdot \frac{1}{k'_c} + \\ &+ \frac{V_c \cos q}{k'_c v'_{o1} - k'_v / v'_{o1} - v_D^{\#} + V_c \cos q /} + \\ &+ \delta t V_c \cos q. \end{aligned} \quad /3.4/$$

W tym wzorze dla $v'_{o1} = 800 - 1200$ m/s i $c_H D_y = 0 - 3000$ można przyjąć $k'_c = k_c = 0,25$ i $k'_v = k_v = 0,13$.

Największe ograniczenie według $v_D^{\#}$ ma miejsce podczas strzelania niekierowanymi pociskami rakietowymi na wysokości $H \approx 0$ i dla $q = 180^\circ$. Przy zwiększaniu prędkości lotu celu i zmniejszaniu prędkości lotu samolotu myśliwskiego rosną ograniczenia

według v_D^* . W pierwszej kolejności należy określać $D_{\max}/q = 180^\circ$ na $H \approx 0$. Charakter krzywej D_{\max}/q według v_D^* pokazany jest na rys. 3.1 /ograniczenie według v_D^* /.

MINIMALNA ODLEGŁOŚĆ STRZELANIA NIEKIEROWANYMI POCISKAMI RAKIETOWYMI WEDŁUG t_{odb} może być określana tak według charakterystyk pocisku raketowego, jak i pocisku obliczeniowego.

Według charakterystyk niekierowanego pocisku raketowego minimalną odległość strzelania określamy tak samo, jak i odległość strzelania kierowanym pociskiem raketowym dla określonej zależności zmiany względnej prędkości lotu pocisku raketowego v_r/t i czasu lotu $t = t_{\text{odb}}$.

Według charakterystyk pocisku obliczeniowego minimalną odległość strzelania należy określać dla $t_{\text{odb}} \geq t_{\text{sil}}$, wykorzystując ostatni wzór w układzie równań /3.3/. Jako t bierzemy t_{odb} , a D_y określamy z następującego wzoru:

$$D_y = \frac{v_{01}^* / t_{\text{odb}} - \delta t}{1 + k_v^* c_H / t_{\text{odb}} - \delta t} \quad /3.5/$$

3.3. OKREŚLANIE STREFY PRACY SYSTEMU CELOWNICZEGO

Wyszczególnienie charakterystyk systemów celowniczych, nakładających ograniczenia na możliwe warunki strzelania, zależy od typu wizjera, stopnia automatyzacji rozwiązania zadania celowania, rozmieszczenia celownika na samolocie i innych.

W półautomatycznym celowniku z wizjerem optycznym /celownik typu ASP/ ograniczającymi charakterystykami są charakterystyki jego automatyzacji:

- maksymalna i minimalna obliczeniowa odległość strzelania $D_{\text{obl. max}}$ i $D_{\text{obl. min}}$;

- maksymalny i minimalny obliczeniowy czas lotu pocisku artyleryjskiego /pocisku raketowego/ $T_{\text{obl. max}}^*$ i $T_{\text{obl. min}}^*$;

- maksymalna poprawka sumaryczna Δ_{Σ}^{\times} , wypracowywana przez automatykę celownika.

Oprócz tych charakterystyk, możliwości zastosowania celownika typu ASP mogą być ograniczone również granicznym kątem obserwacji siatki celownika ψ_{Σ}^{\times} lub granicznym kątem obserwacji celu ψ_c^{\times} dla konkretnego typu samolotu myśliwskiego. Graniczny kąt obserwacji siatki celownika ψ_{Σ}^{\times} zależy od gabarytów przeziernika i oddalenia pilota od niego. Graniczny kąt obserwacji celu ψ_c^{\times} określa się istnieniem w polu widzenia wizjera elementów konstrukcji samolotu /na przykład kadłuba w dolnej części pola widzenia/. Ograniczenia według ψ_{Σ}^{\times} i ψ_c^{\times} będą miały miejsca dla $\psi_{\Sigma}^{\times} < \Delta_{\Sigma}^{\times}$ i $\psi_c^{\times} < \Delta_{\Sigma}^{\times}$.

W celownikach radiolokacyjnych sprzężonych z celownikiem typu ASP, do wymienionych charakterystyk dodaje się również odległość przechwycenia celu D_p , odległość strefy martwej $D_{s.m}$ i maksymalny kąt odchylenia anteny w zakresie automatycznego naprowadzania ψ_a^{\times} /jeżeli $\psi_a^{\times} < \Delta_{\Sigma}^{\times}$ /.

Zwykle celowniki typu PKI /lub typu ASP z wyłączoną automatyką, w położeniu "Niepod"/ zajmują nieco szczególne miejsce, ponieważ zadanie celowania w czasie stosowania ich rozwiązywane jest przez pilota, ograniczenia konstrukcyjne / D_{obl} , T_{obl} , Δ_{Σ}^{\times} / jakby odpadały, a działają pewne inne. Zastosowanie zwykłego celownika może być ograniczone według kąta obserwacji celu ψ_c^{\times} , elementami konstrukcji samolotu /strzelanie poza przeziernikiem jest dopuszczalne/, odległością minimalnie dopuszczalnej skuteczności strzelania D_{sk} i innymi. Dla niekierowanych pocisków rakietowych i broni artyleryjskiej strzelanie możemy uważać jako celowane z takich odległości D_{sk} , dla których prawdopodobieństwo rażenia celu salwą lub serią $W_1 \geq 0,05 - 0,1$ x/.

x/ Określenie D_{sk} według W_1 rozpatruje się w materiale pt.

"Wybór i uzasadnienie racjonalnych środków rażenia i sposobów ich zastosowania podczas zwalczania celów powietrznych i naziemnych". Wyd. ASG.

Dla wszystkich typów celowników w określonych warunkach wal-ki powietrznej mogą nastąpić ograniczenia, związane z odległoś-cią wykrycia celu D_{wykr} . Szczególnie dotyczy to celowników op-tycznych podczas działań na cele o małych wymiarach w warunkach złej widzialności.

Z podanych charakterystyk systemów celowniczych takie z nich, jak ψ_s^x , ψ_c^x , ψ_a^x , $D_{s.m.}$, D_p i D_{wykr} są bezwarunkowo charaktery-tykami ograniczającymi, to znaczy bezwzględnie wykluczającymi strzelanie w określonych warunkach /na przykład dla $\Delta_\Sigma > \psi_s^x$, $\Delta_\Sigma > \psi_c^x$, $D > D_{s.m.}$ /.

Pozostałe charakterystyki / $D_{obl\ max}$, $D_{obl\ min}$, $T_{obl\ max}^x$, $T_{obl\ min}^x$, Δ_Σ^x / są warunkowo ograniczające, ponieważ nieprze-strzeganie do pewnego stopnia warunków strzelania według tych charakterystyk nie wyklucza strzelania, a prowadzi tylko do zmniejszenia jego dokładności i skuteczności / na przykład strzelanie jest w pełni dopuszczalne dla $D = D_{obl\ max} + \Delta D$ lub $D = D_{obl\ min} - \Delta D$, gdzie $D = 100\ m$, dla $T = T_{obl\ max} + \Delta T$, gdzie $\Delta T \rightarrow 0$ /.

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 ce-lownika prowadzi do błędów lub w ogóle jest niemożliwe.

Strefa pracy celownika posiada granicę dalszą, bliższą i granice boczne, z których każda określana jest jedną lub kil-koma charakterystykami celownika. Dalszą granicę określamy wed-ług D_{wykr} , D_p , $D_{obl\ max}$ i $T_{obl\ max}^x$, bliższą - według $D_{s.m.}$, $D_{obl\ min}$ i $T_{obl\ min}^x$, a boczną - według Δ_Σ^x , ψ_s^x , ψ_c^x , ψ_a^x . Przy tym takie charakterystyki, jak $D_{obl\ max}$, $D_{obl\ min}$ i $D_{s.m.}$ już same przez się w jawnej postaci są granicznymi odległoś-ciami strzelania z zasady nie zależnymi od sylwetki celu. Na podstawie innych charakterystyk wymagane jest obliczenie gra-nicznych odległości i kierunków strzelania według określonej

metody, uwzględniającej zasady wykorzystania celownika i jego wzory robocze z przyjętymi w nich założeniami.

