R G B WH GR BL Grey Scale #13 C M Y K
DANES PICTA .COM
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19

53

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. generała broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
DO UŻYTKU SŁUŻBOWEGO

ASG wewn. 80/76

[redacted]

Egz. Nr 1

Płk doc. dr Roman DWORAK

Skuteczność przechwytywania

Nr 346
Nr ewid.
Nr ewid. 42992

WARSZAWA KWIECIEŃ 1976

Colour Chart #13
Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3/Color Black
Inches Centimetres
DANES PICTA .COM

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. generała broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
DO UŻYTKU SŁUŻBOWEGO

ASG wewn. 80/76

[redacted]

Egz. Nr 1

Płk doc. dr Roman DWORAK

Skuteczność przechwytywania

346
42992

WARSZAWA KWIECIEŃ 1976

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OBRONY POWIETRZNEJ KRAJU
I LOTNICTWA

KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE

ASG wewn. 8[illegible]/76

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12557

POUFNE
Egz.nr 1

PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1999 roku
art. 96 ust. 2
(Dz.U. RP Nr 11 poz. 95)
podpis

BIBLIOTEKA AKADEMII WP
Archiwum Zakładu Zabytków Specjalnych
Nr ewid. X 42992

SKUTECZNOŚĆ PRZECHWYTYWANIA

Płk doc.dr Roman DWORAK

346

WARSZAWA Kwiecień 1976 rok

1. W S T Ę P

Podstawowym zadaniem lotnictwa myśliwskiego jest przechwytywanie niektórych środków napadu powietrznego w powietrzu. Dla każdego typu samolotu myśliwskiego, jak również dla poszczególnych samolotów tego samego typu, na skutek wpływu różnego rodzaju warunków i czynników ostateczny wynik przechwycenia może być różny. Wobec tego zdarzenie przechwycenia celu przez samolot myśliwski jest zdarzeniem przypadkowym.

Ponieważ użycie samolotów myśliwskich do przechwytywania celów powietrznych posiada charakter masowy, wobec tego częstość zaistnienia przechwycenia będzie charakteryzowała skuteczność samolotów myśliwskich i całego kompleksu środków naprowadzania.

Inaczej mówiąc, częstość lub prawdopodobieństwo zaistnienia przechwycenia w tej całej masie przypadków lotów na przechwycenie, średnio rzecz biorąc, charakteryzuje skutechność przechwytywania.

Prawdopodobieństwo przechwycenia jest zatem podstawowym kryterium skuteczności bojowej samolotów myśliwskich.

Najbardziej wygodnym sposobem określania prawdopodobieństwa przechwycenia jest analiza danych statystycznych otrzymanych w toku działań bojowych oraz szkolenia bojowego lub doświadczeń wykonywanych w okresie pokojowym. Biorąc jednak pod uwagę bardzo szybki rozwój techniki bojowej i środków

zabezpieczających przechwytywanie /systemy dowo - dzenia i naprowadzania/, tego rodzaju aktualnymi danymi w większości przypadków dysponować nie będziemy.

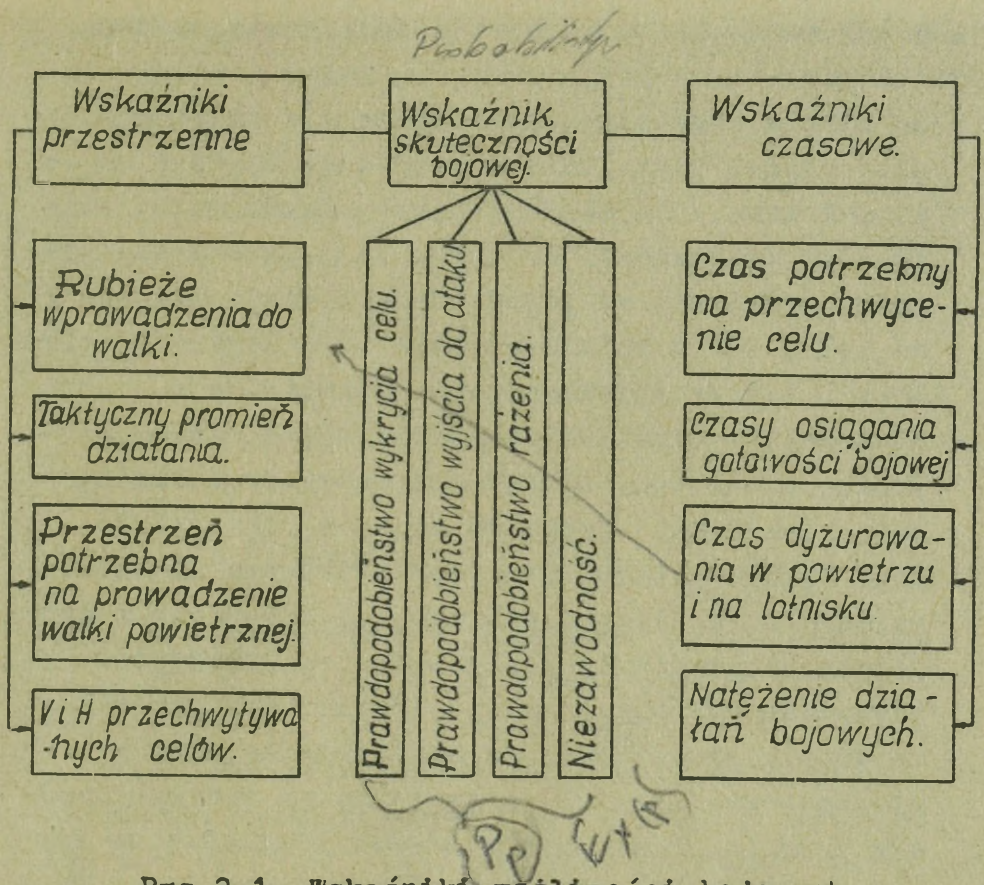
W związku z tym, w celu porównania skuteczności bojowej użycia różnego rodzaju samolotów myśliwskich i ich uzbrojenia, aparatury i metod naprowadzania, sposobów działań bojowych itp., powstaje konieczność dokonania oceny tej skuteczności jeszcze przed uzyskaniem nawet bardzo skąpych danych statystycznych.

W takiej sytuacji skuteczność przechwytywania może być określona metodą analityczną, czyli przez zbudowanie odpowiedniego modelu /algorytmu/ matematycznego z następną matematyczną i logiczną analizą tego modelu.

Istnieje wiele mniej lub więcej dokładnych metod określania skuteczności bojowej. W niniejszym skrypcie rozpatrzone są dwie metody - analityczna i statystyczna.

2. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA

Skuteczność przechwycenia jest jednym z ważniejszych wskaźników możliwości bojowych lotnictwa myśliwskiego /rys. 2.1./. Ponadto w metodyce określania i oceny możliwości bojowych pojedynczego samolotu myśliwskiego najtrudniejszym problemem jest określenie prawdopodobieństwa przechwycenia.



Rys.2.1. Wskaźniki możliwości bojowych

Dla oceny skuteczności przechwycenia umownie ustalimy niektóre etapy lotu myśliwca na przechwycenie przy naprowadzaniu z ziemi, które wywierają decydujący wpływ na wyniki przechwycenia.
Do tych etapów można zaliczyć:
- wykrycie celu i wykonanie zbliżenia z celem;
- wykonanie ataku i rażenia celu.

Na skutek wpływu czynników przypadkowych każdy z tych etapów może mieć różny wynik. Do czynni-

ków wpływających na wynik każdego z etapów można zaliczyć:

- na etapie wykrycia celu i wykonania zbliżenia przypadkowe odchylenia spowodowane błędami naprowadzania. W niektórych przypadkach odchylenia te mogą doprowadzić do tego, że naprowadzany samolot myśliwski znajdzie się w takiej odległości od celu, która będzie większa od odległości wzrokowego lub radiolokacyjnego wykrycia celu, albo też samolot myśliwski znajdzie się w takim położeniu, z którego, biorąc pod uwagę jego możliwości manewrowe i system uzbrojenia, nie będzie mógł wykonać ataku. Prawdopodobieństwo zdarzenia, że samolot myśliwski wykryje cel i wyjdzie w wyjściowe położenie do ataku nazywamy prawdopodobieństwem wyjścia do ataku i oznaczamy przez P_{at};
- na etapie prowadzenia walki i rażenia celu - przypadkowe czynniki wpływające na rozrzut środków rażenia. Prawdopodobieństwo zdarzenia, że samolot myśliwski zniszczy cel oznaczymy przez $W_{raż}$.

Oprócz tego, na wszystkich etapach, wskutek wpływu różnego rodzaju przyczyn, może mieć miejsce uszkodzenie określonego urządzenia na samolocie lub w systemie naprowadzania, co również należy uwzględniać.

Czynnik niezawodności sprzętu uwzględniamy przy pomocy współczynnika niezawodności /K_n/.

Z rachunku prawdopodobieństwa wiadomo, że prawdopodobieństwo zupełne zaistniałego zdarzenia polegającego na kolejnym zaistnieniu określonych czą-

stkowych zdarzeń /w określonych warunkach zaist - nienia tych zdarzeń/ równe jest iloczynowi prawdopodobieństw zaistnienia tych zdarzeń cząstko - wych.

Wobec tego prawdopodobieństwo przechwycenia będzie równe:

$$P_p = P_{at} \cdot W_{raż} \cdot K_n \qquad /2.1/$$

Przy samodzielnym poszukiwaniu i niszczeniu celów powietrznych można niekiedy uwzględniać efektywność poszukiwania celu:

$$P_p = P_{wykr} \cdot P_{at} \cdot W_{raż} \cdot K_n \qquad /2.2/$$

gdzie: P_{wykr} - prawdopodobieństwo samodzielnego wykrycia przez samolot myśliwski celu powietrznego.

Należy podkreślić, że prawdopodobieństwo pomyślnego wykonywania każdego kolejnego etapu zależy nie tylko od tego, czy etap poprzedni zakończył się pomyślnie, ale i od tego, z jakim wynikiem został on zakończony. Należałoby wobec tego każde prawdopodobieństwo obliczać jako prawdopodobieństwo zupełne wykonania następnego etapu,z uwzględnieniem różnych prawdopodobieństw wykonania etapu poprzedniego.

Uwzględnienie tych właściwości jest w zasadzie możliwe przez modelowanie całego procesu przechwytywania na maszynach matematycznych.

W celu przybliżonej oceny skuteczności prze - chwytywania można jednak pominąć te właściwości i

wprowadzać do obliczeń średnie wartości poszcze - gólnych prawdopodobieństw /dla pewnych średnich warunków/.

Największe znaczenie praktyczne z rozpatrzo - nych składowych prawdopodobieństwa przechwycenia posiada prawdopodobieństwo wyjścia do ataku. Na podstawie analizy prawdopodobieństwa wyjścia do ataku możemy bowiem wyciągnąć szereg wniosków, do- tyczących organizacji i taktyki walki powietrznej.

3. METODA ANALITYCZNA OKREŚLANIA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA

Dla określenia skuteczności przechwytywania za pomocą wzorów /2.1 i 2.2/ należy przede wszyst- kim znać wartości prawdopodobieństwa wyjścia samo- lotu myśliwskiego do ataku w konkretnych warunkach przechwytywania. Wartości pozostałych wielkości wchodzących w skład wzorów /2.1 i 2.2/ są prawie niezależne od warunków przechwycenia i mogą być określone na podstawie praktycznych lotów lub, za pomocą metod omawianych w dyscyplinach "Zastosowa- nie bojowe uzbrojenia samolotów" i "Teoria nieza - wodności".Zazwyczaj wspomniane wielkości są ujęte w postaci tabel lub wykresów.

Prawdopodobieństwo wyjścia samolotu myśliw- skiego do ataku jest zależne od dużej ilości czyn- ników, takich jak: dokładność naprowadzania, moż - liwości manewrowe myśliwca, prędkość zbliżania się myśliwca do celu,wymiary strefy możliwych ataków, kierunek zbliżenia myśliwca do celu, sposób zbliże- nia itp.

Dokładne uwzględnienie powyższych czynników utrudnia analityczne rozwiązanie zadania. Spośród wielu metod analitycznego określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku w skrypcie omówione są dwie metody. Pierwsza metoda, którą umownie nazwano metodą pełnych obliczeń jest bardzo szczegółowa i dokładna. Druga zaś to metoda przybliżona, która może służyć do oceny orientacyjnej. Ponadto omówiony został zarys metody badań statystycznych, która również jest metodą przybliżoną.

3.1. METODA PEŁNYCH OBLICZEŃ PRAWDOPODOBIEŃSTWA WYJŚCIA DO ATAKU

Jednym ze sposobów określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku jest porównanie koniecznych warunków wykonania walki powietrznej z warunkami możliwymi.

Koniecznymi warunkami walki powietrznej są takie warunki, które umożliwiają skuteczne zaatakowanie celu powietrznego /wykrycie, zbliżenie, atak/.

Konieczne warunki walki powietrznej charakteryzują następujące strefy:

- wykrycia;
- zbliżenia;
- możliwych ataków.

Wymienione strefy określa się na podstawie analizy położenia samolotu myśliwskiego w stosunku do celu z uwzględnieniem wszystkich ograniczeń /przeciążenie, prędkość, charakterystyki rakiet itp/, przy czym określa się nie tylko współrzędne

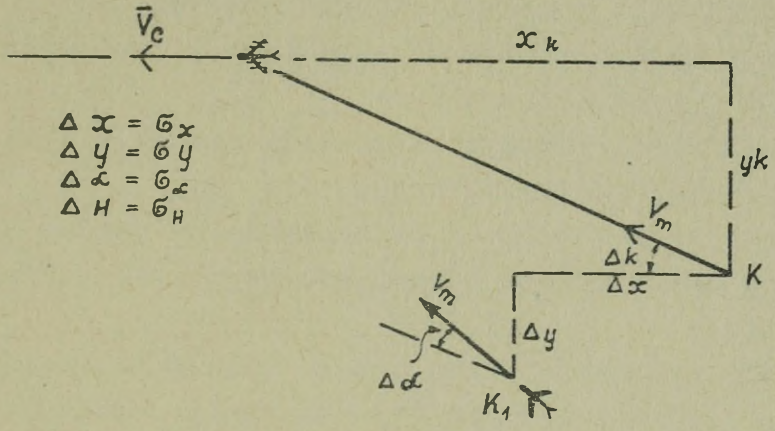
samolotu myśliwskiego, ale również zależności między tymi współrzędnymi dla różnych punktów. Przeprowadza się więc analizę względnych torów myśliwca w stosunku do celu.

Możliwe warunki walki powietrznej charakteryzuje względne położenie samolotu myśliwskiego w stosunku do celu, w którym myśliwiec znalazł się w początkowym momencie walki powietrznej, w wyniku naprowadzania. Zbiór wszystkich możliwych względnych położeń samolotu myśliwskiego z uwzględnieniem błędów naprowadzania charakteryzuje strefa rozrzutu punktów naprowadzania.

3.1.1. Charakterystyka możliwych warunków walki powietrznej. Błędy naprowadzania

Załóżmy, że naprowadzanie samolotu myśliwskiego wykonywane jest metodą "manewru". Wynikiem naprowadzania powinno być takie zdarzenie, że samolot myśliwski znajdzie się w określonym punkcie w stosunku do celu /na rys. 3.1 punkt K/. Położenie punktu znajdowania się samolotu myśliwskiego po wykonaniu naprowadzania można opisać przy pomocy względnych współrzędnych X_k, Y_k i różnicy kursów α_k rozpatrywanych na płaszczyźnie.

Na skutek jednak błędów naprowadzania samolot myśliwski może znaleźć się nie w nakazanym punkcie K, a w pewnym przypadkowym punkcie K_1, przestrzenne położenie którego uwarunkowane jest przypadkowymi odchyleniami od przewidywanego /założonego/ położenia w odległości /Δx/, w odstępie /Δy/, w



3.1. Błędy naprowadzania

kursie /$\Delta\alpha$ / i w wysokości /ΔH /. /Na rysunku ΔH nie jest pokazane/.

Odchylenie samolotu myśliwskiego od nakazanego położenia nazywamy błędem naprowadzania. Dla współczesnych myśliwców posiadających na pokładzie stacje radiolokacyjne o dużym zasięgu z dostatecznie szeroką wiązką promieniowania w płaszczyźnie pionowej, jak również rakiety kierowane typu "powietrze-powietrze" o dobrych charakterystykach, manewrowych, błędy naprowadzania pod względem wysokości nie wywierają istotnego wpływu na ostateczny wynik naprowadzania. Dlatego też nie będziemy brali pod uwagę błędów naprowadzania pod względem wysokości, a będziemy rozpatrywali tylko błędy naprowadzenia w płaszczyźnie poziomej, to znaczy:
Δx, Δy i $\Delta\alpha$.

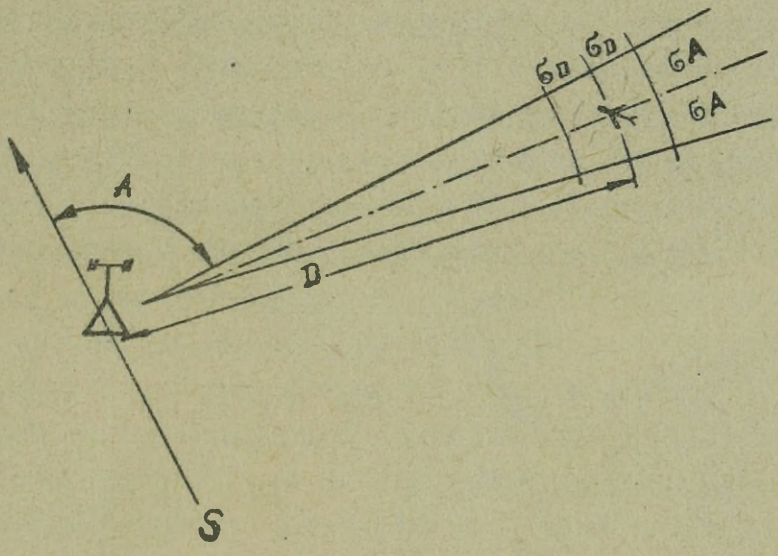
Podstawowymi przyczynami powstawania błędów naprowadzania /błędami pierwotnymi/ są:

- błędy niedokładnego określania współrzędnych samolotu myśliwskiego i celu;
- błędy niedokładnego określania warunków lotu celu /kurs, prędkość, wysokość/;
- błędy wypracowania i przekazania na pokład samolotu myśliwskiego komend naprowadzania /głównie kursu/;
- błędy wykonania przez pilota komend naprowadzania /głównie niedokładne wykonanie zakrętu/.