OKREŚLANIE BOCZNEJ GRANICY STREFY PRACY CELOWNIKA WEDŁUG Δ_{Σ}^{π} /lub według ψ_B^{π} , ψ_C^{π} i ψ_a^{π} / wykonujemy dla ataków w płaszczyźnie poziomej i pionowej na podstawie szeregu założeń, z których zasadniczymi są:

- kąt celowania $\alpha = 0$;
- wektor prędkości lotu samolotu myśliwskiego V_m skierowany jest na cel / $\psi_v = 0$ /;
- kąt ustawienia broni $\alpha_{ust} = 0$;
- kąt ślizgu samolotu $\beta_{sl} = 0$.

W największym stopniu możliwości zastosowania celownika według Δ_{Σ}^{π} ograniczone są podczas strzelania towarzyszącego, ponieważ w tym wypadku strzelanie na granicy strefy pracy celownika następuje w czasie lotu samolotu myśliwskiego z dużymi przeciążeniami, lub inaczej z dużymi kątami natarcia α_n , co prowadzi do zwiększania kątów przeniesienia β_1 i wzrostu ich części w poprawce sumarycznej $\Delta_{\Sigma} = \Delta_{\Sigma}^{\pi}$. Szczególnie dotyczy to ataku z tyłu z góry / i z przodu z dołu /, gdy poprawka sumaryczna jest sumą arytmetyczną kątów wyprzedzenia ψ i przeniesienia β_1 , to znaczy $\Delta_{\Sigma} = \psi + \beta_1$. W czasie strzelania towarzyszącego w płaszczyźnie poziomej można nie brać pod uwagę kąta β_1 , gdyż w sumie geometrycznej $\bar{\psi} + \bar{\beta}_1 = \bar{\Delta}_{\Sigma}$ część kąta β_1 nie jest istotna, to znaczy w tym wypadku można przyjąć $\Delta_{\Sigma} = \psi$. Założenie $\Delta_{\Sigma} = \psi$ możliwe jest do przyjęcia również podczas strzelania zaporowego w dowolnej płaszczyźnie i strzelania towarzyszącego z tyłu z dołu /lub z przodu z góry/, ponieważ w tych wypadkach $|n_{ym}| \leq 1$.

Na podstawie podanych założeń rozpatruje się dwa warianty określania bocznej granicy strefy pracy celownika, z których każdy może być stosowany w określonych wypadkach.

Pierwszy wariant wykorzystujemy dla dowolnego sposobu strzelania w płaszczyźnie poziomej i w czasie strzelania z tyłu z dołu i z przodu z góry / $\Delta_{\Sigma}^{\#} = \psi$ /. Dla tego wariantu boczną granicę strefy pracy celownika określamy według wzoru:

$$\sin q^{\#} = \frac{v_{sr}}{v_c} \sin \Delta_{\Sigma}^{\#} . \quad /3.6/$$

Drugi wariant 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 wariantcie dokonujemy według wzoru:

$$\sin q^{\#} = \frac{\sin \Delta_{\Sigma}^{\#} - C}{\frac{v_c}{v_{sr}} + C \frac{v_m v_c}{g D_o}} . \quad /3.7/$$

Wchodzący w skład tego wzoru współczynnik C jest równy:

$$C = \frac{2 G B}{v_m v_{o1} \gamma S} , \quad /3.8/$$

gdzie: G - ciężar samolotu myśliwskiego, kg;

B - wielkość odwrotna c_y^{α} , to znaczy $B = 1/c_y$;

γ - masowa gęstość powietrza, $\text{kg s}^2/\text{m}^4$;

S - powierzchnia skrzydła samolotu, m^2 ;

v_{o1} - bezwzględna początkowa prędkość lotu pocisku, m/s;

v_m - prędkość lotu samolotu myśliwskiego, m/s.

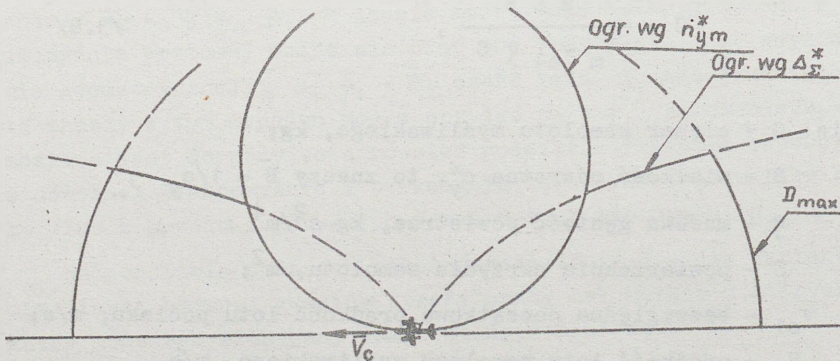
Wchodząca we wzory /3.6/ i /3.7/ średnia prędkość lotu pocisku $v_{\dot{s}r}$ podczas ogólnych, przybliżonych obliczeń określamy według $D_y = D_o$. W takich obliczeniach należy uwzględnić stosunek $k_D = D_y/D_o$, przyjęty w celowniku.

Jeżeli w celowniku nie ma miernika prędkości zbliżania V_D , to przyjęto w nim $k_D = D_y/D_o = \text{const}$. W tym wypadku obliczenie $v_{\dot{s}r}$ wykonujemy według $D_y = k_D D_o$; D_o jest argumentem dla obliczenia q^* .

Jeżeli celownik posiada miernik V_D , to w tym wypadku należy przyjąć wartości D_y , według nich określić $v_{\dot{s}r}$ i t oraz przejść do D_o , wykorzystując odpowiednie równania układu /3.1/ podczas strzelania z broni artyleryjskiej lub odpowiednie równania układu /3.3/ w czasie strzelania niekierowanymi pociskami rakietowymi.

Ponieważ celownik z miernikiem V_D posiada ograniczenie według $V_{D \max}$ i $V_{D \min}$, to w obliczeniach należy spełnić warunek:

$$V_{D \min} \leq V_m + V_c \cos \zeta \leq V_{D \max} \quad /3.9/$$



Rys. 3.2. Schemat strefy pracy celownika

Boczną granicę strefy pracy celownika podczas oceny możliwych warunków strzelania towarzyszącego celowo jest określać i budować graficznie tylko poza granicami strefy dużych przeciążeń /rys. 3.2, ograniczenie według $\Delta_{\Sigma}^{\text{K}}$ / ponieważ wewnątrz jej strzelanie towarzyszące jest niemożliwe, a oprócz tego, dla $n_{ym} \gg n_{ym}^{\text{K}}$ wzory /3.6/ i /3.7/ dają istotne niedokładności /dla $D \rightarrow 0$ i $n_{ym} \rightarrow \infty$ /.

OKREŚLANIE BLIŻSZEJ I DALSZEJ GRANICY STREFY PRACY CELOWNIKA WEDŁUG T_{obl}^{K} wykonujemy na podstawie wspólnego rozwiązania wzorów dla T_{obl} , v_{sr} i D_y , przyjętych w celowniku.

Podczas strzelania z broni artyleryjskiej dla $k_D = \text{const}$ odległość strzelania możemy obliczyć według wzoru:

$$D_o^{\text{K}} = \frac{v_o T_{obl}^{\text{K}}}{1 + k_D k_v c_H T_{obl}^{\text{K}}}, \quad /3.10/$$

gdzie: dla $T_{obl}^{\text{K}} = T_{obl}^{\text{K}} \text{ max}$ otrzymujemy $D_o^{\text{K}} \text{ max}$,

a dla $T_{obl}^{\text{K}} = T_{obl}^{\text{K}} \text{ min}$ otrzymujemy $D_o^{\text{K}} \text{ min}$.

Przy tym $D_o^{\text{K}} \text{ max}$ i $D_o^{\text{K}} \text{ min}$ nie zależy od kursowego kąta celu q .

Jeżeli w celowniku jest miernik $v_D / k_D \neq \text{const}$, to D_o^{K} określamy metodą pośrednią. W tym celu przyjmujemy kilka wartości D_y , następnie na podstawie D_y określamy v_{sr} , t i D_o według odpowiednich wzorów układu /3.2/. Znając D_o , obliczamy T_{obl} ze wzoru:

$$T_{obl} = \frac{D_o}{v_o - k_v c_H D_y}, \quad /3.11/$$

i budujemy wykres $T_{obl} = f/D_o$ /. Na podstawie wartości $T_{obl} = T_{obl}^{\text{K}} \text{ max}$ i $T_{obl} = T_{obl}^{\text{K}} \text{ min}$ z wykresu określamy odpowiednio $D_o^{\text{K}} \text{ max}$ i $D_o^{\text{K}} \text{ min}$.

W czasie strzelania niekierowanymi pociskami raketowymi
tak dla $k_D = \text{const}$, jak i dla $k_D \neq \text{const}$ odległość D_0^* określa -
my z wykresu $T_{\text{obl}} = f/D_0$, który to czas obliczamy dla określo-
nych wartości D_y z kolejnym przejściem do D_0 , wykonywanym z uw-
zględnieniem charakterystyk pocisku raketowego i jego pocisku
obliczeniowego /wzory układu/3.3//. Przy tym T_{obl} obliczamy
według wzoru:

$$T_{\text{obl}} = \frac{D_0}{v_{\text{śr}} - V_1} \quad /3.12/$$

Zarówno dla strzelania z broni artyleryjskiej, jak i nie -
kierowanymi pociskami raketowymi dla $k_D \neq \text{const}$ należy prze -
strzegać warunku /3.9/.

OKREŚLANIE MAKSYMALNEJ ODLEGŁOŚCI STRZELANIA WEDŁUG D_{wykr}
/lub według D_p /. Po wykryciu lub przechwyceniu celu samolot myśl-
liwski usuwa błędy kąтового położenia samolotu względem celu ,
wykonuje ostateczne przygotowanie broni do strzelania i wycho -
dzi na krzywą celowania, realizując ogólne i następnie dokładne
naprowadzanie broni na cel. Dla wykonania tych wszystkich ope -
racji wymagany jest określony minimalny czas, w ciągu którego
dla $V_D > 0$ następuje zmniejszenie odległości do celu.

Minimum potrzebnego czasu od wykrycia /przechwycenia/ celu
do gotowości samolotu myśliwskiego do strzelania nazwiemy cza -
sem przygotowania do strzelania t_p , a odległość do celu, na któ-
rej znajdzie się samolot myśliwski po upływie $t = t_p$ - odleg-
łością gotowości do strzelania D_{got} .

Jeżeli rozporządzalny na przygotowanie do strzelania czas
 $t < t_p$, to w tym wypadku maksymalna odległość strzelania będzie
równa D_{got} . Dla rozporządzalnego na przygotowanie do strzelania
czasu $t > t_p$ ograniczenia według D_{wykr} /lub D_p / nie występują -
maksymalna odległość strzelania będzie określana przez poprzed-
nie rozpatrzone czynniki.

Zadanie określania D_{got} najdokładniej i stosunkowo prosto rozwiązuje się sposobem graficznym - drogą budowy toru lotu samolotu myśliwskiego względem celu od momentu wykrycia /przechwycenia/ celu do momentu gotowości samolotu myśliwskiego do strzelania. W wypadku, gdy po wykryciu /przechwyceniu/ celu położenie samolotu myśliwskiego jest zbliżone do położenia na krzywej celowania, cel nie manewruje i sylwetka jego jest większa od 2/4, to odległość gotowości do strzelania możemy określić według wzoru:

$$D_{got} = D_{wykr} - V_D t_p \quad /3.13/$$

3.4. ZAPEWNIENIE BEZPIECZEŃSTWA LOTU SAMOŁOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS STRZELANIA

W czasie stosowania broni artyleryjskiej i niekierowanych pocisków raketowych zasadniczą rzeczą w zapewnieniu bezpieczeństwa lotu samolotu myśliwskiego jest wykluczenie zderzenia jego z celem. Należy to szczególnie uwzględnić w wyszkoleniu szkolno-bojowym, gdzie przy niezachowaniu tego warunku giną samolot myśliwski, samolot imitujący cel i ich załogi.

Podczas atakowania samolotów na dużych prędkościach lotu należy również uwzględnić wejście samolotu myśliwskiego w obszar zakłóceń /zaburzeń/ od celu.

Graniczne warunki strzelania, zabezpieczające samolot myśliwski przed zderzeniem z celem, charakteryzuje minimalna bezpieczna odległość rozpoczęcia wyjścia z ataku $D_{wyjś}$. Jeżeli przez pojęcie rozpoczęcia wyjścia z ataku rozumiemy moment powzięcia decyzji na wyjście, to odległość ta będzie również minimalnie bezpieczną odległością zakończenia strzelania D_{bezp} .

Zasadniczym parametrem określającym $D_{wyjś}$ jest ustalona minimalna odległość I, na której samolot myśliwski przechodzi względem celu w procesie wyjścia. Odległość tą nazywamy BEZPIECZNYM ODSTĘPEM i mierzymy pomiędzy środkami ciężkości samo-

lotu myśliwskiego i celu z uwzględnieniem ich wymiarów geometrycznych. Podczas atakowania celu o dużych wymiarach przyjmuje się $I = 150 - 200$ m, a o małych wymiarach $I = 50 - 100$ m.

Bezpieczna odległość wyjścia z ataku zależy od I , sposobu strzelania i sposobu określania odległości do celu, kursowego kąta celu w momencie rozpoczęcia wyjścia z ataku $q_{wyj\acute{s}}$, przeciążenia samolotu myśliwskiego na początku wyjścia, tempa zmiany przeciążenia samolotu myśliwskiego, prędkości lotu samolotu myśliwskiego i celu, kierunku wyjścia, manewru celu i innych.

Różnorodność czynników wpływających na $D_{wyj\acute{s}}$ utrudnia dokładne jej obliczenie / w wielu wypadkach na przykład nieznane jest przeciążenie samolotu myśliwskiego na początku wyjścia, ponieważ zależy ono od $D_{wyj\acute{s}}$ /. Przeważnie $D_{wyj\acute{s}}$ określamy dla ataku celu niemanewrującego przybliżonymi metodami analitycznymi lub graficznymi. Rozpatrzmy analityczną metodę obliczania $D_{wyj\acute{s}}$ dla dwóch typowych wypadków zakończenia ataku: pod sylwetką 0/4 /i zblizoną do niej/ i pod dużymi sylwetkami.

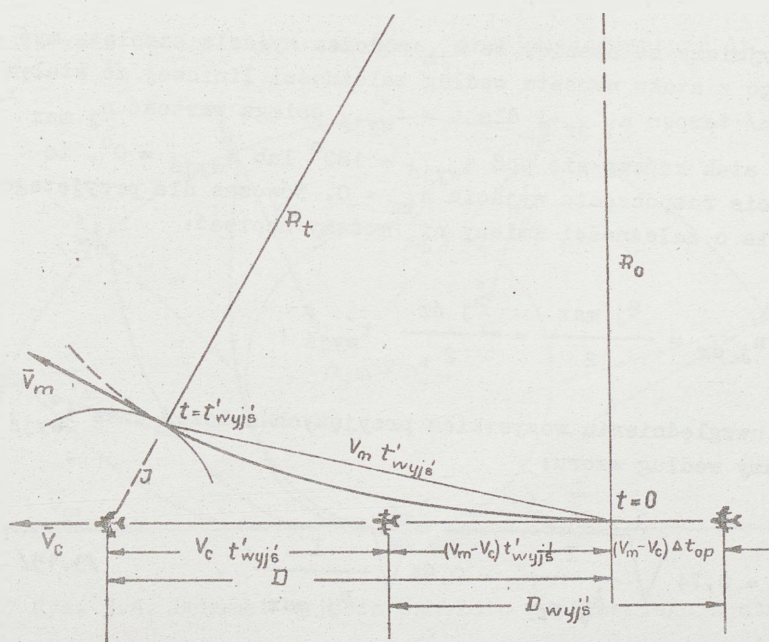
W RAZIE ZAKOŃCZENIA ATAKU POD SYLWETKĄ 0/4 I ZBLIŻONĄ DO NIEJ /strzelanie towarzyszące/ bezpieczną odległość wyjścia z ataku, jak wynika z rys. 3.3, określamy według wzoru:

$$D_{wyj\acute{s}} = K/V_m + V_c \cos q_{wyj\acute{s}} // t'_{wyj\acute{s}} + t_{op} / \geq KI, \quad /3.14/$$

gdzie: K - współczynnik uwzględniający dokładność określania odległości /dla wzrokowego określania odległości do celu $K = 1,25$, a za pomocą dalmierza radiolokacyjnego $K = 1/$;