Będziemy przy tym zakładali, że błędy pierwotne i powstające w rezultacie ich wpływu cząstkowe błędy naprowadzania są wzajemnie niezależne.

a/ Dokładność określania współrzędnych

Dokładność określania współrzędnych przy pomocy stacji radiolokacyjnej charakteryzuje się, jak wiadomo, średnim kwadratowym odchyleniem pod względem odległości /6 D/ i średnim kwadratowym odchyleniem pod względem azymutu /6 A/. Otrzymane w wyniku pomiarów miejsce znajdowania się samolotu myśliwskiego nie będzie w ogólnym przypadku pokrywało się z rzeczywistym miejscem znajdowania się. Z określonym prawdopodobieństwem można więc twierdzić /w przybliżeniu 68%/, że miejsce samolotu znajduje się w granicach powierzchni prostokąta o blokach 2G D i 2 DG A. /rys. 3.2/.



Rys. 3.2 Określanie σ_r

Uwzględniając rozrzut kołowy, średnie kwadratowe odchylenie kołowe w określeniu współrzędnych możemy obliczyć według wzoru:

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma D^2 + /D\sigma A/^2} \qquad 3.1$$

Wiadomo, że przy rozrzucie kołowym punktów znajdowania się samolotu średnie kwadratowe odchylenie w dowolnym nakazanym kierunku jest o $\sqrt{2}$ razy mniejsze od kołowego.
Wobec tego:

$$\sigma_x = \frac{\sigma_r}{\sqrt{2}}; \qquad \sigma_y = \frac{\sigma_r}{\sqrt{2}}$$

Na podstawie określonych współrzędnych celu i samolotu myśliwskiego można następnie rozwiązać zadanie naprowadzania. Z chwilą kiedy samolot myśliw-

ski wyjdzie na przewidywany punkt K, położenie jego w tym punkcie może być określone z błędem σ_r, takim samym, z jakim może być określone położenie celu. W związku z tym, że położenie samolotu myśliwskiego i położenie celu określa się przy pomocy tej samej stacji radiolokacyjnej, błędy powstałe na skutek błędów w określeniu względnego położenia celu i samolotu myśliwskiego będą jednakowe. Wobec tego:

$$\sigma_{x_m} = \sigma_{x_c} = \frac{\sigma_{r_m}}{\sqrt{2}} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}};$$

$$\sigma_{r_m} = \frac{\sigma_{r_c}}{2} \cdot \sqrt{2} = \sigma_{r_c}$$

$$\sigma_{y_m} = \sigma_{y_c} = \frac{\sigma_{r_m}}{\sqrt{2}} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}};$$

$$\sigma_{r_m} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{2} = \sigma_{r_c}$$

gdzie: $\sigma_{x_m}, \sigma_{x_c}, \sigma_{y_m}, \sigma_{y_c}$ - odpowiednio średnie kwadratowe odchylenia określania położenia samolotu myśliwskiego i celu, zgodnie z kierunkiem osi współrzędnych prostokątnych;

$\sigma_{r_m}, \sigma_{r_c}$ - odpowiednio średnie kwadratowe odchylenia kołowe określania położenia samolotu myśliwskiego i celu.

Zatem ogólny błąd w określaniu współrzędnych będzie równy:

$$\sigma_{r1} = \sigma_{x_m} = \sigma_{x_c} = \sigma_{y_m} = \sigma_{y_c} = \sqrt{\sigma_D^2 + /D\sigma A/^2} \qquad /3.2/$$

gdzie: A w radianach

- średnie kwadratowe odchylenie w określaniu współrzędnych przez stację radiolokacyjną.

Wzór /3.2/ jest słuszny dla przypadku kiedy naprowadzanie wykonywane jest bezpośrednio ze wskaźnika obserwacji okrężnej. W praktyce odczytane /zdjęte/ ze wskaźnika obserwacji okrężnej dane mogą być, jeszcze przed rozwiązaniem zadania naprowadzania, wykorzystane do analizy sytuacji powietrznej. Dlatego też, w ogólnym przypadku, oprócz dokładności określenia współrzędnych bezpośrednio przez stacje radiolokacyjną /σ_{rl}/ należy uwzględniać również dokładność odczytu, przekazania i wrysowania współrzędnych lub wprowadzenia ich do aparatury napro - wadzania.

W poniższej tabeli podane są wartości błędów naprowadzania w zależności od odległości punktu naprowadzania od rubieży wprowadzenia do walki dla $\sigma D = 0{,}5$ km i $\sigma A = 0{,}5^{o}$.

Tabela 1

D /km/	50	100	150	200
σ_{rl}/km/	0,7	1,0	1,4	1,8

W przypadku naprowadzenia z planszetu[1/] dokładność określania współrzędnych /DiA/ nieco zmniejsza się i wynosi $\sigma D = 1$ km, $\sigma A = 1^{o}$.

1/ przypadek sporadyczny i nietypowy.

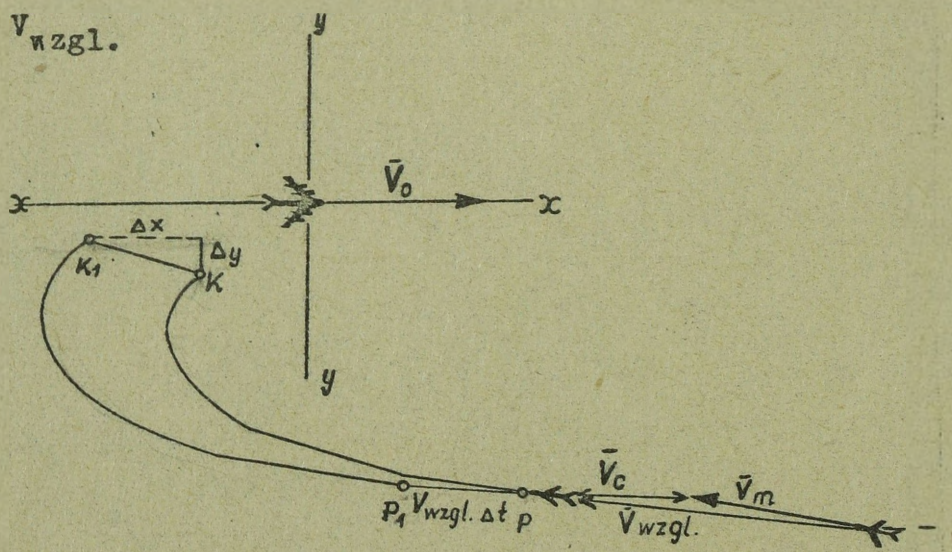
Wówczas błędy naprowadzania będą posiadały następujące wartości:

Tabela 2

D /km/	20	50	100	200	300	400
σ_{rl}/km/	1,0	1,4	2,0	3,6	5,3	6,7

b/ Wpływ niedokładnego wykonania zakrętu przez samolot myśliwski w stosunku do nakazanego punktu skrętu

Samolot myśliwski naprowadzany metodą "manewr" musi w celu wyjścia na przewidywany punkt K wykonać zakręt o określonym promieniu. Ruch samolotu do punktu początku zakrętu P /rys. 3.3/ /jeżeli rozpatrujemy ruch względny/ odbywa się po linii stycznej do toru zakrętu z prędkością względną



Rys. 3.3. Wpływ niedokładnego wykonania zakrętu

Jeżeli samolot myśliwski rozpocznie zakręt nie w oznaczonym czasie /to znaczy nie w punkcie P/, na przykład z pewnym opóźnieniem w czasie Δt, to zakończy on wykonanie zakrętu nie w punkcie K, a w jakimś punkcie K_1, a różnica w odległości pomiędzy tymi punktami wyniesie $V_{wzgl} \cdot \Delta t$.

Korzystając z odpowiednich zależności z teorii błędów i teorii manewrowania samolotów otrzymamy następujące wzory do określania cząstkowych średnich kwadratowych odchyleń błędów:

$$\left.\begin{aligned} \sigma x_t &= V_m\,/n - \cos\alpha\,/\,\sigma t \\ \sigma y_t &= V_m \cdot \sin\alpha \cdot \sigma t \end{aligned}\right\} \qquad /3.3/$$

gdzie: σt - średnie kwadratowe odchylenie błędu w określeniu momentu początku zakrętu.

Podczas naprowadzania ze wskaźnika obserwacji okrężnej, uwzględniając dobre przygotowanie nawigatora-operatora i pilota, błąd σt wynosi w przybliżeniu około 5 sek i składa się: z błędu rachunkowego określenia momentu początku zakrętu, rozrzutu czasu powstałego podczas podania przez nawigatora komendy na wykonanie zakrętu /czas opóźnienia/ i rozrzutu czasu reakcji pilota podczas wykonania komendy na wykonanie zakrętu.

Wzory /3.4/ wskazują na to, że wielkość błędów naprowadzania powstałych na skutek niedokładnego rozpoczęcia zakrętu w określonym czasie i punkcie jest wprost proporcjonalna do prędkości samolotu myśliwskiego /V_m/. Dlatego też wraz ze wzrostem prędkości lotu dokładność naprowadzania zmniej-

sza się. Oprócz tego wielkość błędów zależna jest od wartości kąta α, to znaczy od tego, z jakiego kursu w stosunku do kursu lotu celu samolot myśliwski wykonuje zakręt w celu wyjścia do ataku.

Tabela 3 zawiera wartości błędów naprowadzania σx_t i σy_t w zależności od α, n i V_m dla n=0,8 i σ_t = 5 sek.

Tabela 3

V_m/km/h	0	30	60	90	120	150	180
800	222 / 0	6,6 / 530	318 / 910	850 / 1060	1375 / 910	1760 / 530	1900 / 0
900	250 / 0	7,5 / 625	375 / 1070	1000 / 1250	1640 / 1070	2080 / 625	2250 / 0
1000	278 / 0	8,4 / 720	417 / 1240	1110 / 1440	1805 / 1240	2300 / 720	2500 / 0
1100	306 / 0	9,2 / 766	460 / 1314	1220 / 1530	1990 / 1314	2540 / 766	2750 / 0
1200	333 / 0	10 / 830	500 / 1430	1330 / 1665	2160 / 1430	2760 / 830	2000 / 0
1300	360 / 0	10,8 / 900	540 / 1548	1440 / 1800	2340 / 1548	2980 / 900	3250 / 0
1400	389 / 0	11,7 / 972	580 / 1671	1550 / 1940	2530 / 1671	3220 / 972	3500 / 0
1500	416 / 0	12,5 / 1040	625 / 1780	1670 / 2040	2700 / 1780	3430 / 1040	3750 / 0

Uwaga: - w liczniku podane są wartości $6x_t$, w mianowniku - $6y_t$ w metrach.

Z tabeli wynika, że w wypadku wykonania zbliżenia na kursach przeciwnych /$\alpha = 180^0$/ błąd w odstępie /$6y_t$/ jest równy zeru, a błąd w odległości osiąga maksymalną wartość. Wartość błędów naprowadzania $6x_t$ i $6y_t$ w wyraźny sposób zmienia się, jeżeli zakręt będzie wykonywany na przecinających się kursach zbliżenia /$\alpha = 90^0$/.

c/ Wpływ niedokładnego utrzymania kąta zakrętu

Z teorii manewrowania samolotów wiadomo, że współrzędne punktu początku zakrętu samolotu myśliwskiego /a na ich podstawie - moment początku zakrętu/ można obliczyć przy pomocy wzorów:

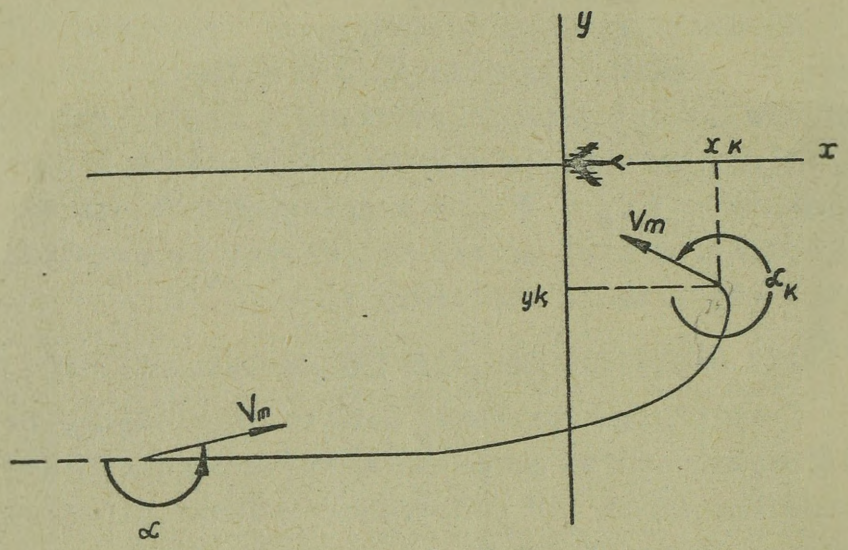
$$\left.\begin{aligned} x &= x_k \pm R\left[n\,/\alpha_k - \alpha/ - /\sin\alpha_k - \sin\alpha/\right] \\ y &= y_k \pm R/\cos\alpha_k - \cos\alpha/ \end{aligned}\right\} \quad /3.5/$$

gdzie: α_k - różnica kursów myśliwca i celu po wykonaniu zakrętu /rys. 3.4/;

α - różnica kursów myśliwca i celu przed wykonaniem zakrętu;

$(\alpha_k - \alpha)$ - potrzebny kąt zakrętu myśliwca dla wyjścia w tylną półsferę celu.

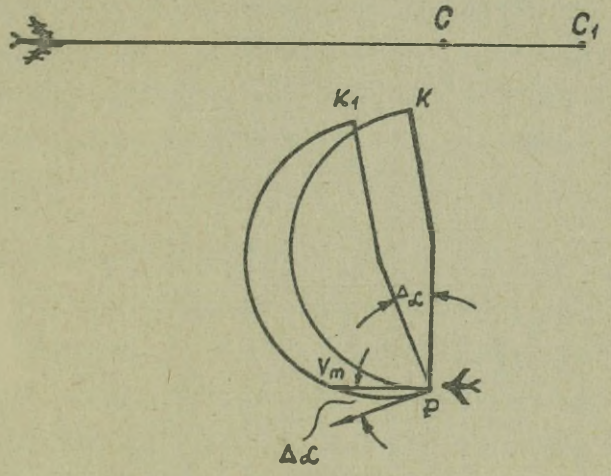
Ponieważ wartość α_k jest ustalona /stała/, to kąt, o który samolot myśliwski powinien wykonać zakręt może być określony z błędami, przyczyną których będą błędy $\Delta\alpha$ w określeniu różnicy kursów α.



Rys.3.4. Określanie α i α_k

Załóżmy, że został określony punkt początku zakrętu P /rys. 3.5/ z takim wyliczeniem, żeby zakończyć zakręt /ustalenie α_k/ w nakazanym punkcie K, oraz, że samolot myśliwski rozpoczął zakręt dokładnie w punkcie P. Jednak na skutek błędu $\Delta\alpha$ w określeniu różnicy kursów, zakręt został zakończony w punkcie K_1. W tej sytuacji, na skutek zmiany kąta zakrętu /o wartość $\Delta\alpha$/ i czasu zakrętu, cel znajdzie się w chwili zakończenia zakrętu nie w punkcie C, a w punkcie C_1.

Błędy naprowadzania powstałe na skutek różnicy pomiędzy ustaloną i faktyczną wartością kąta zakrętu możemy określić wykorzystując podaną poprzednio zależność z teorii błędów.



Rys. 3.5. Określanie błędu $\Delta\alpha$

W danym przypadku różniczkujemy równania /3.5/ względem α i zamieniamy różniczki zmiennej średnimi kwadratowymi odchyleniami. Otrzymamy:

$$\left.\begin{aligned} \sigma x_\alpha &= R\,/n - \cos\alpha\,/\,\sigma_\alpha \\ \sigma y_\alpha &= R \sin\alpha . \sigma_\alpha \end{aligned}\right\} \qquad /3.6/$$

Błąd kursowy $\sqrt{\sigma\alpha}$ powstaje na skutek błędnego określenia kierunku lotu celu, błędów powstałych podczas rozwiązywania zadania przechwycenia /określenie kursu lotu na przechwycenie/, błędów wynikłych z niedokładnego utrzymania kursu przez pilota oraz błędów powstałych na skutek wpływu wiatru /nieuwzględnianie KZ/. Ogólnie wartość błędu naprowadzania przy naprowadzaniu wzrokowym z ekranu wskaźnika okrężnej obserwacji waha się w przedziale $6\text{-}10^{\circ}$.

W tabeli 4 podane są wartości błędów naprowadzania σ_{x_α} i σ_{y_α} w zależności od R, n i α dla $\sigma_\alpha = 6^\circ$

Tabela 4

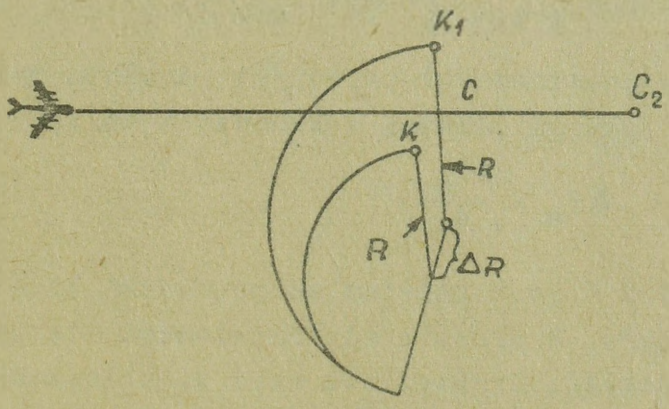
n \ α° / R, km	0		30		60		90		120		150		180	
	25	50	25	50	25	50	25	50	25	50	25	50	25	50
0,6	1,0 / 0	2,0 / 0	0,65 / 1,25	1,3 / 2,5	0,25 / 2,15	0,5 / 4,3	1,5 / 2,5	3,0 / 5,0	2,7 / 1,15	4,4 / 4,3	3,6 / 1,25	7,2 / 2,5	4,0 / 0	8,00 / 0
0,7	0,75 / 0	1,5 / 0	0,4 / 1,25	0,8 / 2,5	0,5 / 2,15	1,0 / 4,3	1,75 / 2,5	3,5 / 5,0	3,0 / 2,15	6 / 4,3	3,9 / 1,25	7,8 / 2,5	4,25 / 0	8,5 / 0
0,8	0,5 / 0	1,0 / 0	0,15 / 1,25	0,3 / 2,5	0,7 / 2,15	1,4 / 4,3	2,0 / 2,5	4,0 / 5,0	3,2 / 2,15	6,4 / 4,3	4,1 / 1,25	8,2 / 2,5	4,5 / 0	9,0 / 0
0,9	0,25 / 0	0,5 / 0	0,4 / 1,25	0,8 / 2,5	0,75 / 2,15	1,5 / 4,3	2,2 / 2,5	4,4 / 5,0	3,5 / 2,15	7,0 / 4,3	4,4 / 1,25	8,8 / 2,5	4,75 / 0	9,5 / 0

Uwaga: - w liczniku podane są wartości σ_{x_α}, w mianowniku - σ_{y_α}
- wartości σ_{x_α} i σ_{y_α} podane są w km.

Z powyższych wzorów i załączonej tabeli wynika, że błędy naprowadzania są wprost proporcjonalne do promienia zakrętu samolotu myśliwskiego. W związku z tym dokładność naprowadzania ze wzrostem wysokości i prędkości lotu zmniejsza się. Poważny wpływ na dokładność naprowadzania wywiera początkowa różnica kursów α .

d/ Wpływ niedokładnego utrzymania warunków zakrętu

Nieutrzymanie przez pilota podczas wykonywania zakrętu ustalonej prędkości lotu i kąta przechyłu, jak wiadomo, powoduje powstanie błędów w wielkości promienia zakrętu /Δ R/. Na przykład, jeżeli samolot myśliwski powinien był wykonać zakręt o promieniu R i zakończyć ten zakręt w punkcie K /rys. 3.6/, to w przypadku zaistnienia błędu R zakręt zostanie zakończony w punkcie K_1.



Rys. 3.6. Określanie Δ R

Oprócz tego zmiana promienia zakrętu wpływa na czas zakrętu, co z kolei powoduje, że cel w chwili zakończenia zakrętu znajduje się nie w punkcie C, a w punkcie C_1.

Błędy naprowadzania powstałe na skutek niedokładnego utrzymania warunków zakrętu można określić, różniczkując równanie /3.5/ względem R. Otrzymamy:

$$\left.\begin{aligned} \sigma_{\alpha R} &= \left[n\,/\alpha_k - \alpha/ - /\sin\alpha_k - \sin\alpha/\right]\sigma R \\ \sigma_{yR} &= /\cos\alpha_k - \cos\alpha/\sigma R \end{aligned}\right\} \qquad /3.7/$$

gdzie: σR - średnie kwadratowe odchylenie w utrzymaniu przez pilota ustalonego promienia zakrętu.

Z teorii manewrowania wiadomo, że błąd ten może być obliczony za pomocą wzoru:

$$\sigma R = \frac{R\,V_m^2}{g\,tg\beta}\sqrt{\delta V_m^2 + /\frac{\sigma\beta}{\sin 2\beta}/^2} \qquad /3.8/$$

gdzie: β - ustalony kąt przechyłu samolotu myśliwskiego podczas wykonywania zakrętu;

$$-\ \delta V_m = \frac{\sigma V_m}{V_m}$$

Błąd σ R jest zależny od prędkości lotu i kąta przechyłu, a głównie od dokładności utrzymania kąta przechyłu. Praktycznie błąd nieutrzymania przez pilota nakazanego kąta przechyłu $\sigma\beta$ waha się w przedziale 2^o-3^o, a względny błąd nieutrzymania nakazanej prędkości δV_m jest bardzo mały i nie przekracza 0,1%.

Przy określonej dokładności utrzymania wielkości zakrętu błędy naprowadzania /3.7/ zależne są od wielkości kąta zakrętu $/\alpha_K - \alpha/$.

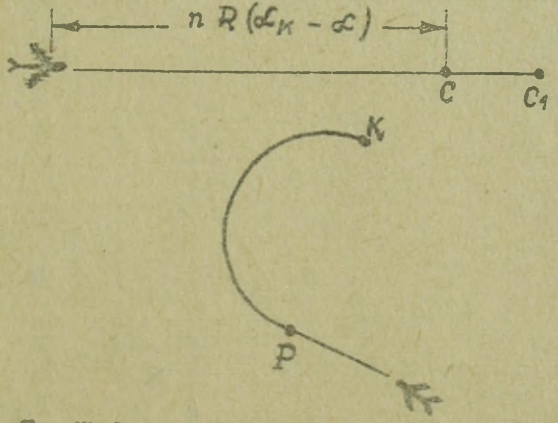
W poniższej tabeli podane są wartości błędów naprowadzania dla warunków: n=0,8; V_m = 1800 km/h; $\beta = 60^\circ$; $\alpha_K = 0$; R = 1,2 km.

Tabela 5

α°	σ_{x_R}, km	σ_{y_R}, km
90	2,7	1,2
180	3,0	2,4

e/ Wpływ niedokładnego określenia prędkości lotu celu

Jeżeli prędkość lotu celu została określona z błędem, to do chwili wyjścia samolotu myśliwskiego w punkt K /rys. 3.7/ cel przeleci pewną drogę większą lub mniejszą od wartości równej n R $/\alpha_K - \alpha/$ i znajdzie się nie w punkcie C, a w punkcie C_1.



Rys.3.7. Wpływ prędkości lotu celu

Powstałe błędy naprowadzania można określić za pomocą wzorów:

$$\left.\begin{aligned} \delta x_{V_c} &= n\,R\,/\alpha_k - \alpha/\,\delta V_c \\ \delta y_{V_c} &= 0 \end{aligned}\right\} \qquad /3.9/$$

gdzie: $\delta V_c = \frac{\delta V_c}{V_c}$ - względne średnie kwadratowe odchylenie błędu określenia prędkości celu.

Podczas naprowadzania z ekranu wskaźnika okrężnej obserwacji wartość błędu δV_c waha się w przedziale 0,1-0,15.

Należy zaznaczyć, że w tym wypadku powstają tylko błędy naprowadzania w odległości, a błędy naprowadzania w odstępie są równe zeru. Wielkość błędu δx_{V_c} jest wprost proporcjonalna do promienia i kąta zakrętu.

A oto tabela wartości błędu naprowadzania δx_{V_c} w zależności od R, n i $/\alpha_k - \alpha/^{\circ}$ dla $\delta V_c = 0{,}1$.

Tabela 6

$(\alpha_k - \alpha)^\circ$ / R, km / n	0		30		60		90		120		150		180	
	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50
0,6	0	0	0,63	1,5	1,25	3,1	2,1	5,2	2,5	6,4	3,1	7,9	3,8	9,4
0,7	0	0	0,73 km	1,8 km	1,45	3,7	2,4	6,1	2,9	7,3	3,7	9,2	4,4	11,1
0,8	0	0	0,84 km	2,1 km	1,67	4,2	2,8	7,0	3,35	8,4	4,2	10,0	5,0	12,5
0,9	0	0	0,94 km	2,4 km	1,9	4,7	3,1	7,8	3,8	9,4	4,7	12,0	5,7	14,0

Dokładność naprowadzania. Rozkład błędów naprowadzania

W dotychczasowych rozważaniach rozpatrzone zostały główne cząstkowe błędy naprowadzania. Jeżeli założymy, że cząstkowe błędy naprowadzania są niezależne, to sumaryczne średnie kwadratowe błędy w odległości i w odstępie możemy określić przy pomocy wzorów:

$$\left.\begin{aligned} \sigma_x &= \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \sigma_{x_i}^2} \\ \sigma_y &= \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \sigma_{y_i}^2} \end{aligned}\right\} \qquad /3.10/$$

Jeżeli przyjmiemy, że:

$\sigma_x = \sigma_D$ - średnie kwadratowe odchylenie w odległości;

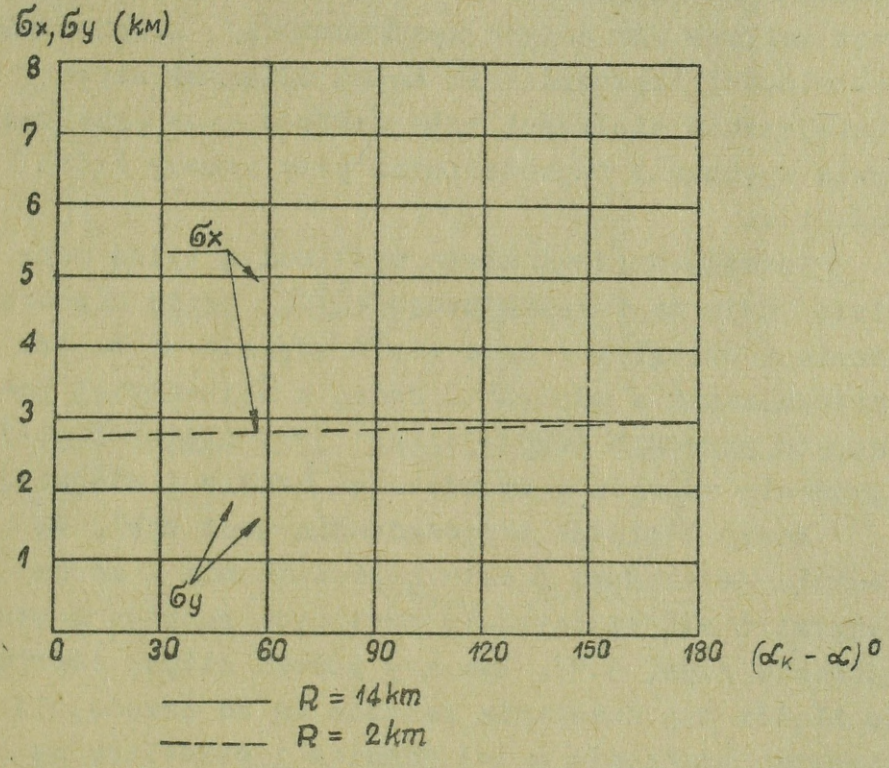
$\sigma_y = \sigma_J$ - średnie odchylenie kwadratowe w odstępie.

Otrzymamy:

$$\left.\begin{aligned} \sigma_D &= \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \sigma_{x_i}^2} \\ \sigma_J &= \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \sigma_{y_i}^2} \end{aligned}\right\} \qquad /3.11/$$

Wykres /rys. 3.8/ zawiera wartości błędów wzrokowego naprowadzania ze wskaźnika okrężnej obserwacji dla prędkości lotu myśliwca 1000 km/h i prędkości lotu celu 800 km/h. Wykres charakteryzuje zależność błędów naprowadzania od wielkości kąta zakresu /σ_k-α/ przy naprowadzaniu myśliwca w tylną półsferę celu, a także od wielkości promienia zakrętu R.

Charakterystyczne jest to, że błędy naprowadzania rosną w miarę zwiększania kąta zakrętu my-



Rys.3.8. Rozkład błędów naprowadzania

śliwca, a szczególnie przy dużych wartościach promienia zakrętu. Za czas zakrętu myśliwca błędy naprowadzania sumują się i w końcu zakrętu mogą osiągnąć prawie podwójną wartość w stosunku do tych błędów, z którymi samolot myśliwski został wypro - wadzony w punkt początku zakrętu. Dlatego też, w celu zwiększenia dokładności naprowadzania celowo jest, o ile to będzie możliwe /na małych wysoko -

ściach/, wykonywać zakręty z maksymalnie dopusz - czalnym przechyłem /przeciążeniem/. Jeśli to nie jest możliwe /na dużych wysokościach/, zwiększenie dokładności naprowadzania można osiągnąć drogą zmniejszenia wielkości kąta zakrętu - na przykład, przez wykonanie naprowadzania przy pomocy dwóch zakrętów.

Podczas naprowadzania myśliwca w tylną półsferę celu na kursach przeciwnych, błędy naprowadzania w odległości są o wiele większe od błędów naprowadzania w odstępie. Jedną z najbardziej poważnych przyczyn tego zjawiska jest niedokładność wykonania zakrętu w wyznaczonym czasie i miejscu.

Rozkład błędów naprowadzania jest taki, że dookoła ustalonego punktu naprowadzania K można wykreślić elipsę rozrzutu możliwych punktów naprowadzania /rys. 3.9/. Wymiary półosi elipsy rozrzutu błędów naprowadzania zależne są od prawdopodo - bieństwa trafienia w jej granice i określane są przez średnie kwadratowe odchylenie lub uchylenie prawdopodobne.

Z rachunku prawdopodobieństwa wiadomo, że prawdopodobieństwo trafienia w elipsę rozrzutu jest równe:

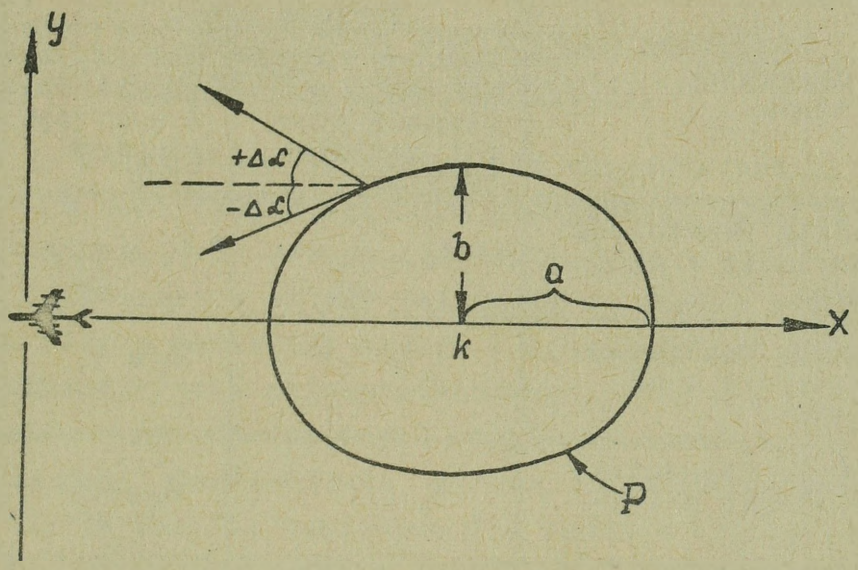
- jeżeli jako parametr gęstości grupowania przyjmiemy średnie kwadratowe odchylenie

/3.12/

$$P = 1 - e^{-\frac{c^2}{2}}$$

$$c = \sqrt{\frac{2 \log(1-P)}{\log e}}$$

gdzie: C - współczynnik określający zależność między średnim kwadratowym odchyleniem a półosiami elipsy.



Rys.3.9. Elipsa rozrzutu punktów naprowadzania

Tak więc możliwe warunki walki powietrznej można scharakteryzować przy pomocy strefy rozrzutu błędów naprowadzania. Zasadniczymi parametrami tej strefy są błędy naprowadzania w odległości, odstępie, kącie kursowym i kursie.

Tabela 7 zawiera wartości błędów naprowadzania dla półautomatycznego systemu "WP".

Ponieważ na płaskim rysunku można pokazać tylko dwa błędy, strefę rozrzutu błędów naprowadzania wykreśla się we współrzędnych prostokątnych ozna -

czonych wartościami liniowymi błędów, to znaczy w odległości i w odstępie. Błąd natomiast w kursie oznacza się liczbowo.

Tabela 7

Charakter błędu	Wartość błędu	
	Podczas naprowadzania z własnej stacji radiolokacyjnej	Podczas naprowadzania z wykorzystaniem ASPD
Średnie kwadratowe odchylenie w odległości	$\sigma_D = 1,8$ km	$\sigma_D = 2,3$ km
Średnie kwadratowe odchylenie w odstępie	$\sigma_y = 0,8$ km	$\sigma_y = 1,3$ km
Średnie kwadratowe odchylenie w kursie	$\sigma_\alpha = 5^0$	$\sigma_\alpha = 10^0$

Wymiary elipsy rozrzutu błędów naprowadzania można określić przy pomocy wzorów:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

$$a = \sigma_D \cdot C$$
$$b = \sigma_y \cdot C \qquad /3.13/$$

Elipsa rozrzutu posiada maksymalne wymiary przy prawdopodobieństwie równym jedności, to znaczy wtedy, kiedy jej półosie są odpowiednio równe trzem średnim kwadratowym odchyleniom /C = 3/.

Im większa jest dokładność naprowadzania, tym mniejsze są wymiary elipsy rozrzutu.

W każdym z punktów elipsy rozrzutu kurs myśliwca może różnić się od nakazanego, to znaczy może

występować określony kursowy błąd naprowadzania /rys. 3.9/, przy czym zakłada się, że kursowy błąd naprowadzania posiada rozkład jednostajny, to znaczy, że jednakowo prawdopodobna jest dowolna wartość tego błędu.

3.1.2. CHARAKTERYSTYKA KONIECZNYCH WARUNKÓW PROWADZENIA WALKI POWIETRZNEJ

Podstawowym kryterium dla charakterystyki i oceny koniecznych warunków prowadzenia walki powietrznej jest strefa zbliżenia.

Parametry strefy zbliżenia są ściśle związane ze strefą możliwych ataków i są zależne od możliwości wykrycia celu powietrznego przez myśliwca. Związek strefy możliwych ataków ze strefą zbliżenia jest następujący: strefa możliwych ataków określa warunki konieczne dla rażenia celu, a strefa zbliżenia warunki niezbędne dla wykonania zbliżenia i wyjścia do ataku. Każda z tych stref jest częścią przestrzeni, dlatego też na rysunku płaskim przedstawia się tylko przekrój tych stref w określonej płaszczyźnie.

Wymiary strefy możliwych ataków możemy otrzymać z odpowiednich instrukcji lub obliczyć przy pomocy znanych wzorów.

Strefa zbliżenia posiada dwa rodzaje ograniczeń:

- ograniczenia związane z możliwościami wykonania przez myśliwca manewru;

- ograniczenia związane z możliwościami wykrycia przez myśliwca celu powietrznego.

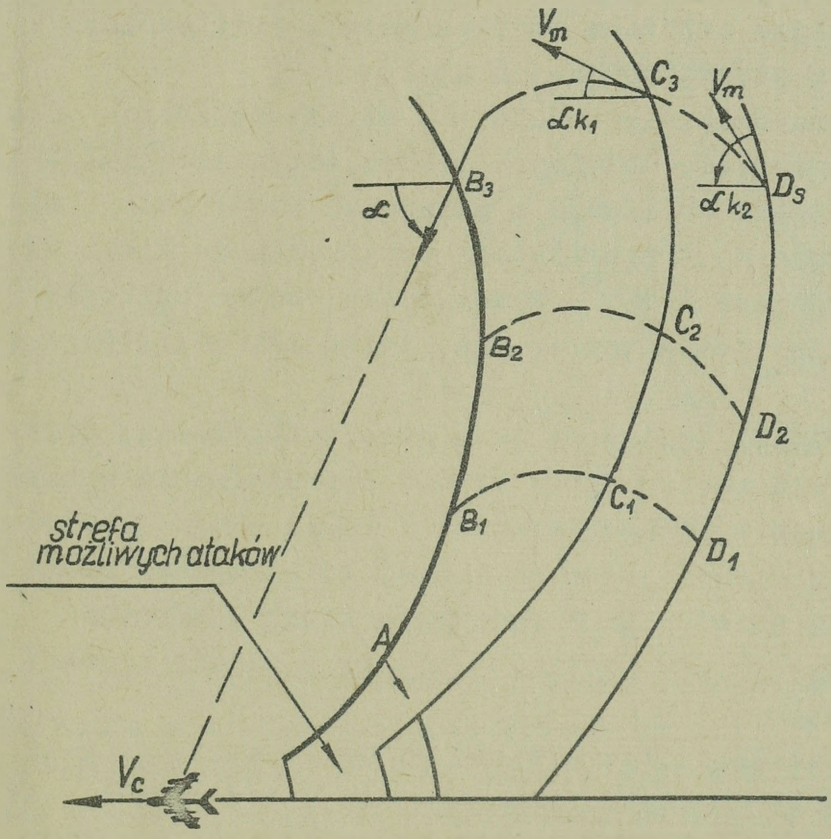
Do określenia wymiarów strefy zbliżenia potrzebne są następujące dane:
- średnia różnica kursu celu i myśliwca;
- wartości oczekiwanych błędów naprowadzania;
- kąty obserwacji wzrokowej i przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej;
- zasięg obserwacji wzrokowej i przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej;
- przypuszczalny charakter manewru celu.