$t'_{wyj\acute{s}}$ - rzeczywisty czas wyjścia z ataku /od momentu rozpoczęcia zmiany przeciążenia przez samolot myśliwski do przejścia przez niego celu w odległości $I/$;

t_{op} - czas opóźnienia w czynnościach pilota i organów sterowania samolotem.



Rys. 3.3. Schemat wyjścia samolotu myśliwskiego z ataku

Wykonamy przybliżoną ocenę $t'_{wyjś}$, przyjmując długość łuku krzywej wyjścia $V_m t'_{wyjś} = D$. Wówczas możemy napisać :

$$t'_{wyjś} = \frac{D}{V_m} .$$

Zamieniając krzywą wyjścia na okrąg, otrzymamy:

$$D = \sqrt{R + I^2} - R^2 = \sqrt{2 R I + I^2} \approx \sqrt{2 R I} ,$$

gdzie promień okręgu R jest równy:

$$R = \frac{V_m^2}{g n_j \sin \alpha} .$$

Przyjmujemy założenie, że n_{jm} podczas wyjścia samolotu myś - liwskiego z ataku wzrasta według zależności liniowej ze stałym /średnim/ tempem $\dot{n}_j \text{ śr}$ i dla $t = t'_{\text{wyjś}}$ osiąga wartość $n_{j \text{ max}}$ x/.

Gdy atak kończy się pod $q_{\text{wyjś}} = 180^\circ$ lub $q_{\text{wyjś}} = 0^\circ$, to w momencie rozpoczęcia wyjścia $n_{jm} = 0$. Wówczas dla przyjętego założenia o zależności zmiany n_{jm} możemy napisać:

$$n_{j \text{ śr}} = \frac{n_{j \text{ max}}}{2} = \frac{\dot{n}_j \text{ śr}}{2} t'_{\text{wyjś}} .$$

Po uwzględnieniu wszystkich przyjętych założeń czas $t'_{\text{wyjś}}$ określamy według wzoru:

$$t'_{\text{wyjś}} = 0,74 \sqrt[3]{\frac{I}{\dot{n}_j \text{ śr}}} = 0,64 \sqrt{\frac{I}{n_{j \text{ max}}}} . \quad /3.15/$$

W RAZIE ZAKOŃCZENIA ATAKU POD DUŻYMI SYLWETKAMI CELU /strze - lanie zaporowe - rys. 3.4/ odległość bezpiecznego wyjścia jest równa:

$$D_{\text{wyjś}} = K / \sqrt{v_m + v_c \cos q_{\text{wyjś}}} / t''_{\text{wyjś}} \geq K I , \quad /3.16/$$

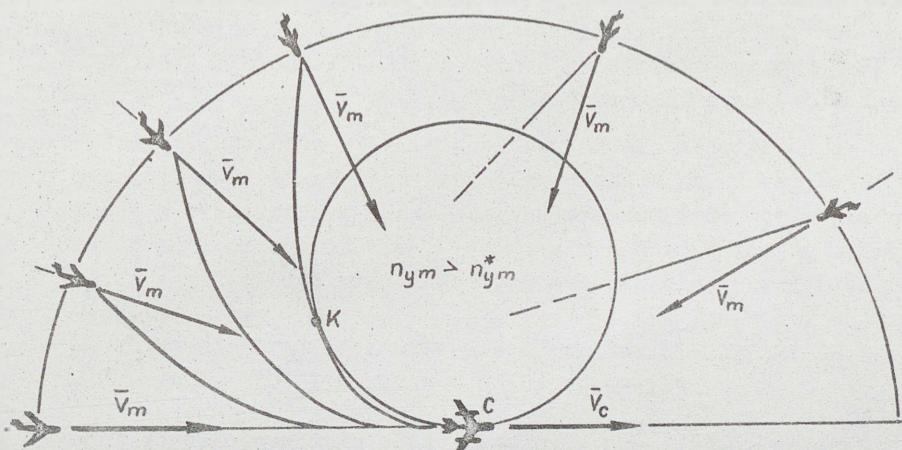
gdzie czas wyjścia $t''_{\text{wyjś}}$ określamy według wzoru:

$$t''_{\text{wyjś}} = \frac{I}{v_c \sin q_{\text{wyjś}}} . \quad /3.17/$$

Wzory /3.16/ i /3.17/ otrzymano dla założenia, że strzela - nie zaporowe prowadzimy z lotu prostoliniowego z zachowaniem warunków obliczeniowych / Δ_Σ , D i inne/ z niedokładnościami w określaniu D, a wyjście z ataku wykonujemy bez odwrotu. W tym

x/ Ponieważ w czasie wyjścia z ataku granicznie dopuszczalne przeciążenie przekracza granicznie możliwe podczas lotu po krzywej celowania, to przeważnie $n_{j \text{ max}} \ll n_{j \text{ wyjś}}$.

wypadku czas opóźnienia traci sens, przyjmując wartość $\Delta t_{op} = 0$.



Rys. 3.4. Schemat wyjścia samolotu myśliwskiego z ataku

Wyjście z ataku bez odrotu jest bezpieczne i dopuszczalne tylko dla określonych wartości $q_{wyjś}$, ponieważ ze wzoru /3.17/ wynika, że dla $q_{wyjś} \rightarrow 180^\circ$ lub $q_{wyjś} \rightarrow 0^\circ$ $t_{wyjś} \rightarrow \infty$ i $D_{wyjś} \rightarrow \infty$. Granicę wyjścia z ataku bez odrotu według kąta $q_{wyjś}$ możemy znaleźć, przyjmując $t''_{wyjś} = t'_{wyjś} + t_{op}$. Wówczas otrzymamy wzór dla granicznej wartości $q_{wyjś} = q_{wyjś}^*$:

$$\sin q_{wyjś} = \frac{I}{V_c t'_{wyjś} + \Delta t_{op}} \quad /3.18/$$

Ten wzór daje dwie wartości $q_{wyjś}^*$: $q_{wyjś1}^* < 90^\circ$ i $q_{wyjś2}^* = 180^\circ - q_{wyjś1}^* > 90^\circ$. Dla $q_{wyjś1}^* \leq q_{wyjś} \leq q_{wyjś2}^*$ obliczenie $D_{wyjś}$ wykonujemy według wzorów /3.16/ i /3.17/, a dla $q_{wyjś1}^* > q_{wyjś} > q_{wyjś2}^*$ - według wzorów /3.14/ i /3.15/.

Dla strzelania do celu o małej prędkości lotu /śmigłowce, samoloty transportowe/, gdy otrzymamy $\sin q_{wyjś}^* \geq 1$, obliczenie $D_{wyjś}$ wykonujemy według wzorów /3.14/ i /3.15/.

Podczas określania strefy możliwego strzelania z uwzględnieniem zapewnienia bezpieczeństwa lotu samolotu myśliwskiego podczas strzelania przeważnie według wartości $D_{wyj\acute{s}}$ dla 0° $q_{wyj\acute{s}}$ 180° budujemy tak zwaną STREFĘ MOŻLIWYCH ZDERZEŃ Z CELEM /rys. 3.1 - ograniczenia według $D_{wyj\acute{s}}$ /.