Obliczenie granic strefy zbliżenia z uwzględnieniem możliwości wykonania manewru przez samolot myśliwski polega na zbudowaniu w układzie współrzędnych związanych z celem krzywych zbliżenia, odpowiadających danej metodzie zbliżenia i sposobom celowania.

Dla myśliwców wyposażonych w rakiety kierowane zezwalające na wykonanie ataków tylko z tylnej półsfery najbardziej wygodną metodą zbliżenia jest lot po krzywej pościgu.

W celu zbudowania strefy zbliżenia należy w wybranej skali wykreślić strefę możliwych ataków, albo przynajmniej strefę odpalania rakiet. Następnie należy obliczyć i wrysować graniczne tory, z których samolot myśliwski może jeszcze wyjść w strefę możliwych ataków. Dla rakiet kierowanych, zezwalających na wykonanie ataku z tylnej półsfery jako graniczne tory przyjmuje się graniczne krzywe pościgu, wykreślenie których rozpoczyna się od

granicznych,z uwagi na kąt kursowy,punktów strefy możliwych ataków /punkt A na rys. 3.10/.



Rys.3.10. Wykreślanie strefy zbliżenia

Następnie do wykreślonych krzywych pościgu dorysowuje się tory zakrętu wykonywanego przez myśliwca z maksymalnym przeciążeniem. Jeżeli teraz na otrzymanych torach oznaczymy punkty, w których różnica kursów myśliwca i celu jest równa maksymalnemu błędowi naprowadzania w kursie i połączy-

my te punkty, to otrzymamy granicę strefy zbliżenia. Strefa zbliżenia położona jest wewnątrz tych granic i jest przestrzenią, z której myśliwiec, posiadając założoną różnicę kursu, jest zdolny wyjść w strefę możliwych ataków.

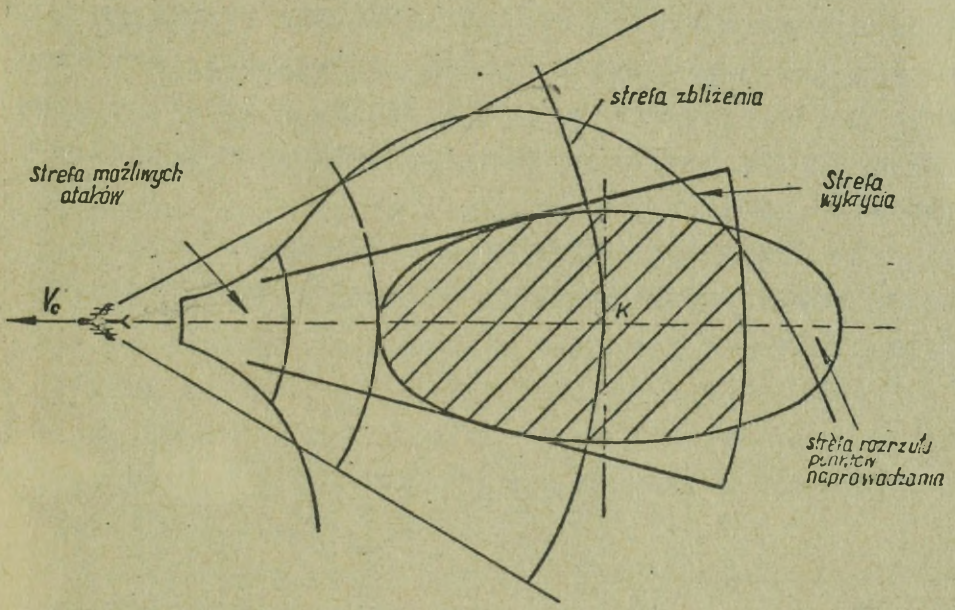
Analogicznie buduje się strefy zbliżenia dla całego zakresu możliwych błędów naprowadzania.

Strefa zbliżenia w przypadku kiedy cel nie manewruje jest symetryczna w stosunku do linii kąta kursowego = 180°. Dlatego też, można obliczać tylko jej jedną połowę, np. tylko dla zakrętów w lewo.

Jeżeli zbudujemy dwie strefy zbliżenia, obliczone dla maksymalnych błędów naprowadzania w kursie, lecz o różnych znakach / $+\Delta\alpha$i $-\Delta\alpha$/ i nałożymy te strefy jedna na drugą, to otrzymamy jakąś wspólną strefę, przy wyjściu w którą z różnymi błędami / $\pm\Delta\alpha$/ myśliwiec będzie w stanie wykonać zbliżenie.

Wspólny wpływ wymagań odnośnie wykrycia celu i wyjścia do ataku przejawia się w ten sposób, że samolot myśliwski w wyniku naprowadzania powinien znaleźć się równocześnie w strefie wykrycia i w strefie zbliżenia. Znaczy to, że koniecznym warunkiem wyjścia do ataku jest trafienie myśliwca w te części strefy wykrycia i zbliżenia, które wzajemnie się pokrywają /rys. 3.11/.

Tak więc prawdopodobieństwo wyjścia do ataku jest to prawdopodobieństwo trafienia średniego punktu naprowadzania we wspólną strefę wykrycia i zbliżenia.



Rys. 3.11. Określanie P_{at}

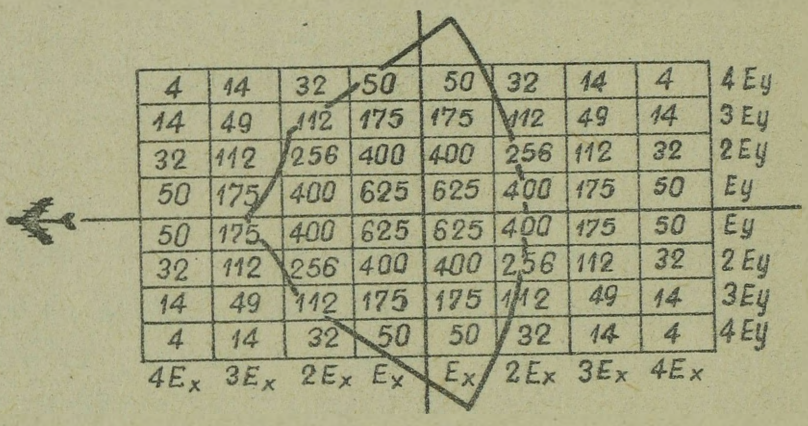
Jeżeli znamy rodzaje rozkładów błędów naprowadzania w odległości, odstępie i kursie, to prawdopodobieństwo wyjścia do ataku, jako wynik porównania strefy wykrycia i zbliżenia ze strefą rozrzutu błędów naprowadzania, można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$P_{at} = \iiint_{DJ\alpha} f(D) f(J) f(\alpha)\, dD\, dJ\, d\alpha \qquad /3.14/$$

Najbardziej prostym sposobem jest graficzne całkowanie. Wykresami dla określenia prawdopodobieństwa wyjścia do ataku są rysunki stref wykrycia i zbliżenia oraz strefy rozrzutu punktów naprowadzania /rys. 3.11/.

Określenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku dla różnych warunków wykonuje się przez obliczenie prawdopodobieństwa trafienia średniego punktu naprowadzania w ogólną powierzchnię utworzoną przez strefę wykrycia zbliżenia, wykrycia i rozrzutu błędów naprowadzania /zakreskowana powierzchnia na rys. 3.11/.

Do obliczenia prawdopodobieństwa wyjścia do ataku można także wykorzystać siatkę rozrzutu /rys. 3.12./.



Rys. 3.12. Określanie P_{at}

W tym celu rysuje się strefy wykrycia i zbliżenia dla błędów kursowych $\pm\Delta\varphi$. Następnie w skali rysunku na kalce według uchyleń prawdopodobnych rysuje się siatkę rozrzutu błędów naprowadzania /ΔD; ΔJ/. Środek siatki rozrzutu pokrywa się ze średnim punktem naprowadzania i przy pomocy kwadratów siatki wykonuje się obliczenie prawdopodobień-

stwa wyjścia do ataku.Przykład przedstawiony na rys. 3.12 odpowiada prawdopodobieństwu wyjścia do ataku, W_{at} = 0,72.

Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku jest najważniejszym parametrem skuteczności przechwycenia.

Dla zabezpieczenia maksymalnego prawdopodobieństwa wyjścia do ataku należy bardzo dokładnie analizować parametry zbliżenia dla danych warunków, które ogólnie rzecz biorąc, określają taktykę walki powietrznej w końcowym etapie naprowadzania. A więc na podstawie oceny prawdopodobieństwa wyjścia do ataku możemy wyciągnąć szereg wniosków taktycznych, dotyczących naprowadzania i sposobów zbliżenia myśliwca z celem.

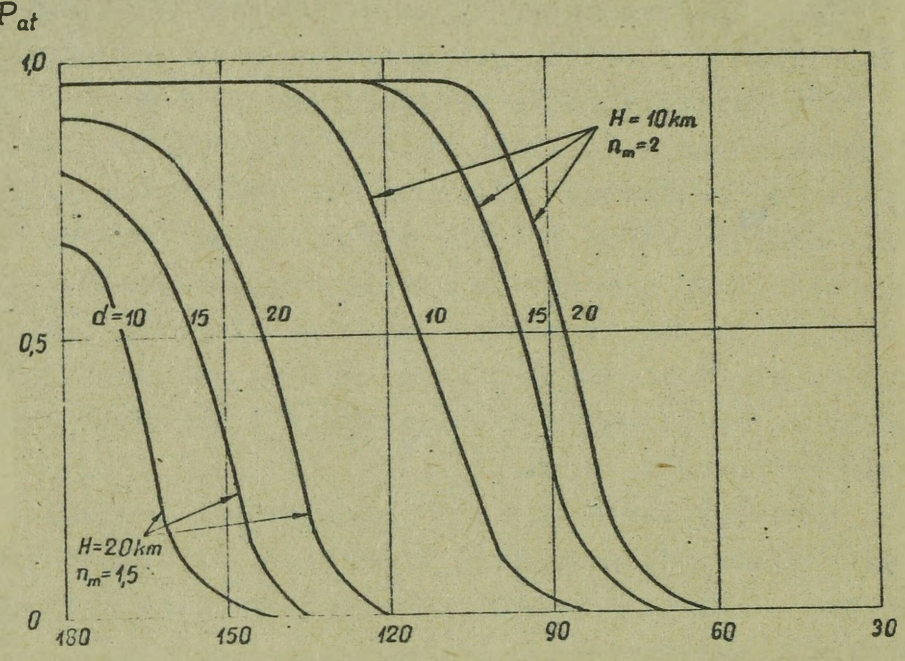
Wykonamy próbę analizy wymienionych zagadnień w odniesieniu do samolotów MiG-21 pf, w warunkach naprowadzania przy pomocy półautomatycznego systemu "WP" i wzrokowo.

Podczas naprowadzania myśliwca na cel najważniejsze są następujące parametry zbliżenia:
- optymalna odległość zbliżenia;
- optymalna prędkość zbliżenia;
- optymalny kierunek zbliżenia.

Dla analizy wymienionych parametrów możemy budować różnego rodzaju wykresy.

Rozpatrzmy wykres prawdopodobieństwa wyjścia do ataku w zależności od odległości i kąta kursowego obliczany dla następujących warunków /rys. 3.13/: V_c = 800 km/h, V_m = 1600 km/h, $\delta q = 10^o$, H = 10 i 20 km.

Na podstawie analizy wykresu można wyciągnąć bardzo ważne wnioski odnośnie parametrów naprowadzania myśliwca.



Rys.3.13. Określanie P_{at}

Z wykresu wynika, że przy określonej odległości początku zbliżenia istnieje możliwość uzyskania dużego prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, o ile naprowadzanie jest dość dokładne.

Jeżeli walka powietrzna jest prowadzona z wykorzystaniem obserwacji wzrokowej, to największe prawdopodobieństwo wyjścia do ataku ma miejsce tylko przy zerowych sylwetkach i przy niedużej prędkości zbliżania.

Na dużych wysokościach, w następstwie zmniej-

szania się rozporządzalnego przeciążenia myśliwca, prawdopodobieństwo wyjścia do ataku poważnie spada.

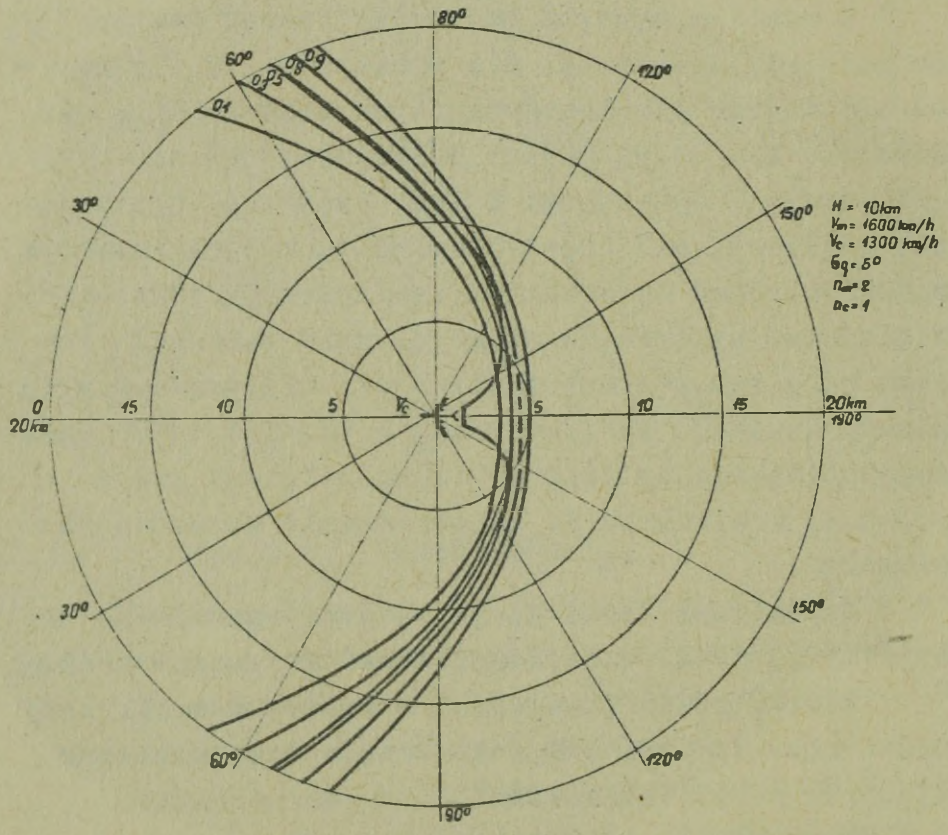
Najbardziej wygodne do analizy parametrów zbliżania są wykresy strefy zbliżenia z wrysowanymi na nich liniami jednakowych prawdopodobieństw. Tego rodzaju wykres, obliczony dla warunków: H=10 km, V_m = 1600 km/h, V_c = 1300 km/h, $\delta q = 5^o$, n_c = 1, n_m = 2. przedstawiony jest na rysunku 3,14.

Z analizy wykresu możemy wyciągnąć następujące wnioski. Jeżeli cel nie manewruje, to dla uzyskania dużego prawdopodobieństwa wyjścia do ataku samolotu MiG-21 pf należy naprowadzać go na cel pod zerowymi sylwetkami i przy prędkości zbliżenia nie większej, niż 200-300 km/godz. W tych warunkach można osiągnąć na średnich wysokościach prawdopodobieństwo wyjścia do ataku bliskie jedności. Należy przy tym, w miarę możliwości, naprowadzać przy pomocy systemu "WP", ponieważ w tym przypadku prawdopodobieństwo wyjścia do ataku zwiększa się o 0,3-0,4, w stosunku do naprowadzania wzrokowo-fonicznego.

Rozpatrzmy teraz wpływ na prawdopodobieństwo wyjścia do ataku przeciwmyśliwskiego manewru celu.

Manewr przeciwmyśliwski w zależności od prędkości kątowej celu /ω_c/ powoduje poważne zmiany wymiarów strefy zbliżenia.

Na przykład, na rys. 3.15 przedstawiona jest strefa zbliżenia, obliczona dla następujących warunków:



Rys. 3.14 Określanie P_{at}

H = 10 km, V_m = 1600 km/h, V_c = 1300 km/h, $\sigma_q = 5^o$, σ_D = 1,8 km, n_m = 2, n_c = 1,5.

Jeżeli porównamy ten wykres z wykresem /rys. 3.14/ obliczonym dla tych samych warunków, lecz bez uwzględnienia manewru celu, to stwierdzimy, że wymiary strefy zbliżania znacznie zmniejszyły się i strefa zbliżania uległa pewnej deformacji.

W wypadku, kiedy cel manewruje z dużym przeciążeniem, strefa zbliżania jeszcze bardziej zmniejsza się.

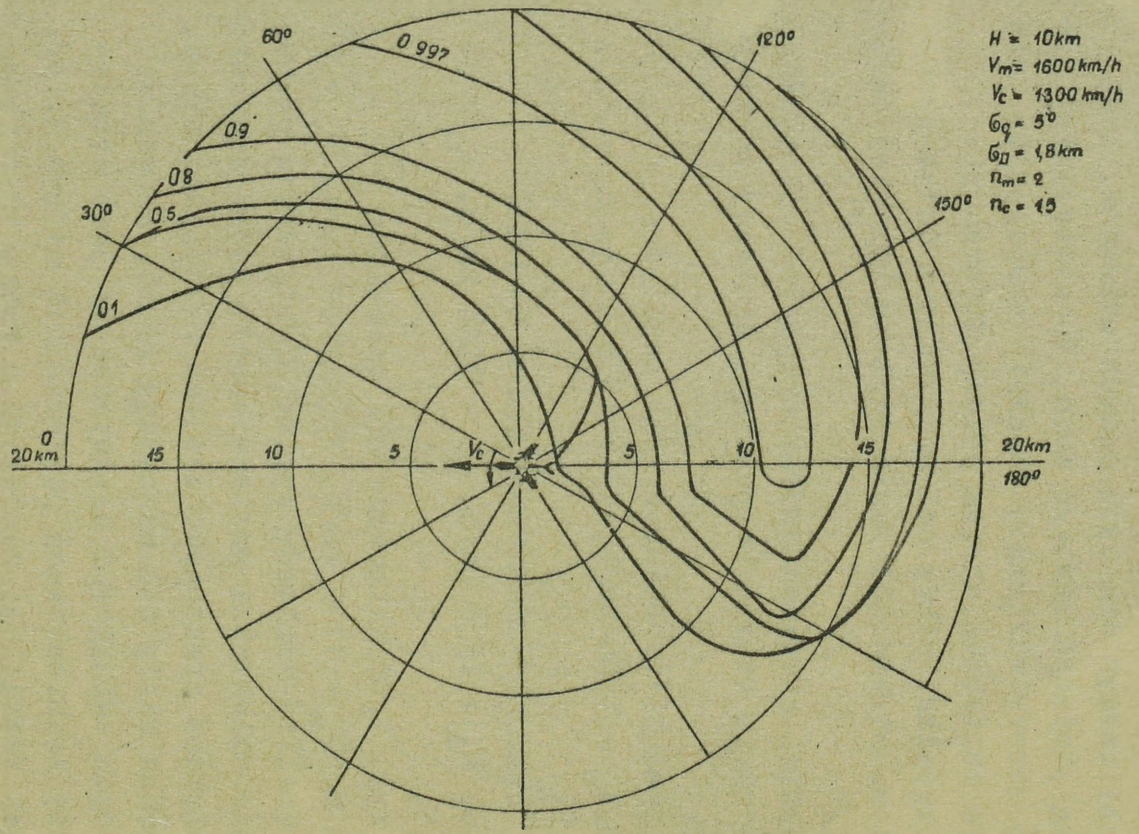
Z kolei przeanalizujemy optymalne odległości naprowadzania biorąc za podstawę następujące trzy wykresy.

Wykres rys. 3.16 obliczony dla warunków:
H=10 km, V_m = 1620 km/h, V_c = 1300 km/h, n_m = 2,0, n_c = 1,5.

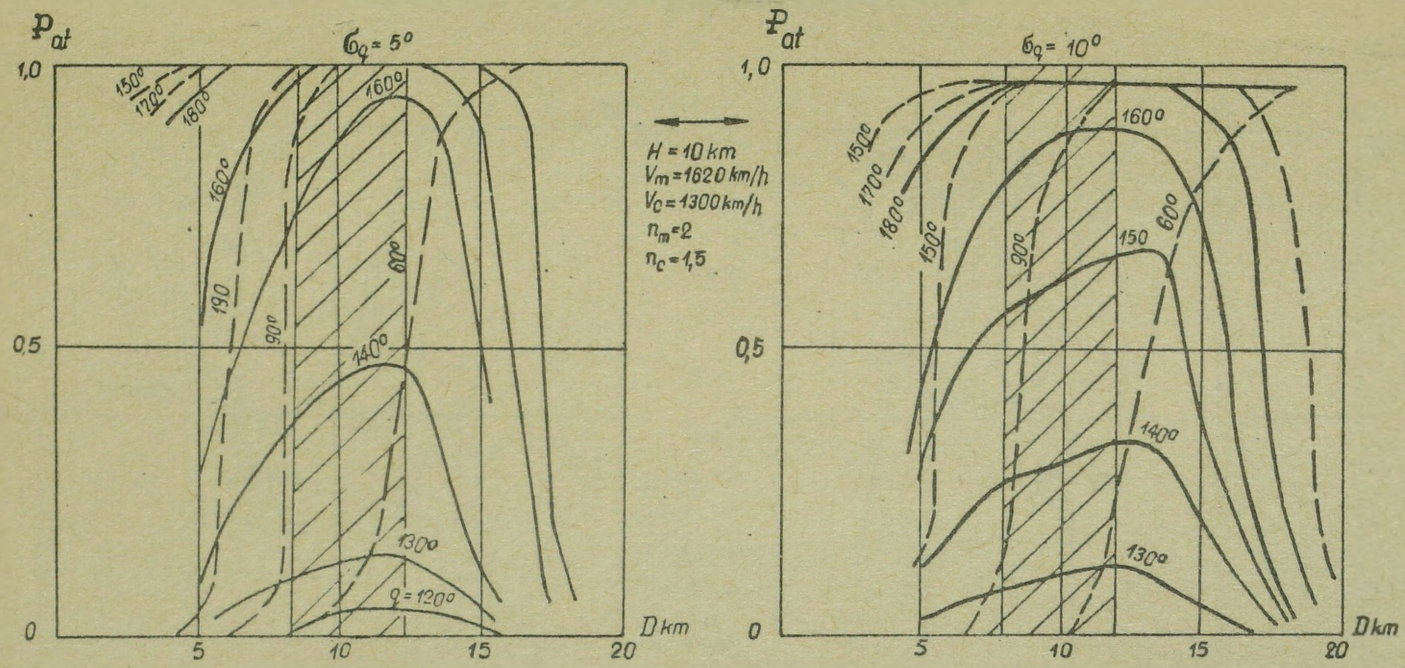
Wykres rys. 3.17 obliczony dla warunków:
H = 5 km, V_m = 1350 km/h, V_c = 1080 km/h, n_m = 3, n_c = 2,5.

Wykres rys. 3.18 obliczony dla warunków:
H = 500 m, V_m = 1100 km/h, V_c = 1000 km/h, $\sigma_q = 5^o$.

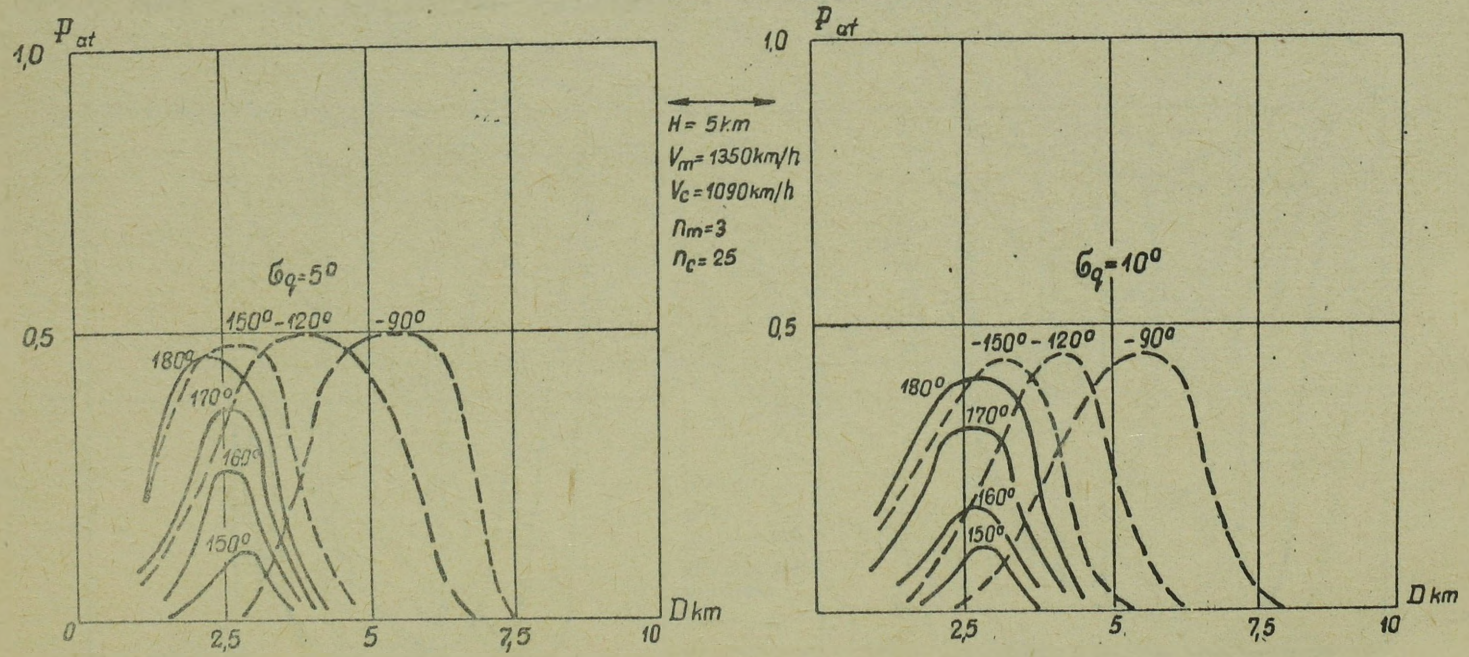
Z analizy wykresów wynika, że istnieją pewne optymalne odległości naprowadzania, które zapewniają największe prawdopodobieństwo wyjścia do ataku. W przypadku kiedy cel manewruje słabo, przedział optymalnych odległości naprowadzania jest stosunkowo duży /zakreskowana powierzchnia na rys.3.16/. Natomiast jeżeli cel manewruje z dużym przeciążeniem, przedział optymalnych odległości naprowadzania dla danego kąta kursowego i danej dokładności naprowadzania znacznie zawęża się /rys. 3.17/.



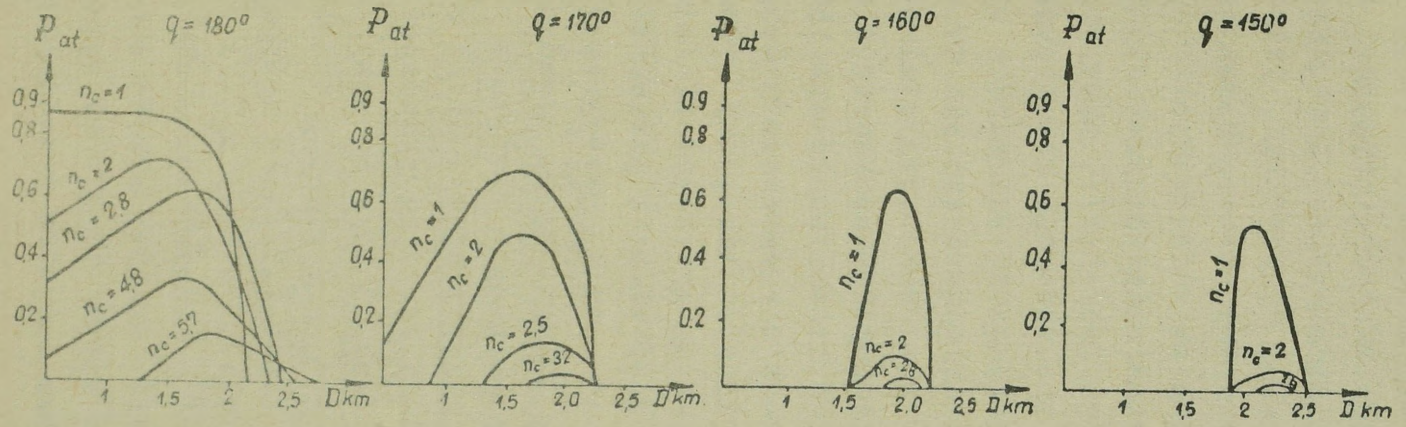
Rys. 3.15. Określanie P_{at}



Rys. 3.16. Optymalne odległości naprowadzania



Rys. 3.17. Optymalne odległości naprowadzania



Rys. 3.18. Optymalne odległości naprowadzania

Oprócz tego wartość optymalnej odległości naprowadzania w dużym stopniu jest zależna od charakteru manewru celu. Na przykład, jeżeli cel wykonuje manewr prawidłowy /kierunek manewru celu jest zgodny z kierunkiem manewru myśliwca/, to optymalna odległość naprowadzania jest równa 2÷2,5 km /ciągłe linie na rys. 3.17/, przy czym odległość naprowadzania nie może być ani większa, ani mniejsza od podanego przedziału, gdyż w przeciwnym przypadku prawdopodobieństwo wyjścia do ataku znacznie zmniejsza się. Ale nawet przy tej odległości naprowadzania prawdopodobieństwo wyjścia do ataku w przedziale kątów kursowych równym 150-180° jest stosunkowo małe i nie przekracza 0,5.

Jeżeli myśliwiec taktyczny wykona manewr nieprawidłowy, wówczas prawdopodobieństwo wyjścia do ataku również jest równe w przybliżeniu 0,5 /na rys. 3.16 i 3.17 - linie przerywane/. W tym wypadku zmienia się jedynie tylko przedział możliwych odległości naprowadzania /zwiększa się/.

Wielkość przeciążenia podczas manewru celu wywiera bardzo duży wpływ na prawdopodobieństwo wyjścia do ataku /rys. 3.18/. Na przykład, jeżeli przy $q = 180^{\circ}$ i $n_c = 2$ prawdopodobieństwo wyjścia do ataku jest równe 0,7 /przy optymalnej odległości naprowadzania/, to przy $n_c = 4$ prawdopodobieństwo wyjścia do ataku zmniejsza się do 0,3.

Na podstawie analizy przytoczonych wykresów można określić wpływ odległości wykrycia. Odległość wykrycia wywiera wpływ na prawdopodobieństwo wyj-

ścia do ataku tylko w przypadku kiedy cel manewruje słabo i na średnich wysokościach lotu celu, gdzie optymalna odległość naprowadzania posiada dużą wartość.

Podczas atakowania celu manewrującego z dużym przeciążeniem, a zwłaszcza na małych wysokościach, optymalna odległość naprowadzania posiada wartość rzędu 2-3 km. W związku z tym odległość wykrycia w zasadzie nie ma wpływu na prawdopodobieństwo wyjścia do ataku, ponieważ w tym przypadku konieczne jest bardzo dokładne naprowadzenie i uzyskanie zaskoczenia podczas ataku.

Z przeprowadzonej próby analizy prawdopodobieństwa wyjścia do ataku wynika wniosek, że w ten sposób możemy wstępnie ocenić skuteczność przechwycenia.

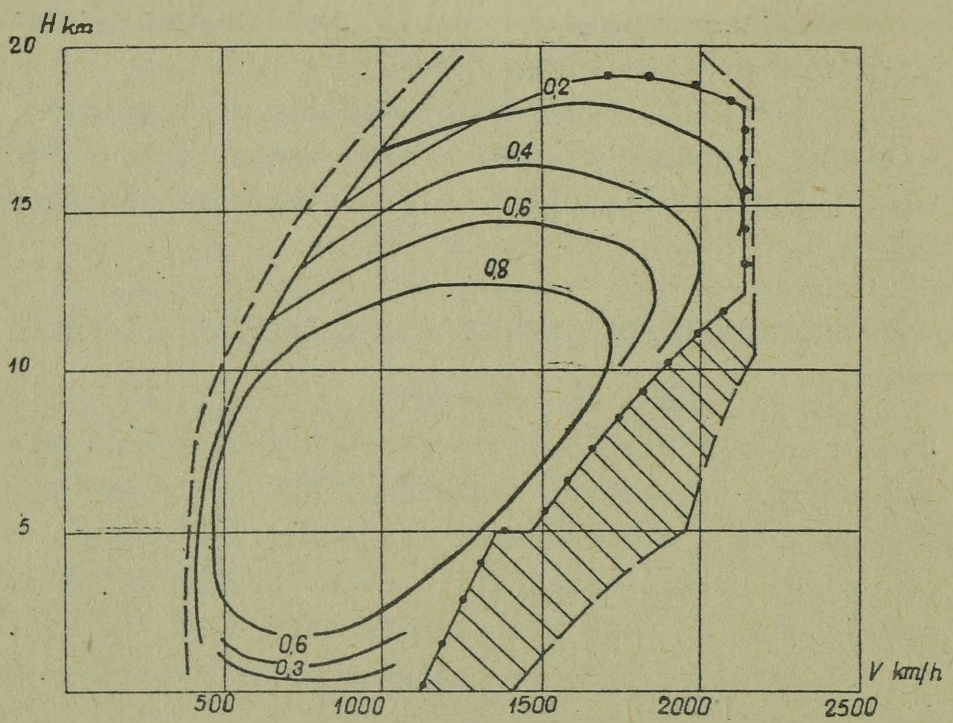
3.1.3. Określanie prawdopodobieństwa przechwycenia

Jeżeli znane są wartości P_{wykr}, P_{at}, $W_{raż}$ i K, to określenie prawdopodobieństwa przechwycenia nie przedstawia większych trudności. Należy tylko zaznaczyć, że w obliczeniach nie brano pod uwagę aktywnego przeciwdziałania celu. Jeżeli natomiast uwzględnimy ogniowe przeciwdziałanie celu, to wzór na obliczenie prawdopodobieństwa przechwycenia będzie posiadał następującą postać:

$$P_p = P_{wykr} \cdot P_{at} \left/1 - W_{raż_m}\right/ \cdot W_{raż} \cdot K \qquad /3.15/$$

gdzie: $W_{raż_m}$ - prawdopodobieństwo rażenia myśliwca przez cel powietrzny.

Wyniki obliczeń prawdopodobieństwa przechwycenia najlepiej jest przedstawić w postaci wykresów, w zależności od wysokości i prędkości lotu myślica i celu. Przykład takiego wykresu podany jest na rys. 3.19.



Rys.3.19. Wykres do określenia prawdopodobieństwa przechwycenia

3.2. Uproszczona analityczna metoda określania skuteczności przechwytywania

Wiemy już, że prawdopodobieństwo wyjścia do ataku jest zależne od wielu czynników takich, jak: dokładność naprowadzania, manewrowe możliwości samolotu myśliwskiego, prędkość zbliżenia z celem, wymiary strefy możliwych ataków, kierunek zbliżenia z celem, sposób zbliżenia itp.

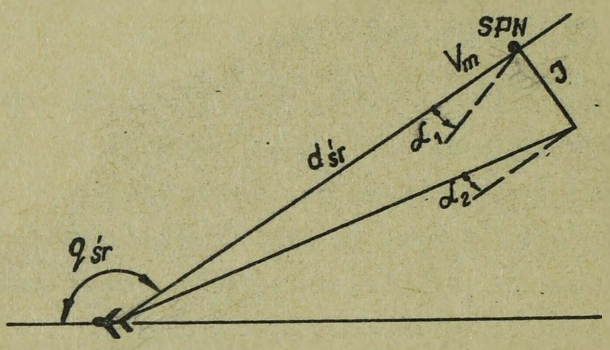
Dokładne uwzględnianie wszystkich możliwych czynników komplikuje analityczne określenie prawdopodobieństwo wyjścia do ataku.