W celu zwiększenia bezpieczeństwa lotu samolotu myśliwskiego wyjście z ataku zaleca się wykonywać w kierunku zapewniającym szybkie stworzenie maksymalnie możliwego przeciążenia w płaszczynie najmniejszych wymiarów celu, w stronę przeciwną do ruchu celu i ze zmniejszeniem prędkości lotu samolotu.

3.5. OKREŚLANIE MOŻLIWYCH WARUNKÓW STRZELANIA DO CELÓW NIEMANEWRUJĄCYCH I MANEWRUJĄCYCH

Możliwe warunki strzelania do celów niemanewrujących i manewrujących różnią się między sobą, a charakteryzuje je para - metry krzywej celowania, które zależą od istnienia manewru, intensywności i kierunku manewru celu.

Dla oceny możliwych warunków strzelania według parametrów krzywej celowania należy zbudować serię /rodzinę/ typowych krzywych celowania przechodzących przez strefę możliwego strzelania i poza jej granicami /aż do odległości rozpoczęcia celowania/.

W każdym konkretnym wypadku budujemy taką ilość krzywych celowania, która zezwala na dokonanie pełnej oceny możliwych warunków strzelania, wyciągamy praktyczne wnioski dotyczące zastosowania broni.

Z reguły, budujemy krzywe celowania przechodzące przez niektóre punkty graniczne strefy możliwego strzelania i krzywe celowania dla typowych kierunków strzelania z ustalonej odległości, a podczas manewru celu, oprócz tego - krzywe celowania dla różnych kierunków manewru.

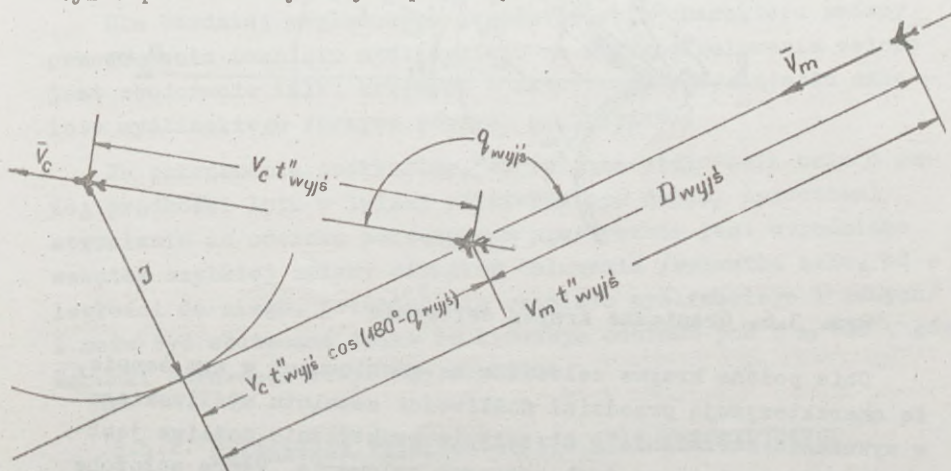
Wszystkie krzywe celowania należy budować z rozbićciem czasowym, aby można było ocenić czas przewidziany na strzelanie i celowanie, prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego do celu,

prędkość zmiany sylwetki celu i innych parametrów, określają -
cych możliwość wykonania strzelania i wpływających na jego sku-
teczność.

Rozpatrzmy metody oceny możliwych warunków strzelania to-
warzyszącego do celów niemanewrujących i manewrujących.

3.5.1. Strzelanie towarzyszące do celu niemanewrującego

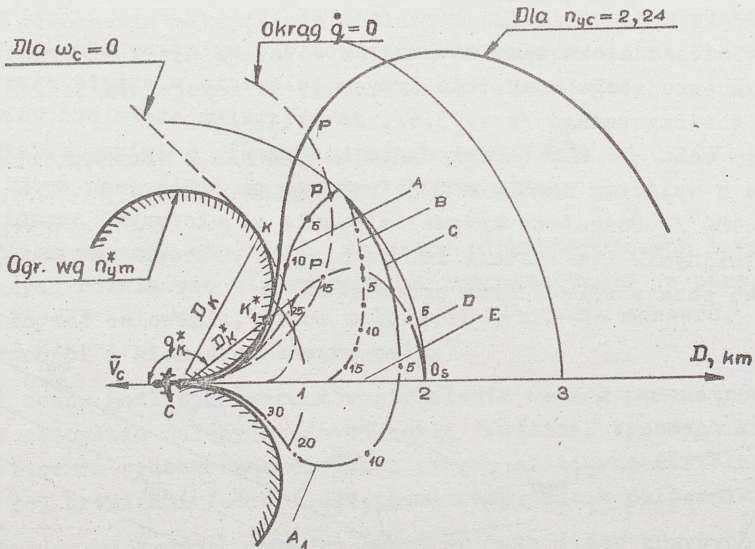
Podczas ataku samolotu myśliwskiego wykonywanego do celu
niemanewrującego wszystkie krzywe celowania w czasie strzela -
nia towarzyszącego /rys. 3.5/, za wyjątkiem ataku pod kursowym
kątem celu $q = 0^\circ$, teoretycznie kończą się w tylnej półsfery
celu z wyjściem samolotu myśliwskiego na linię jego drogi /dla
 $q = 180^\circ$ /. Pozostałe krzywe celowania są złożonymi torami krzy-
woliniowymi. Praktycznie lot po krzywej celowania możliwy jest
tylko poza strefę dużych przeciążeń.



Rys. 3.5. Krzywe celowania

Ze wszystkich krzywych celowania podczas ataku wykonywa -
nego do celu niemanewrującego szczególne znaczenie posiada krzy-
wa stykająca się w punkcie K ze strefą dużych przeciążeń /rys.

3.6,a/ i krzywą przechodzącą przez dalszy boczny punkt graniczny G strefy możliwego strzelania /rys. 3.6,b/. Pierwszą z nich budujemy w tym wypadku, gdy istnieje punkt K i odległość do niego D_K jest większa, niż do punktu G /większa od D_{max} /, a drugą - gdy punkty K bądź nie istnieją, bądź odległość do niego $D_K < D_{max}$.



Rys. 3.6. Graniczne krzywe celowania

Obie podane krzywe celowania są granicznymi w tym sensie, że charakteryzują przedział możliwości samolotu myśliwskiego w wykonaniu strzelania - strzelanie praktycznie możliwe jest tylko podczas lotu po tych krzywych celowania, które położone są między krzywą celowania, rozpoczynającą się pod $q_0 = 180^\circ$ i graniczną krzywą celowania.

Punkt G otrzymujemy w wyniku przecięcia strefy dużych przeciążeń /lub bocznej granicy strefy możliwego strzelania/ z krzywą maksymalnej odległości strzelania D_{\max} /dalszą granicą strefy możliwego strzelania/.

Punkt styczności K krzywej celowania ze strefą dużych przeciążeń podczas ataku w płaszczyźnie poziomej określamy według podanego poprzednio wzoru /patrz zagadnienie 2.1.11.2.3/:

$$\cos q_K = - \frac{V_m}{2 V_c} .$$

Dla prostej przeprowadzonej od celu przez punkt K, charakterystyczne jest to, że w czasie jej przecięcia samolot myśliwski ma największe przeciążenie w czasie ataku /przed podejściem do tej prostej przeciążenie rośnie, a po jej przecięciu - maleje/.