Dla ułatwienia obliczeń można przyjąć następujące założenia:

- samolot myśliwski jest naprowadzany z ziemi i rozpoczyna zbliżanie w wąskim sektorze z tyłu lub z przodu celu /sylwetka celu nie przekracza 1/4/;
- po wykryciu celu największą trudność dla pilota stanowi poprawienie błędów w położeniu samolotu myśliwskiego względem kierunku α_a/w azymucie/;
- błąd w kierunku /w azymucie/ poprawiany jest natychmiast po wykryciu celu przez wykonanie energicznego dowrotu w kierunku celu;
- po poprawieniu błędów w kierunku pilot zbliża się do celu po krzywej pościgu lub po krzywej celowania z niewielkim kątem wyprzedzenia.

Rozpatrzmy metodykę określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku z uwzględnieniem przyjętych założeń;

a/ określamy wielkość błędu względem kierunku α_a, który należy poprawić po wykryciu przez pilota celu.



Rys.3.20. Uproszczona metoda obliczania P_{at}

Załóżmy, że samolot myśliwski naprowadzany jest z ziemi w średni punkt naprowadzania /ŚNP/, który jest położony względem celu na średniej odległości $d_{śr}$ i pod kątem kursowym $q_{śr}$ /rys. 3.20/. Jeżeli samolot myśliwski w końcowym etapie naprowadzania znajdzie się dokładnie w tym punkcie, to na skutek błędu naprowadzania w kursie wektor prędkości lotu nie będzie skierowany na cel, a z błędem α_1. Wielkość tego błędu charakteryzuje się średnim kwadratowym odchyleniem Θ_α.

Oprócz tego powstaje dodatkowy błąd w kierunku α_2, którego przyczyną są błędy naprowadzania w odstępie /J/. Wielkość tego błędu charakteryzuje się średnim kwadratowym odchyleniem naprowadzania w odstępie. Z rysunku 3.20 wynika, że wielkość tego dodatkowego błędu jest równa:

$$tg\alpha_2 = \frac{J}{d_{śr}} \qquad /3.16/$$

lub uwzględniając to, że kąt α_2 jest bardzo mały:

$$\alpha_1 \approx \frac{J}{d_{sr}} \qquad /3.17/$$

Zakładamy, że wielkości przypadkowe α_1 i α_2 są niezależne, a zatem ich ogólna wariancja jest równa sumie wariancji składników. Wobec tego błąd sumaryczny wyrażony przez średnie kwadratowe odchylenie rozrzutu względem kierunku /azymutu/, który pilot będzie musiał poprawić po wykryciu celu określimy za pomocą wzoru:

$$\sigma_\alpha = \sqrt{\sigma_\alpha^2 + \left(\frac{\sigma_y}{d_{sr}}\right)^2} \qquad /3.18/$$

b/ Określamy wielkość kąta, o który pilot będzie w stanie wykonać zakręt na danym typie samolotu po wykryciu celu, aż do wyjścia na maksymalną odległość odpalania rakiet D_{maks}.

W czasie to wyniesie:

$$t = \frac{d_{śr} - D_{maks}}{V_{zbl}} \qquad /3.19/$$

W tym czasie pilot będzie w stanie wykonać zakręt z prędkością kątową ω_m o kąt α:

$$\alpha = \omega_m \cdot t \qquad /3.20/$$

Po podstawieniu do wyprowadzonego wzoru wartości prędkości kątowej $\omega_m = \frac{g\sqrt{n_m^2 - 1}}{V_m}$ i czasu zakrętu t otrzymamy:

$$\alpha = \frac{(d_{sr} - D_{maks})\, g \sqrt{n_m^2 - 1}}{V_{zbl} \cdot V_m} \qquad /3.21/$$

c/ Określamy wartość prawdopodobieństwa wyjścia do ataku. Po obliczeniu sumarycznego błędu naprowadzania w kierunku i kącie, o który pilot będzie w stanie wykonać zakręt, a także zakładając, że błędy naprowadzania samolotu myśliwskiego posiadają rozkład normalny, możemy określić prawdopodobieństwo tego, że samolot myśliwski będzie w stanie wyjść w strefę możliwych ataków:

$$P_{at} = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{\alpha}{\sigma_\alpha}} e^{-\frac{t^2}{2}} dt \qquad /3.22/$$

Otrzymana całka jest znana jako funkcja Laplace'a /tabela załącznik 1/.

$$P_{at} = \Phi\left[\frac{\alpha}{\sigma_\alpha}\right] \qquad /3.23/$$

Przykład: Znane są następujące warunki przechwycenia:

$d_{śr} = 7$ km; $D_{max} = 5$ km; $n_m = 1,6$;

$V_m = 500$ m/s; $V_c = 400$ m/s; $\sigma_\alpha = 10^o$,

$\sigma_J = 2$ km

Należy obliczyć P_{at}.

Rozwiązanie 1. Określamy wartość σ_α w rad:

$$\sigma_\alpha = \frac{10^o}{57,3} = 0,175$$

2. Obliczamy wartość $\frac{\sigma_J}{d_{śr}}$:

$$\frac{\sigma_J}{d_{śr}} = \frac{2000}{7000} = 0,286$$

3. Obliczamy błąd sumaryczny w kierunku:

$$\sigma_a = \sqrt{0,172^2 + 0,286^2} = \sqrt{0,1125} = 0,336$$

4. Obliczamy parametr $\frac{\alpha}{\sigma_a}$:

$$\frac{\alpha}{\sigma_a} = \frac{/7000-5000/9,8 \cdot \sqrt{1,6^2 - 1}}{500\ /500-400/\ 0,336} = 1,45$$

5. Określamy z tabeli wartość prawdopodobieństwa wyjścia do ataku

$$P_{at} = \Phi\left[1,45\right] = 0,853$$

3.3. Metodyka określania skuteczności przechwytywania podczas samodzielnego poszukiwania i niszczenia celów powietrznych przez samoloty myśliwskie

Dość często za kryterium oceny efektywności samodzielnego poszukiwania przyjmuje się prawdopodobieństwo wykrycia celu powietrznego.

Prawdopodobieństwo wykrycia jest wskaźnikiem cząstkowym, który nie w pełni charakteryzuje możliwości bojowe samolotów myśliwskich. Ten wskaźnik może być brany pod uwagę podczas organizacji lub oceny rezultatów rozpoznania celów powietrznych.

Dla należytej organizacji działań bojowych, określenia potrzebnej ilości sił i wyboru optymalnych warunków wykonania samodzielnego poszukiwania należy znać prawdopodobieństwo przechwytywania celów w rejonie poszukiwania.

Dlatego też, podobnie jak podczas naprowadzania z ziemi, należy przede wszystkim określić praw-

dopodobieństwo wyjścia do ataku po to, by korzystając z zawczasu przygotowanych wartości $W_{raż}$, można było określić prawdopodobieństwo przechwycenia.

Wiadomo, że samodzielne poszukiwanie może być wykonywane w warunkach, kiedy posiadamy pewną, może nieco zdezaktualizowaną informację o locie celu i w warunkach kiedy takiej informacji w ogóle nie ma. Zależnie od tych warunków zmienia się taktyka i odpowiednio metody oceny skuteczności samodzielnego poszukiwania.

3.3.1. Skuteczność samodzielnego poszukiwania w warunkach braku informacji o locie celów

Samodzielne poszukiwanie można przyrównać do procesu przypadkowego, czyli poszukiwania przypadkowego.

Wiadomo, że w wypadku poszukiwania przypadkowego prawdopodobieństwo wykrycia nie mniej niż jednego celu określa się za pomocą wzoru:

$$P_{wykr} = 1 - e^{-\frac{S_1}{S_2} N_c} \qquad /3.24/$$

gdzie: S_1 - powierzchnia przeszukiwana przez samoloty myśliwskie w rejonie poszukiwania;

S_2 - powierzchnia rejonu poszukiwania o długości /głębokości/ L_a i szerokości L_b;

N_c - ilość celów w rejonie poszukiwania.

Powierzchnia przeszukiwania przez samoloty myśliwskie w rejonie poszukiwania jest równa:

$$S_1 = l_{wykr} \cdot V_{zbl} \cdot t_p \qquad /3.25/$$

gdzie: l_{wykr} - rzut strefy poszukiwania na prostopadłą do wektora względnej prędkości zbliżania V_{zbl};

t_p - efektywny czas poszukiwania, to znaczy czas, w ciągu którego cele znajdują się w rejonie poszukiwania. Wspomniany czas, przy długości rejonu poszukiwania L_a jest równy:

$$t_p = \frac{L_a}{V_c} \qquad /3.26/$$

V_{zbl} - względna prędkość zbliżania samolotu myśliwskiego z celem. Jej wartość jest równa:

$$V_{zbl} = \sqrt{V_m^2 + V_c^2 - 2 V_m V_c \cos\alpha} \qquad /3.27/$$

gdzie: α - różnica kursów lotu samolotu myśliwskiego i celu.

Podstawiając do wzoru /3.24/ wartości S_1 i S_2, a także uwzględniając równania /3.26/ i /3.27/ oraz zakładając, że $\frac{V_m}{V_c} = m$ ostatecznie otrzymamy:

$$P_{wykr} = 1 - e^{-\frac{l_{wykr}\sqrt{(1 + m^2 - 2m\cos\alpha)}\, N_c}{L_b}} \qquad /3.28/$$

Za pomocą tego wzoru można, dla konkretnych warunków poszukiwania, określić prawdopodobieństwo tego, że samolot myśliwski wykryje nie mniej niż jeden cel.

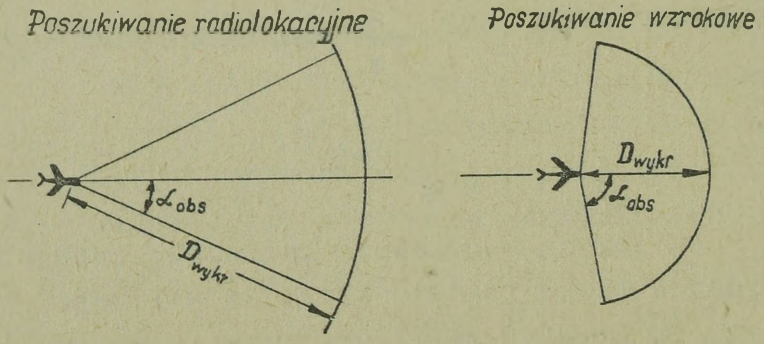
Jeżeli do wyprowadzonego wzoru zamiast l_{wykr} podstawimy l_{at}, to znaczy rzut strefy skutecznego zbliżenia na prostopadłą do wektora względnej prędkości ruchu celu, to można określić prawdopodobieństwo wyjścia do ataku.

$$P_{at} = 1 - e^{-\frac{l_{at}\sqrt{(1 + m^2 - 2m\cos\alpha)}}{l_b}} \qquad /3.29/$$

Wyprowadzone wzory /3.28/ i /3.29/ wykorzystywane są do określania skuteczności poszukiwania z uwzględnieniem prawdopodobieństwa rażenia celu i współczynnika niezawodności /patrz wzór 2.2/.

Dla określenia l_{wykr} i l_{at} należy znać wymiary strefy wykrycia celu przez samolot myśliwski i strefy skutecznego zbliżenia.

Wykreślenie strefy wykrycia nie jest trudne. Dla konkretnych warunków poszukiwania /typ samolotu myśliwskiego, wysokość lotu, typ celu/ wykreśla się strefę względem samolotu myśliwskiego z uwzględnieniem odległości wykrycia i sektora obserwacji. Przykłady tego rodzaju stref pokazane są na rys. 3.21.



Rys.3.21. Strefy wykrycia

4.2

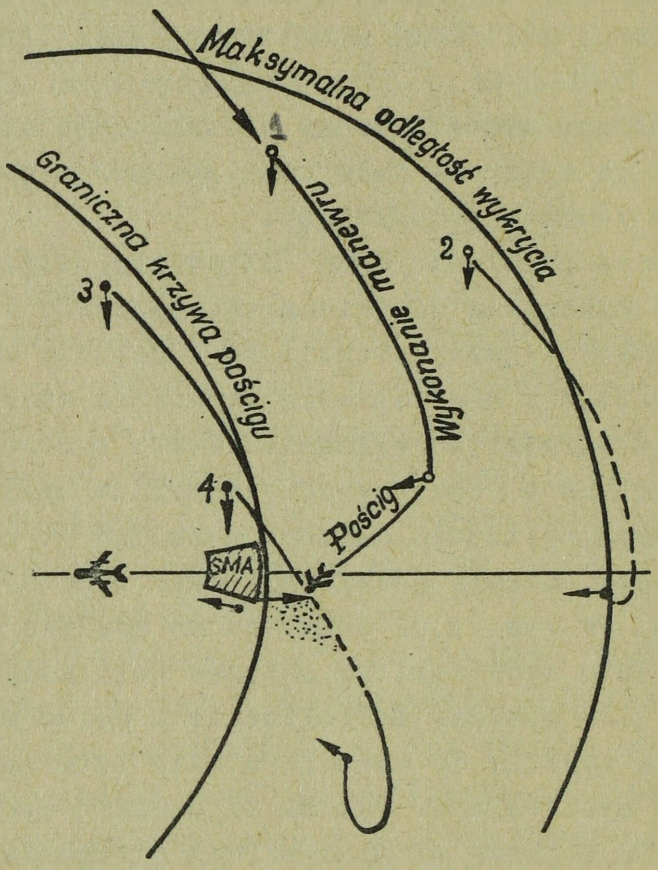
Znacznie trudniejsze jest wykreślenie strefy skutecznego zbliżenia samolotu myśliwskiego z celem.

Podczas samodzielnego poszukiwania samolot myśliwski po wykryciu celu może znaleźć się względem niego w różnych położeniach.

Pewne położenia będą stwarzały pilotom możliwości wykonania odpowiedniego manewru, w celu zajęcia dogodniejszej pozycji do odpalania rakiet, inne położenia nie zapewnią wykonania ataku. Przyczyn wykluczających wykonanie ataku może być wiele. Oto niektóre z nich: wyjście samolotu myśliwskiego w procesie zbliżenia na zbyt małe lub na zbyt duże odległości, utrata obserwacji celu podczas zbliżenia itp. Na rys. 3.22 pokazane są możliwe fazy lotu samolotu myśliwskiego podczas zbliżania z celem. Z rys. 3.22 wynika, że zbliżenie z celem po torze 1 zapewnia wyjście do ataku. Podczas lotu po trasie 2 samolot myśliwski po wykonaniu manewru wychodzi na odległość większą od maksymalnej odległości wykrycia i traci cel z obserwacji.

Tor lotu 3 również nie zapewnia wyjścia do ataku ponieważ przejście samolotu myśliwskiego na krzywe zbliżenia wykonane jest ze zbyt małej odległości.

Podczas zbliżenia po torze 4 cel wychodzi poza granice kąta obserwacji i pilot traci go z pola widzenia, a więc nie jest w stanie kontynuować zbliżenia.



Rys.3.22. Możliwe warianty torów zbliżenia /linie przerywane - zerwanie zbliżenia/

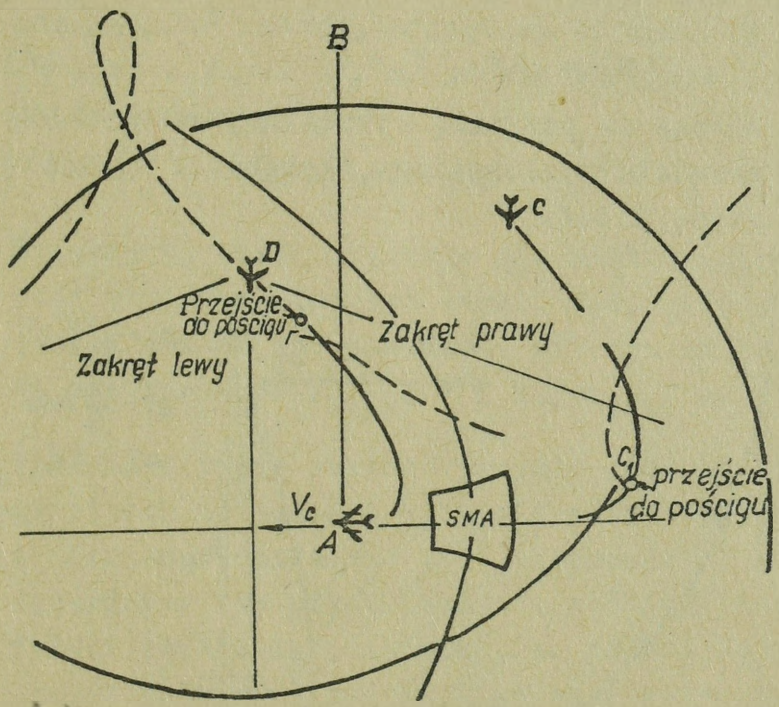
4.3

A zatem dla określenia prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, należy w sektorze wykrycia celu wydzielić strefę, z której samolot myśliwski po wykryciu celu będzie w stanie wykonać atak.

Kolejność wykreślenia strefy skutecznego zbliżenia jest następująca:

a/ Na arkuszu papieru wykreśla się w odpowiedniej skali /np. 1 cm = 2 km/ graniczne krzywe zbli -

żenia i maksymalną odległość wykrycia względem celu /rys. 3.23/. Wybiera się różnicę kursów, dla której ocenia się skuteczność przechwytywania /np. $\alpha = 90^{o}$/ i na tym samym rysunku wykreśla się pod kątem 90^{o} do wektora prędkości lotu celu pomocniczą linię AB. Od razu ustalamy, że z prawej strony od tej linii samolot myśliwski będzie musiał po wykryciu celu wykonać zakręt prawy, z lewej strony - lewy.



Rys. 3.23. Określanie strefy skutecznego zbliżenia

b/ Wykreśla się tor zakrętu samolotu myśliwskiego we względnym układzie współrzędnych /cykloi-

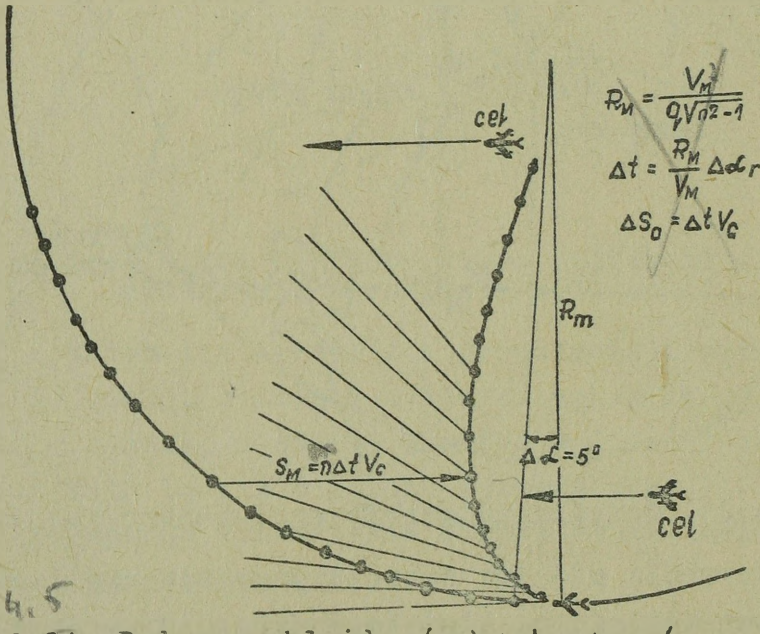
da/ dla założonych warunków przechwytywania: V_m, V_c, n_m.

Kolejność wykreślenia cykloidy zakrętu jest następująca:

- wykreślić okrąg zakrętu samolotu myśliwskiego w wybranej zawczasu skali;
- podzielić ten okrąg na m równych części;
- obliczyć czas zakrętu samolotu myśliwskiego Δt dla jednej części okręgu;
- obliczyć odległość jaką przebywa cel na czas Δt

$$\Delta S_c = \Delta t \cdot V_c \qquad /3.30/$$

- biorąc za podstawę wykreślony okrąg zakrętu samolotu myśliwskiego, wykreślić cykloidę /rys. 3.24/.



Rys.3.24. Budowa cykloidy /zakręt prawy/

Podczas poprawiania błędów naprowadzania samolot myśliwski może wykonywać prawy lub lewy zakręt. Wystarczy jednak wykreślić cykloidę dla jednego zakrętu /prawego lub lewego/, ponieważ kierunek zakrętu dla wykreślenia odcinka cykloidy po stronie odwrotnej rysunku zmienia się również na odwrotny.

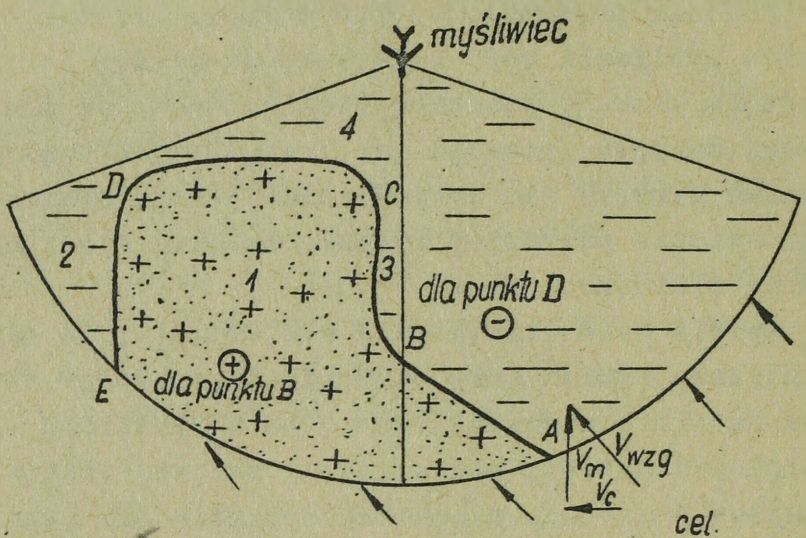
Oprócz tego praktycznie stwierdzono, że nie ma potrzeby wykreślania cykloidy dla pełnego zakrętu samolotu myśliwskiego o 360°. Wystarczy uwzględniać zakręt, począwszy od zerowej różnicy kursów / $\Delta\alpha = 0$/, a kończąc na kącie $\Delta^{x}\alpha$,który jest równy:

$$\Delta^{x}\alpha = 36_{\alpha} + (10^{\circ} \div 15^{\circ}) \qquad /3.31/$$

c/ W wybranej skali wykreśla się sektor wykrycia celu przez samolot myśliwski. Rys. 3.25 przedstawia sektor dla warunków, gdy myśliwiec wykrywa cel wzrokowo /$D_{wykr} = 5$ km; $\alpha_{wykr} = 70^{\circ}$/.

d/ Przemieszczając sektor wykrycia /rys. 3.25/ w granicach odległości wykrycia celu /rys. 3.23/ z założoną poprzednio różnicą kursów /$\alpha = 90^{\circ}$/ sprawdzamy czy pilot samolotu myśliwskiego będzie w stanie wykonać atak, to znaczy wyjść na graniczną krzywą pościgu lub bezpośrednio w strefę odpalania rakiet.

Do sprawdzenia wykorzystujemy przygotowane zawczasu tory zakrętu samolotu myśliwskiego /prawy, lewy/ zależnie od położenia wyjściowego. Sposób



Rys.3.25. Sektor wykrycia celu i strefa skutecznego zbliżenia przy $\alpha = 90^o$

1. Atak możliwy. 2. Wyjście podczas zbliżenia na $D > D_{maks}$. 3. Wyjście podczas zbliżenia na $D < D_{min}$. 4. Utrata celu ze względu na kąt obserwacji.

dowiązania zakrętu do wybranego punktu dla prawego i lewego zakrętu pokazany jest na rys. 3.23. Z rys. 3.23 wynika, że samolot myśliwski z położenia C będzie wykonywać prawy zakręt. W tym przypadku podczas wykonywania zakrętu cel nie wyjdzie poza granice sektora obserwacji i samolot myśliwski z punktu C wyjdzie na krzywą pościgu, a następnie wyjdzie w strefę możliwych ataków. Możemy zatem uważać, że zbliżenie będzie udane, co zaznacza się na rys.3.25 znakiem "+". /Znak wrysowuje się w punkcie znajdowania się celu na początku zbliżania/.

Rys. 3.23 przedstawia też inne położenie D, z którego samolot myśliwski wykonuje zbliżenie z lewym zakrętem i wchodzi w punkcie D_1 na krzywą pościgu. Jednak ta krzywa pościgu znajduje się poza graniczną krzywą, co nie zapewnia samolotowi myśliwskiemu wyjścia w strefę możliwych ataków. Zbliżenie to jest nieudane, co zaznaczamy znakiem "-" /rys. 3.25/.

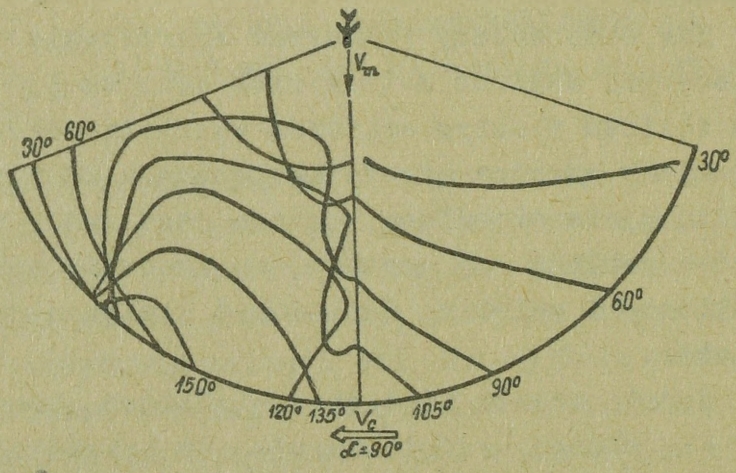
Tego rodzaju sprawdzeń należy wykonać tyle, aby zapełnić znakami "+" i "-" cały sektor wykrycia celu. Pozwoli to dla danej różnicy kursów wydzielić w granicach sektora wykrycia celu strefę, przy trafieniu,do której cel będzie nie tylko wykryty, ale również zaatakowany. Na rys. 3.25 ta strefa jest zakropkowana. Jej granice określa krzywa ABCDE.

Tak samo należy wykonywać wykreślenie strefy skutecznych zbliżeń metodą prób udanych i nieudanych zbliżeń w całym sektorze wykrycia celu.Następnie, kiedy granica strefy skutecznych zbliżeń jest orientacyjnie określona, celowo jest próby realizować w pobliżu tej granicy, co znacznie zmniejszy ich liczbę i zwiększy dokładność otrzymanych rezultatów.

Jeżeli strefa skutecznych zbliżeń określana jest dla różnych różnic kursów, to wykreślenie jednej ze stref ułatwi przeprowadzenie prób dla określenia następnych stref, ponieważ zawsze można orientacyjnie przewidzieć rozmieszczenie stref sąsiednich.

Oprócz tego, przy posiadaniu pewnych praktycznych nawyków, można od razu określić granice strefy skutecznego zbliżenia. W tym wypadku należy uwzględnić to, że część tej strefy jest ograniczona krzywą ABC /rys. 3.25/, na skutek wyjścia samolotu myśliwskiego na krzywą pościgu na małych odległościach /pod krzywą pościgu/; krzywa CD ogranicza strefę, na skutek wyjścia celu poza kąt obserwacji. Krzywa DE - ogranicza strefę na skutek utraty celu z pola widzenia przez pilota, co jest związane z wyjściem samolotu myśliwskiego na zbyt duże odległości w procesie zbliżenia.

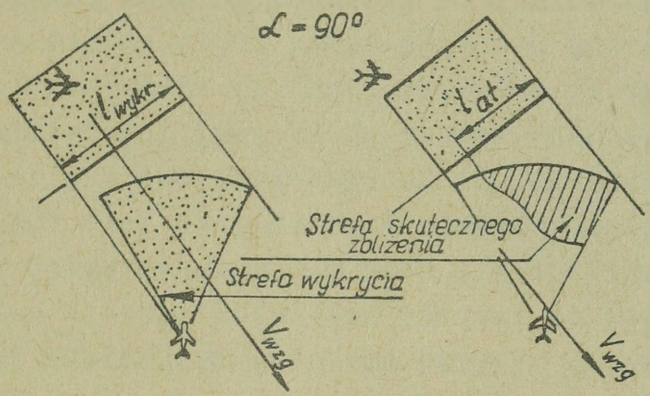
Ogólną postać stref skutecznego zbliżenia dla różnych warunków poszukiwania przedstawia rys. 3.26.



Rys. 3.26. Strefa skutecznego zbliżenia przy różnych różnicach kursów myśliwca i celu

Strefy wykrycia i skutecznego zbliżania są podstawą do określania wielkości l_{wykr} i l_{at}. W tym

celu należy najpierw wykreślić rzuty strefy wykrycia lub strefy skutecznego zbliżenia na prostopadłą do wektora względnej prędkości ruchu samolotu myśliwskiego. Wykreślenie rzutów wykonuje się w sposób następujący.



Rys. 3.27. Metodyka określania l_{at} i l_{wykr}

Strefę wykrycia lub strefę zbliżenia orientuje się względem wektora prędkości samolotu myśliwskiego, a następnie rzutuje się je na prostopadłe do wektora prędkości względnej /rys. 3.27/. Wielkość tego rzutu jest jednocześnie szerokością skutecznego przeszukiwania pasa l_{wykr} lub l_{at}.

W ten sposób za pomocą przytoczonych wzorów można określić skuteczność działań myśliwców podczas samodzielnego poszukiwania, dokonać wyboru optymalnych warunków poszukiwania, określić ilość potrzebnych sił do poszukiwania w ustalonym rejonie oraz ocenić przewidywany wynik działań.

3.3.2. Skuteczność samodzielnego poszukiwania przy ograniczonej informacji o locie celu

Metodyka określania skuteczności samodzielnego poszukiwania w wypadku ograniczonej informacji o locie celu jest w sposób istotny zależna od charakteru toru lotu myśliwca podczas poszukiwania. Rozpatrzmy metodykę oceny efektywności samodzielnego poszukiwania dla wypadku, kiedy samolot myśliwski wykonuje manewr po krzywej logarytmicznej.

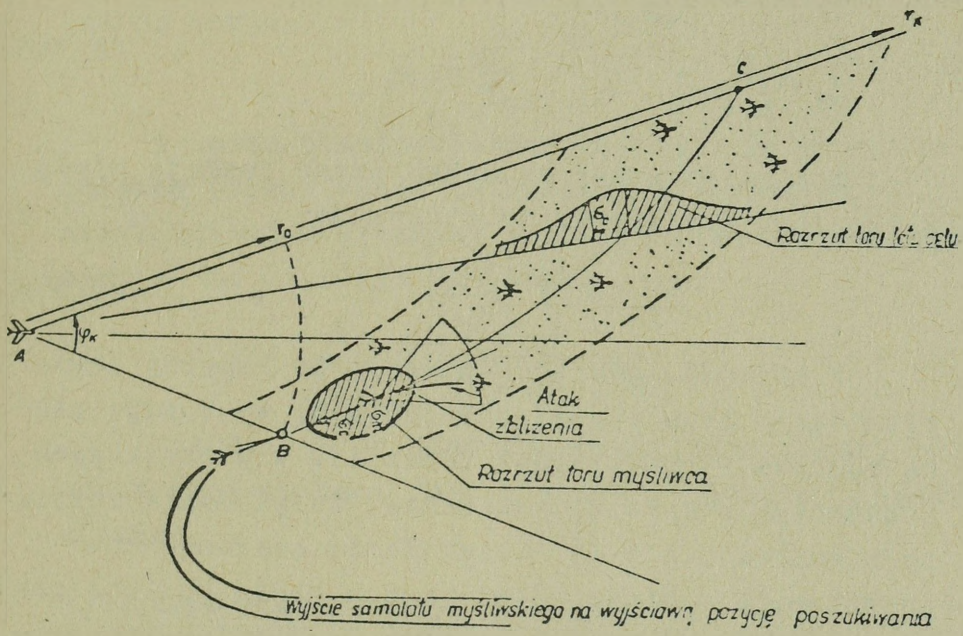
Wiadomo, że na skutek błędów w określaniu współrzędnych celu i parametrów jego ruchu, cel może znaleźć się obok wspomnianej wyżej krzywej. Założymy,że rozrzut możliwych pozycji celu od tej krzywej ma rozkład normalny ze średnim kwadratowym odchyleniа 6_c.

Samolot myśliwski również będzie wykonywał lot po wyznaczonej krzywej logarytmicznej z określonymi błędami /rys. 3.28/. Założymy, że rozrzut pozycji samolotu myśliwskiego w stosunku do krzywej logarytmicznej ma także rozkład normalny ze średnim kwadratowym odchyleniem 6_m. W tym wypadku rozrzut będzie okrężny.

A zatem sumaryczne odchylenie pozycji samolotu myśliwskiego i celu od krzywej logarytmicznej będzie równe.

/3.32/

$$6_{\Sigma} = \sqrt{6_c^2 + 6_m^2}$$



Rys.3.28. Określanie skuteczności podczas poszukiwania po krzywej logarytmicznej

Samolot myśliwski będzie w stanie wykonać atak tylko w wypadku, jeżeli cel będzie wykryty w pasie o szerokości l_{at}.

Wielkość l_{at} określa się dla tej różnicy kursów, która jest utrzymywana przez samolot myśliwski podczas poszukiwania po krzywej logarytmicznej.

$$\alpha = \arccos\left(\frac{V_m}{V_c}\right) \qquad /3.33/$$

Na podstawie sumarycznego rozrzutu pozycji celu względem wyznaczonej krzywej i szerokości pasa oddziaływania samolotu myśliwskiego l_{at} można bezpośrednio określić prawdopodobieństwo wyjścia do

ataku podczas poszukiwania

$$P_{at} = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{l_{at}}{\sigma_\Sigma}} e^{-\frac{t^2}{2}} \, dt \qquad /3.34/$$

Wyrażając powyższą całkę przez funkcję ujętą w tabelach /załącznik 1/ otrzymamy:

$$P_{at} = \Phi \left[\frac{l_{at}}{\sigma_\Sigma} \right] \qquad /3.35/$$

W wypadku, gdy poszukiwanie po krzywej logarytmicznej trwa dłużej niż 4-5 min, występuje pewna różnica w sumarycznym rozrzucie w początkowych i końcowym etapie poszukiwania. Zwiększenie rozrzutu w końcowym etapie poszukiwania uwarunkowane jest tym, że w miarę upływu czasu błędy pozycji celu zazwyczaj sumują się. Można to uwzględnić wykonując obliczenia według średniej wartości rozrzutu

$$\sigma_{śr} = \frac{\sigma_{pocz} + \sigma_k}{2} \qquad /3.36/$$

W danym wypadku korzystamy ze wzoru:

$$P_{at} = \Phi \left[\frac{2\, l_{at}}{\sigma_{pocz} + \sigma_k} \right] \qquad /3.37/$$

Podczas wykonywania poszukiwania może zdarzyć się, że pilot samolotu myśliwskiego nie przeszuka całego sektoru, prawdopodobnego znajdowania się celu φ_k a tylko jego część φ'. Wówczas obliczone prawdopodobieństwo będzie słuszne tylko dla warunków, że cel trafi w sektor φ'.

Prawdopodobieństwo trafienia celu w sektor φ', zakładając, że rozkład możliwych pozycji celu w ca-

łym sektorze jest jednostajny, można określić za pomocą wzoru:

$$P' = \frac{\varphi'}{\varphi_k} \qquad /3.38/$$

A zatem prawdopodobieństwo wyjścia do ataku podczas poszukiwania po krzywej logarytmicznej z uwzględnieniem średniej wartości rozrzutu sumarycznego można określić za pomocą wzoru:

$$P_{at} = \frac{\varphi}{\varphi_k} \Phi\left[\frac{2\, l_{at}}{\sigma_{pocz} + \sigma_k}\right] \qquad /3.39/$$

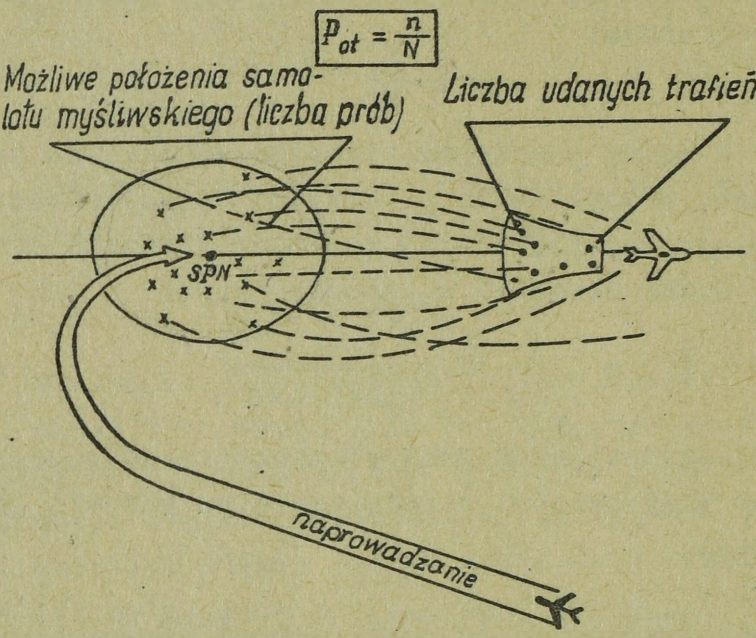
Powyższy wzór jest stosowany najczęściej dla oceny skuteczności poszukiwania po krzywej logarytmicznej.