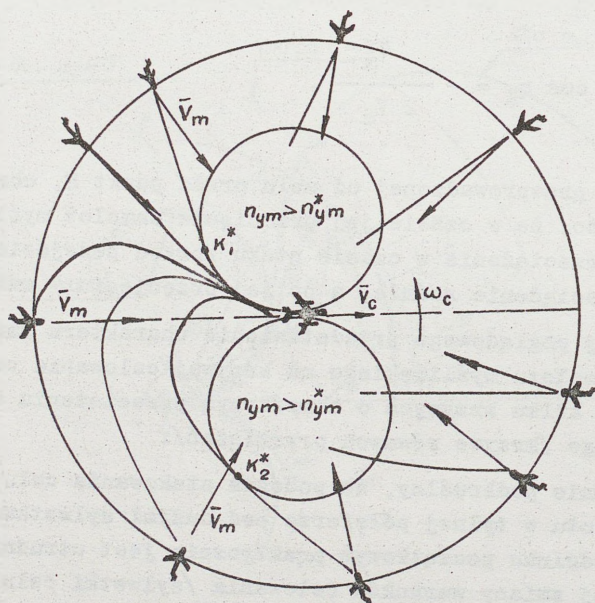
Dla bardziej pogładowego przedstawienia charakteru zmiany przeciążenia samolotu myśliwskiego na krzywej celowania celowe jest zbudowanie kilku krzywych o określonym przeciążeniu samolotu myśliwskiego /krzywe równych przeciążeń/.

Na zakończenie podkreślmy, że podczas atakowania celu o dużej prędkości lotu w tylnej półsfery pod dużymi sylwetkami strzelanie na odcinku początkowym praktycznie jest utrudnione wskutek szybkiej zmiany warunków celowania /sylwetki celu, odległości do niego, przeciążenie samolotu myśliwskiego i innych/ i może być skuteczne tylko na końcowym odcinku pod $q \approx 180^\circ$, gdy warunki celowania stają się stabilne.

3.5.2. Strzelanie towarzyszące do celu manewrującego

W czasie manewru celu, szczególnie z dużym przeciążeniem, raptownie zmieniają się parametry krzywej celowania: krzywizna, położenie jej w strefie możliwego strzelania, potrzebne przeciążenie samolotu myśliwskiego, sylwetka celu i inne. Prócz tego,

powstają systematyczne błędy strzelania ze względu na to, że zadanie celowania rozwiązujemy na podstawie założenia o równomiernym i prostoliniowym ruchu celu, a także wskutek wzrostu kątów przeniesienia podczas zwiększania przeciążenia samolotu myśliwskiego. Utrudnione staje się zastosowanie wszystkich typów celowników, szczególnie zwykłych i synchronicznych.



Rys. 3.7. Krzywe celowania w czasie manewru celu

Podczas manewru celu w kierunku wszystkie krzywe celowania /rys.3.7/ stają się krzywoliniowymi i teoretycznie kończą się z tylnej półsfery wyjściem na linię drogi celu z boku na odległości bliskiej zero, symetria rodziny krzywych celowania względem linii drogi celu, mająca miejsce w razie braku manewru, zostaje naruszona.

Parametry krzywych celowania i ich położenie w strefie możliwego strzelania w dużym stopniu zależą od kierunku i intensywności manewru celu /od kątowej prędkości celu ω_c lub n_{yc} /, początkowych warunków ataku $/D_0, q_0/$ i prędkości lotu samolotów V_m i V_c .

Praktycznie we wszystkich wypadkach na początkowym odcinku ataku następuje szybka zmiana warunków celowania, utrudniająca wykonanie strzelania; szczególnie ma to miejsce podczas manewru celu od samolotu myśliwskiego. W środkowej i w końcowej części ataku warunki celowania są bardziej sprzyjające i charakteryzuje je duże lub względnie stabilne przeciążenie samolotu myśliwskiego oraz nieduża prędkość zmiany sylwetki celu i inne.

Szybka zmiana warunków strzelania na początkowym odcinku prowadzi do zwiększenia czasu celowania i zmniejszenia czasu i odległości prowadzenia ognia. Dlatego atak do celu manewrującego powinien być wykonywany z niedużą przewagą w prędkości lotu samolotu myśliwskiego nad celem. Przewaga powinna być mniejsza niż podczas atakowania celu niemanewrującego. Obliczenia wskazują, że podczas manewru celu o dużej prędkości lotu z przeciążeniem, zbliżonym do granicznie możliwego przeciążenia samolotu myśliwskiego, przewaga w prędkości powinna być nie większa niż 100 km/h. W czasie manewru celu z przeciążeniem równym lub przewyższającym granicznie możliwe przeciążenie samolotu myśliwskiego, strzelanie towarzyszące praktycznie staje się niemożliwe; możliwości wykonania strzelania towarzyszącego również rapidly się zmniejszają ze względu na trudność zajęcia przez samolot myśliwski potrzebnego obliczonego położenia względem celu.

Dla wszechstronnej oceny możliwych warunków strzelania do celu manewrującego w konkretnych warunkach walki powietrznej budujemy krzywe celowania przechodzące przez graniczne punkty strefy możliwego strzelania lub stykające się ze strefą dużych przeciążeń.

Dla krzywej celowania, stykającej się ze strefą dużych przeciążeń, kierunki na punkty styczności K_1^{\times} i K_2^{\times} w czasie ataku wykonywanego w płaszczyźnie poziomej do celu manewrującego określiamy według wzoru:

$$\cos q_K = - \frac{1}{2 \frac{V_c}{V_m} \pm \frac{n_{jc}}{n_{jm}^{\times}}},$$

gdzie znak "minus" bierzemy podczas manewru celu na samolot myśliwski /dla punktu K_1^{\times} / i "plus" - od niego /dla punktu K_2^{\times} /.

Z dwóch asymetrycznych krzywych celowania /patrz rys. 3.7/, stykających się ze strefą dużych przeciążeń, największe znaczenie praktyczne posiada ta krzywa, która odpowiada manewrowi celu na samolot myśliwski i przechodzi przez punkt styczności K_1^{\times} /rys. 3.8/.

Podczas manewru celu atakujący samolot myśliwski ma przeciążenie maksymalne w czasie przecięcia linii krzywej, powstałej z połączenia punktów K_1^{\times} /lub K_2^{\times} /, które otrzymujemy w obliczeniach q_K dla różnych wartości n_{jm}^{\times} .

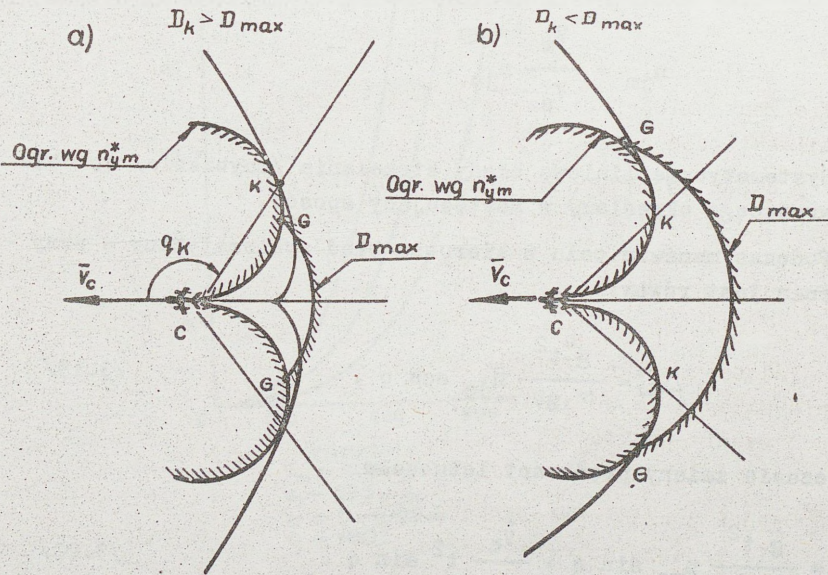
Oprócz punktu wygięcia typu K_1^{\times} /lub K_2^{\times} /, krzywa celowania w czasie manewru celu na samolot myśliwski posiada i punkt wygięcia P /rys.3.8/, którego cechą charakterystyczną jest to, że prędkość zmiany sylwetki celu lub kursowego kąta celu $\dot{q} = 0$. Przed podejściem samolotu myśliwskiego do punktu P sylwetka celu rośnie, a po przejściu niego - maleje. Punkty P leżą na okręgu stycznym do linii drogi celu w punkcie C. Promień tego okręgu określamy z warunku $\dot{q} = 0$. Ponieważ w czasie manewru celu na samolot myśliwski

$$\dot{q} = \omega_D - \omega_c,$$

to zakładając, że $\dot{q} = 0$ i biorąc pod uwagę wzór /2.38/ dla ω_D

otrzymamy

$$D = \frac{V_c}{\omega_c} \sin q = \frac{V_c^2}{g n_{jc}} \sin q .$$



Rys.3.8. Krzywe celowania dla różnych manewrów celu:

$$V_c = 220 \text{ m/s}, V_m = 250 \text{ m/s}, n_{yc}^* = 2,24, n_{ym}^* = 4,$$

$$q_0 < 180^\circ \begin{cases} A, A_1 & - \text{manewr na samolot myśliwski;} \\ B & - \text{bez manewru celu;} \\ C & - \text{manewr od samolotu myśliwskiego;} \end{cases}$$

$$q_0 = 180^\circ \begin{cases} D & - \text{z manewrem celu;} \\ E & - \text{bez manewru celu} \end{cases}$$

Równanie to jest okręgiem o promieniu:

$$r = \frac{V_c^2}{2 g n_{jc}} .$$

Okrąg, na którym $\dot{q} = 0$, wykorzystujemy w czasie kontroli prawidłowości graficznej budowy krzywych celowania: w punkcie P przecięcia krzywej celowania z tym okręgiem prosta CP powinna być styczną do krzywej celowania.

Charakterystyczne jest to, że już w punkcie P samolot myśliwski ma stosunkowo duże przeciążenie, równe:

$$n_{jm} = \frac{v_m}{v_c} n_{jc} .$$

Systematyczne liniowe błędy strzelania /chybienia/ do celu manewrującego określamy w następujący sposób.

Podczas manewru celu w kierunku błąd systematyczny w przybliżeniu jest równy:

$$\Delta_{\omega} = \frac{g t^2}{2} n_{jc} \cos q , \quad /3.19/$$

a w czasie zmiany prędkości lotu celu

$$\Delta_v = \frac{g t^2}{2} n_{xc} \sin q = \frac{\dot{v}_c}{2} t^2 \sin q . \quad /3.20/$$

Błędy Δ_{ω} i Δ_v raptownie rosną ze zwiększeniem odległości strzelania, ponieważ czas lotu pocisku t występuje we wzorach /3.19/ i /3.20/ w drugiej potęgze i progresywnie rośnie ze zwiększeniem odległości strzelania. Błąd Δ_{ω} będzie maksymalny dla $q = 180^\circ$ /lub $q = 0^\circ$ /, Δ_v - dla $q = 90^\circ$.

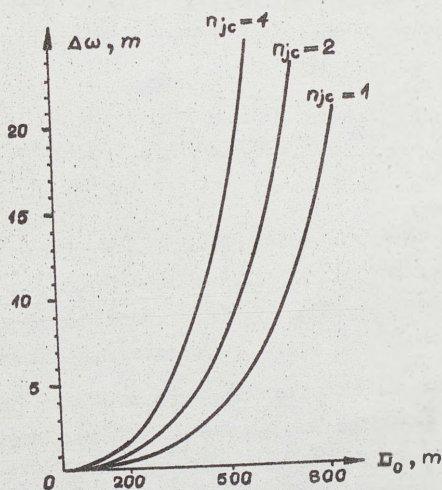
Na rys. 3.9 podane są wartości Δ_{ω} podczas strzelania z broni artyleryjskiej w zależności od D_0 .

W czasie stosowania przez samolot myśliwski zwykłego celowa-

nika nie uwzględniającego przeniesienia pocisku β_1 powstaje błąd systematyczny równy:

$$\Delta\beta = \beta_1 D_y.$$

/3.21/



Warunki:
 $v_m = 300 \text{ m/s}$
 $v_c = 285 \text{ m/s}$
 $H = 0 - 1000 \text{ m}$
 $q = 120^\circ$

Rys. 3.9. Zależność $\Delta\omega$ od D_0 dla różnego manewru celu

W czasie manewru celu na samolot myśliwski, gdy raptownie rośnie przeciążenie samolotu myśliwskiego, błąd $\Delta\beta$ jest większy od błędu $\Delta\omega$, a oprócz tego, oba one $\Delta\beta$ i $\Delta\omega$ / praktycznie sumują się artrymetycznie, raptownie zmniejszając skuteczność strzelania. Dlatego strzelanie do celu manewrującego celowo jest wykonywać z minimalnie możliwych odległości i korygować za pomocą pocisków smugowych.

Należy mieć na uwadze i ten fakt, że w razie posiadania przez cel obronnej broni artyleryjskiej skuteczność jej zmniej-

sza się w czasie manewru od samolotu myśliwskiego i rośnie podczas manewru na niego w porównaniu ze skutecznością strzelania w czasie prostoliniowego lotu celu ^{x/}.

Z analizy możliwych warunków strzelania wynika, że atak wykonany z zaskoczenia jest jednym z ważnych czynników zapewniających skuteczność działania samolotu myśliwskiego, szczególnie do celów posiadających uzbrojenie obronne i zdolnych do wykonania intensywnego manewru obronnego.

Strzelanie do celu manewrującego należy wykonywać z odległości mniejszych, niż do celów niemanewrujących.-

^{x/} Podczas strzelania z samolotu myśliwskiego dokładność strzelania zależy od ω_D , w czasie strzelania z ruchomego stanowiska samolotu bombowego od $\dot{q} = \omega_D \pm \omega_C$.

Z A K O Ń C Z E N I E

Rozpatrzone zagadnienia rozwiązania zadania rażenia celu i oceny możliwych warunków bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów typu myśliwskiego wskazują, że warunki jego zastosowania do celów powietrznych złożone, różnorodne i zależą od dużej liczby różnych czynników.

Aby działać zdecydowanie w różnych warunkach walki powietrznej, personel latający powinien bardzo dobrze znać możliwe warunki i sytuację strzelania powietrznego i umieć je analizować.

Szczególnie ważna jest znajomość oceny możliwych warunków bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów typu myśliwskiego dla dowódców lotniczych wszystkich szczebli. Zapewni ona podczas wykonywania różnych zadań bojowych szybkie i prawidłowe powzięcie decyzji o zwalczaniu celów powietrznych.

Podczas oceny możliwych warunków bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów typu myśliwskiego należy zawsze pamiętać o ważnym stwierdzeniu materializmu dialektycznego, że "prawda jest zawsze konkretna" i dlatego warunki strzelania należy rozpatrywać w powiązaniu z konkretną sytuacją powietrzną.

W czasie szkolenia personelu latającego w zakresie strzelania powietrznego i walki powietrznej w oparciu o ocenę możliwych warunków bojowego zastosowania rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów typu myśliwskiego twórczo podchodzić do rozwiązywania różnych chwytów /manewrów/ taktycznych w walce.

Należy stale pamiętać, że szablonowe podejście w bojowym zastosowaniu broni w walce powietrznej zawsze prowadzi do niepowodzeń.

Umiejętne stosowanie broni w walce zwiększa możliwości bojowe samolotu, zaszczepia wiarę w swoją broń i poczucie dumy za swój sprzęt.-

Wydrukowano w 120 egz.

Egz. nr 1-80 B.Szkol.ASG

Egz. nr 81-120 DWLot.

Wyk.płk Pawłowski

Druk.S.P. dn.13.10.1972r.

Nr ks.04111/WW

T R E Ś Ć

str.

Zastosowanie oznaczeń wielkości występujących w skrypcie	3
W S T Ę P	19
1. ZADANIE RAŻENIA I JEGO ROZWIĄZANIE WE WSPÓŁCZESNYCH I PERSPEKTYWICZNYCH SYSTEMACH RAKIETOWEGO I ARTY - LERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW	21
1.1. System raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów	21
1.1.1. Skład systemu raketowego /artyleryjskiego/ uzbrojenia samolotów	21
1.1.2. Miejsce poszczególnych środków rażenia w sche - matach uzbrojenia współczesnych samolotów	24
1.1.3. Rażenie samolotu - podstawowe zadanie bojowego zastosowania raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów	26
1.2. Rozwiązanie zadania rażenia celu w systemach kie - rowanego uzbrojenia raketowego samolotów	28
1.2.1. Zadanie sterowania lotem i jego rozwiązanie podczas strzelania do celów powietrznych	28
1.2.1.1. Sposoby sterowania i tory lotu pocisków ra - kietowych	28
1.2.1.2. Pokładowa aparatura sterowania lotem pocisku raketowego	43
1.2.1.3. Energobalistyczne charakterystyki ruchu kie - rowanych pocisków raketowych i ich wykorzy - stanie w czasie oceny możliwych warunków za - stosowania bojowego	47

	str.
1.2.1.4. Określanie warunków strzelania zapewniających normalne naprowadzenie pocisku raketowego na cel	55
1.2.1.5. Kinematyczne charakterystyki ruchu kierowanych pocisków raketowych i ich wykorzystanie . w czasie oceny możliwych warunków zastosowania bojowego	63
1.2.1.5.1. Ocena możliwości zadziałania zapalnika pocisku raketowego	67
1.2.1.5.2. Określanie odległości, z której podczas strzelania pocisk raketowy nie dogoni celu	72
1.2.1.5.3. Określanie kursowego kąta spotkania pocisku raketowego z manewrującym celem	73
1.2.2. Rozwiązanie zadania sterowania wybuchem	75
1.2.2.1. Sterowanie wybuchem drogą doboru konstrukcji części bojowej	76
1.2.2.2. Sterowanie wybuchem drogą wyboru charakterystyk i typu zapalnika	80
1.2.2.3. Uzgodnienie warunków strzelania z charakterystykami części bojowej, zapalnika i celu	85
1.2.3. Rozwiązanie zadania sterowania strzałem	89
1.2.3.1. Wyprowadzenie samolotu w strefę możliwego strzelania	92
1.2.3.2. Przedodpaleniowe przygotowanie pocisków raketowych	93
1.2.3.3. Wykonanie strzelania celowanego	95

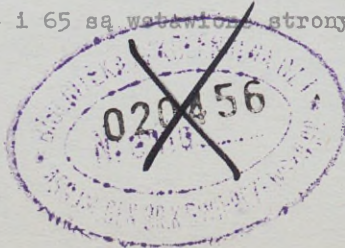
	str.
1.3. Rozwiązanie zadania rażenia celu podczas strze - lania niekierowanymi pociskami raketowymi i z broni artyleryjskiej	101
1.3.1. Zadanie sterowania wybuchem	101
1.3.2. Zadanie sterowania strzałem	103
2. OCENA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW KIEROWANEGO UZBROJENIA RAKIETOWEGO PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW POWIETRZNYCH	114
2.1. Możliwe warunki zastosowania bojowego kierowanych pocisków raketowych podczas zwalczania nie ma- newrujących celów powietrznych	114
2.1.1. Metody oceny możliwych warunków odpalania po - cisków raketowych	114
2.1.2. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według czasu kierowanego lotu	120
2.1.3. Określanie bliższej granicy strefy możliwego strzelania według czasu odbezpieczenia zapal - nika	123
2.1.4. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według minimalnej prędkości zbliża - nia pocisku raketowego do celu $v_{D \min}^*$ ogra - niczonej zapalnikiem	125
2.1.5. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według rozporządzalnego przeciążenia pocisku raketowego	130
2.1.6. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według charakterystyk koordynatora pocisku raketowego	132
2.1.6.1. Koordynator cieplny /na podczerwień/	134
2.1.6.2. Koordynator radiolokacyjny	144

	str.
2.6.1.3. Określanie dalszej granicy strefy możliwego strzelania według granicznego kąta odchylenia koordynatora pocisku raketowego	148
2.1.7. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania pociskami raketowymi dla różnych kątów kursowych celu w płaszczyźnie poziomej	152
2.1.8. Właściwości budowy strefy możliwego strzelania w wąskim sektorze tylnej /przedniej/ półsfery celu	156
2.1.9. Graficzno-analityczna metoda budowy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej	161
2.1.9.1. Budowa bocznych granic strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej	164
2.1.9.2. Budowa bliższej i dalszej granicy strefy możliwego strzelania w płaszczyźnie pionowej ...	169
2.1.10. Możliwości wykonania powtórnych odpaleń pocisków raketowych w jednym ataku	174
2.1.11. Ograniczenia możliwych warunków strzelania charakterystykami manewrowymi samolotu myśliwskiego	176
2.1.11.1. Równanie ruchu i toru lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania i strzelania	176
2.1.11.2. Warunki lotu samolotu myśliwskiego po krzywej celowania	182
2.1.11.2.1. Lot po krzywej celowania z $\psi = 0$	184
2.1.11.2.2. Lot po krzywej celowania ze stałym dodatnim kątem wyprzedzenia ψ	187
2.1.11.2.3. Graniczna krzywa celowania	189

	str.
2.2. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowa - nych pocisków raketowych podczas zwalczania celów manewrujących	190
2.2.1. Ogólna charakterystyka wpływu manewru celu na możliwe warunki zastosowania bojowego kiero - wanych pocisków raketowych	190
2.2.2. Strefy możliwego strzelania do celu manewru - jącego	193
2.2.2.1. Metoda budowy strefy możliwego strzelania do celu manewrującego dla pocisku raketo - wego typu R-33	197
2.2.3. Warunki lotu samolotu myśliwskiego podczas celowania do celu manewrującego	199
2.2.3.1. Równania różniczkowe ruchu samolotu myśliw- skiego po krzywych celowania	199
2.2.3.2. Graficzno-analityczne metody budowy krzywych celowania	201
2.2.3.2.1. Lot po krzywej celowania z $\psi = 0$	201
2.2.3.2.2. Lot po torze zbliżania równoległego	203
2.2.3.3. Graniczna krzywa celowania podczas zbliżania do celu manewrującego	204
2.2.3.3.1. Samolot przechwytujący wykonuje lot z $\psi = 0$	204
2.2.3.3.2. Samolot przechwytujący wykonuje lot ze stałym kątem wyprzedzenia ψ	205
2.2.4. Ocena możliwości wejścia samolotu myśliwskiego w strefę możliwego strzelania podczas atakowa- nia celu z tylnej półsfery	210
2.3. Ocena możliwych warunków zastosowania kierowa - nych pocisków raketowych z uwzględnieniem cha- rakterystyk systemów celowniczych	212

	str.
2.3.1. Strefa pracy systemu celowniczego	214
2.3.1.1. Możliwości w wykryciu celu powietrznego	215
2.3.1.2. Możliwości przechwycenia celu na automatyczne naprowadzanie	220
2.3.1.3. Możliwości celowanego odpalenia i naprowadza- nia pocisków raketowych na cel	222
2.3.1.4. Zakres dozwolonych odległości odpalania poci- sków raketowych	223
2.3.2. Uzgodnienie strefy pracy celownika ze strefą możliwego strzelania	228
3. OCENA MOŻLIWOSCI ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW NIEKIEROWA - NEGO RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMO- LOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS ZWALCZANIA CELÓW POWIETRZ- NYCH	229
3.1. Strefa możliwego strzelania, określana charaktery- stykami manewrowymi samolotu myśliwskiego	232
3.2. Ograniczenia możliwych warunków strzelania charak- terystykami broni	234
3.3. Określanie strefy pracy systemu celowniczego	237
3.4. Zapewnienie bezpieczeństwa lotu samolotu myśliw - skiego podczas strzelania	245
3.5. Określanie możliwych warunków strzelania do celów niemanewrujących i manewrujących	250
3.5.1. Strzelanie towarzyszące do celu niemanewrującego	251
3.5.2. Strzelanie towarzyszące do celu manewrującego ..	253
ZAKOŃCZENIE	261

UWAGA: Skrypt faktycznie zawiera 270 stron. Między stro-
nami 64 i 65 są wstawione strony z numeracją 64a i 64b.



BIBLIOTEKA NAUKOWA
KATEDRA ...
043052