4. ZASTOSOWANIE METODY STATYSTYCZNEJ DO OKREŚLANIA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA CELÓW POWIETRZNYCH PODCZAS NAPROWADZANIA Z ZIEMI

4.1. Ogólna charakterystyka metody statystycznej

Metoda statystyczna stosowana jest, albo w zadaniach, których nie można rozwiązać analitycznie, albo do praktycznego sprawdzenia wyników otrzymanych metodami analitycznymi.

Metoda ta mówiąc najbardziej ogólnie, polega na tym, że wybiera się warunki w jakich przewiduje się prowadzenie działań bojowych i z ich uwzględnieniem wykonuje się realizację na EMC lub graficznie na arkuszu papieru pewnej ilości wylotów na przechwycenie, to znaczy dokonuje się N prób /rys. 3.29/.



Rys.3.29. Ogólny schemat prób statystycznych

Przy trafieniu samolotu myśliwskiego w strefę możliwych ataków, zakłada się, że wyjście do ataku jest udane, a przy nietrafieniu - nieudane. Stosunek udanych trafień samolotu myśliwskiego w strefę możliwych ataków N do ogólnej ilości prób /n/, przy odpowiednio dużej ilości tych prób, jest, z pewnym przybliżeniem, prawdopodobieństwem wyjścia do ataku:

$$P_{at} = \frac{n}{N} \qquad /3.40/$$

Następnie dla udanych wyjść samolotu myśliwskiego do ataku określa się wynik ataku, czyli prawdopodobieństwo rażenia. To prawdopodobieństwo

dla danych warunków odczytuje się z zawczasu przygotowanych tabel lub wykresów.

Wówczas prawdopodobieństwo przechwycenia będzie równe /bez uwzględniania niezawodności/:

$$P_p = P_{at} \cdot W_{raż} = \frac{n}{N} \cdot W_{raż} \qquad /3.41/$$

Przeprowadzenie obliczeń według przytoczonego schematu należy zlecać takiemu wykonawcy, który dobrze zna istotę i przebieg lotu na przechwycenie, a zwłaszcza jeżeli chodzi o nawyki w wykonywaniu przechwycenia i prowadzeniu walki powietrznej na danego typu samolocie myśliwskim. To pozwoli obliczyć nie tylko skuteczność lotu bojowego na przechwycenie, ale również w toku przeprowadzania prób wykryć przyczyny nieudanych ataków oraz opracować zalecenia zapewniające największą efektywność przechwycenia. Na tym między innymi polega przewaga tej metody nad innymi metodami, które dają tylko końcowy wynik lotu na przechwycenie /na przykład, modelowanie procesu przechwycenia na EMC/. Zaletą tej metody jest również stosunkowo nieduża ilość obliczeń.

Doświadczenie wykazuje, że dla rozwiązania zadań taktycznych wystarczy wykonać 30 przechwyceń /realizacji/. Przy tym przewidywana rozbieżność między prawdopodobieństwem przechwycenia a określoną częstością jest nie większa niż 0,1, z gwarancyjnym prawdopodobieństwem równym 0,8.

4.2. Ogólna kolejność wykonania obliczeń na planszecie

Próby statystyczne na planszecie polegające na wielokrotnym modelowaniu graficznym lotu bojowego na przechwycenie w założonych warunkach. Przed wykonaniem prób opracowuje się model lotu samolotu myśliwskiego, a także przeprowadza się niektóre prace przygotowawcze. Po wykonaniu prób opracowuje się i analizuje otrzymane wyniki.

Ogólnie rzecz biorąc określenie skuteczności przechwycenia metodą statystyczną wykonuje się w następującej kolejności:

- opracowuje się model lotu bojowego na przechwycenie;
- wykonuje się prace przygotowawcze;
- wykonuje się serię prób;
- opracowuje się i ocenia wyniki prób.

4.2.1. Model lotu samolotu myśliwskiego na przechwycenie celu powietrznego

Podczas oceny skuteczności przechwycenia dla różnych sposobów działań bojowych zazwyczaj uwzględnia się następujące typowe modele:

- przechwytywanie celu nie wykonującego manewru z naprowadzeniem z ziemi;
- przechwytywanie celu wykonującego manewr z naprowadzaniem z ziemi;
- wykonanie samodzielnego poszukiwania.

Przy modelowaniu lotu bojowego samolotu my-

śliwskiego na przechwycenie nie ma potrzeby budowy modelu lotu od startu do lądowania.

Przede wszystkim należy pominąć odcinek lotu samolotu myśliwskiego po wykonaniu walki powietrznej, ponieważ nie wpływa on na skuteczność przechwytywania.

Można również pominąć i ten odcinek lotu, na którym samolot myśliwski jest naprowadzany z ziemi, biorąc za podstawę do dalszych rozważań moment wyjścia samolotu myśliwskiego w wyznaczony punkt naprowadzania. Takie założenie jest do przyjęcia dlatego, że rezultaty czynności pilota i personelu systemu naprowadzania naziemnego oceniane są z uwzględnieniem błędów w położeniu samolotu myśliwskiego względem wskazanego średniego punktu naprowadzania. Metodyka określania tych błędów jest już dość dobrze opracowana. Są to błędy w położeniu samolotu myśliwskiego w odległości σ_D, w odstępie σ_J i w kursie σ_α. Podczas samodzielnego poszukiwania również nie ma potrzeby modelowania lotu samolotu myśliwskiego od momentu startu do wyjścia w rejon poszukiwania, ponieważ dokładność wyjścia w rejon poszukiwania przy wykorzystaniu różnych środków nawigacyjnych jest dokładnie znana.

Biorąc za podstawę powyższe założenia, można modelować lot samolotu myśliwskiego, rozpoczynając od rejonu średniego punktu naprowadzania, gdzie znajdują się prawdopodobne położenia samolotu myśliwskiego, zależne od błędów naprowadzania. Następnie wykreśla się wszystkie przewidywane tory lotu

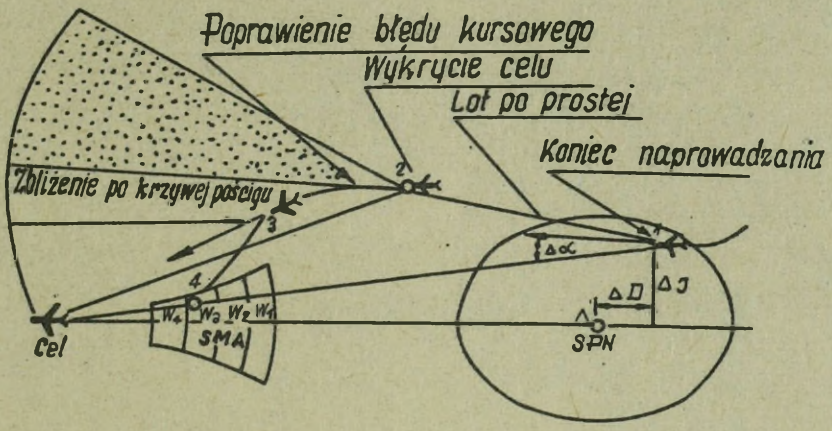
samolotu myśliwskiego zarówno te, które wyprowadzają samolot myśliwski w strefę możliwych ataków, jak i te, które powodują przelot poza strefą.

Podczas wykreślania prawdopodobnych torów lotu uwzględnia się rodzaje manewrów, które mogą być wykonywane przez dany typ samolotu myśliwskiego w danych warunkach rzeczywistych z uwzględnieniem aerodynamiki samolotu, charakterystyki pokładowego wyposażenia i uzbrojenia oraz możliwości pilota.

Sporządźmy krótki opis modelu lotu na przechwycenie celu powietrznego z tylnej półsfery /cel nie manewruje/.

Załóżmy, że średni punkt naprowadzania jest wybrany względem celu w punkcie A. /Rys. 3.30/. Przypuśćmy, że samolot myśliwski w końcowym etapie naprowadzania znalazł się w rejonie tego punktu /punkt 1/ z błędami z odległości D, odstępie J i kursie α, które charakteryzuje dokładność naprowadzania. Z punktu 1 samolot myśliwski wykonuje lot po prostej, z podanym mu kursem w końcowym etapie naprowadzania.

Na odcinku lotu 1-2 samolot myśliwski nie widzi celu. Po wykryciu celu w punkcie 2 samolot myśliwski poprawia błąd naprowadzania przez wykonanie dowrotu /zakrętu/ w kierunku celu. Zakręt wykonywany jest do momentu znalezienia się celu na azymucie zerowym. Dalej samolot myśliwski wykonuje zbliżenie po krzywej pościgu /celowania/ i po znalezieniu się w strefie możliwych ataków, odpala rakiety.



Rys.3.30. Schemat przechwytywania celu z tylnej półsfery

Zależnie od tego do jakiej części strefy możliwych ataków samolot myśliwski trafił cel będzie rażony z prawdopodobieństwem $W'_{raż}$, $W''_{raż}$ itp.

4.2.2. Prace przygotowawcze

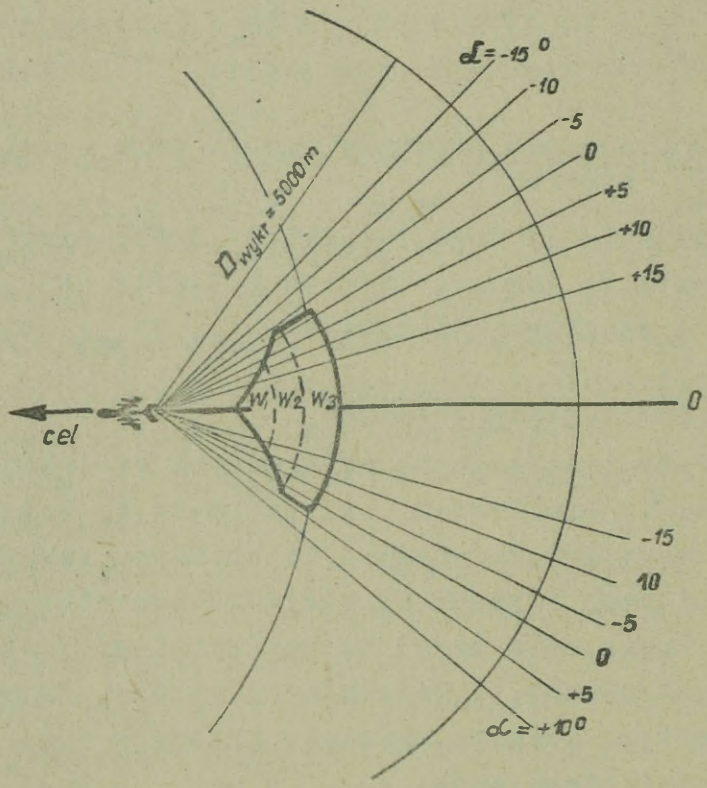
Próby statystyczne polegają na wielokrotnym modelowaniu graficznym, wykreślonych na kalce torów lotu na przechwycenie dla obranych warunków rzeczywistych. Jednak wykreślenie wszystkich możliwych torów lotu samolotu myśliwskiego jest bardzo pracochłonne. Z doświadczeń wynika, że pewne prace przygotowawcze znacznie skracają czas przeprowadzenia tych prób.

Rozpatrzmy treść prac przygotowawczych:

a/ Wybiera się warunki, w których wykonywane jest przechwycenie. Dla przykładu, założymy następu-

jące warunki: samolot MiG-21M /V_m - 1100 km/h/, cel-myśliwiec taktyczny /V - 900 km/h/, przeciążenie samolotu myśliwskiego podczas wykonywania zakrętu n_m = 2, błędy naprowadzania σ_D = 2000 m; σ_J = 2000 m; $\sigma_\alpha = 10^o$, wykrycie celu - wzrokowe.

b/ Wybiera się skalę graficznych konstrukcji. Najczęściej wybiera się skalę 1 cm = 250 m.



Rys.3.31. Planszet do modelowania lotu na przechwycenie

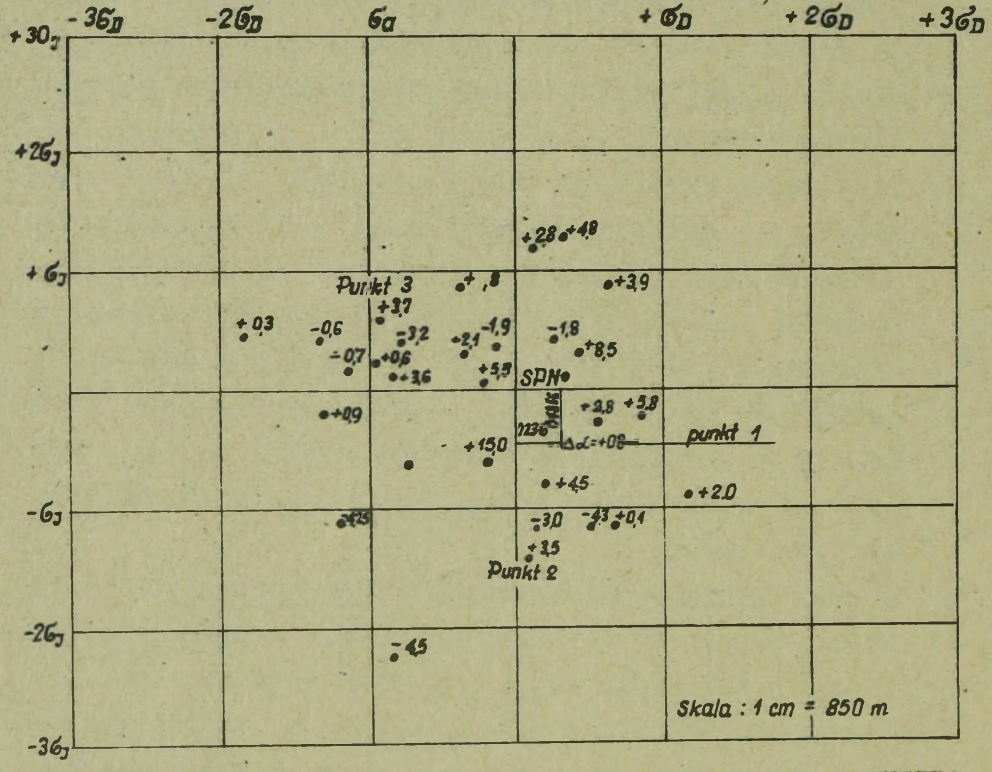
c/ Na kalkę /rys.3.31/ wrysowuje się strefę odpalania rakiet dla wybranych warunków przechwytywania. Strefę tę w razie konieczności, można podzielić na obszary, które w sposób istotny różnią się wartościami $W_{raż}$. Jeżeli tego rodzaju różnic nie ma /brak danych/, to w odniesieniu do całej strefy odpalania określa się średnią wartość $W_{raż}$.

d/ Następnie wrysowuje się /rys. 3.31/ krzywe pościgu, po których samolot myśliwski wychodzi na maksymalne i minimalne odległości w strefę odpalania rakiet. Ponieważ położenie wyjściowe, z którego możliwe jest wyjście samolotu myśliwskiego na te odległości odpalania nie jest znane, to wykreślanie krzywych pościgu należy wykonywać w kierunku odwrotnym do ruchu samolotu myśliwskiego.

e/ Na tej samej kalce wykreśla się strefy wykrycia celu, zależnie od różnicy kursów celu i samolotu myśliwskiego. Najpierw wrysowuje się sektor wykrycia dla różnicy kursów $\Delta\alpha = 0$. W tym wypadku kąt α jest równy maksymalnemu kątowi obserwacji w azymucie. Następnie zmniejsza się ten kąt o wielkość $\Delta\alpha$ /rys. 3.31/. Po ograniczeniu sektora wykrycia dla różnych $\Delta\alpha$ względem maksymalnej i minimalnej odległości, otrzymamy strefę wykrycia celu. W przytoczonym przykładzie /wykrycie wzrokowe/ $D_{min} = 0$, $D_{max} = 5000$ m.

f/ Na arkuszu białego papieru w wybranej skali wrysowuje się siatkę rozrzutu położeń samolotu

myśliwskiego w końcowym momencie naprowadzania w jednostkach średnich kwadratowych odchyleń σ_D i σ_J /rys. 3.32/. W prawo i w górę odkłada się odpowiednio dodatnie wartości σ_D i σ_J.



Rys.3.32. Siatka rozrzutu/w jednostkach σ/i możliwe położenie myśliwca w końcowym etapie naprowadzania

g/ Na siatce rozrzutu modeluje się 30 możliwych położeń samolotu myśliwskiego w odległości, odstępie i różnicy kursów. Wartości możliwych odchyleń samolotu od średniego punktu naprowadzania /środka siatki rozrzutu/ określa się przy

pomocy tablicy liczb przypadkowych dla rozkładu normalnego wielkości przypadkowej /załącznik nr 2/. Dla ułatwienia pracy, pierwszą kolumnę liczb celowo jest wykorzystać do określania odchyleń σ_D, drugą - do określania σ_J, a trzecią - do określania σ_α. Powyższa propozycja zilustrowana jest za pomocą tabeli 8, sporządzonej przy wykorzystaniu załącznika 2.

Tabela 8

Seria punktów	Odchylenie w odległości	Odchylenie w odstępie	Odchylenie w kursie
Punkt 1	+ 0,230	- 0,476	+ 0,157x5=0,8°
Punkt 2	+ 0,089	- 1,126	- 0,617x5=3,5°
Punkt 3	+ 0,880	+ 0,649	+ 0,736x5=3,7°

Wartości odchyleń w odległości i odstępie odczytuje się bezpośrednio z załącznika 2, a odchylenie w różnicy kursów Δ_α określa się za pomocą wzoru:

$$\Delta_\alpha = C\,\sigma_\alpha \qquad /3.42/$$

gdzie: C - liczba przypadkowa, którą odczytuje się z załącznika 2 w kolumnie odchyleń α;

σ_α - średnie kwadratowe odchylenie w kursie samolotu myśliwskiego w końcowym momencie naprowadzania /w przytoczonym przykładzie $\sigma_\alpha = 10°$/.

Na podstawie odczytanych wartości odchyleń wrysowuje się 30 punktów możliwych samolotu my-

śliwskiego. Każdemu punktowi przypisuje się błąd w różnicy kursów $\Delta\alpha$

Dla przytoczonego przykładu możliwe położenie samolotu myśliwskiego w końcowym etapie naprowadzania pokazane są na rys. 3.32.

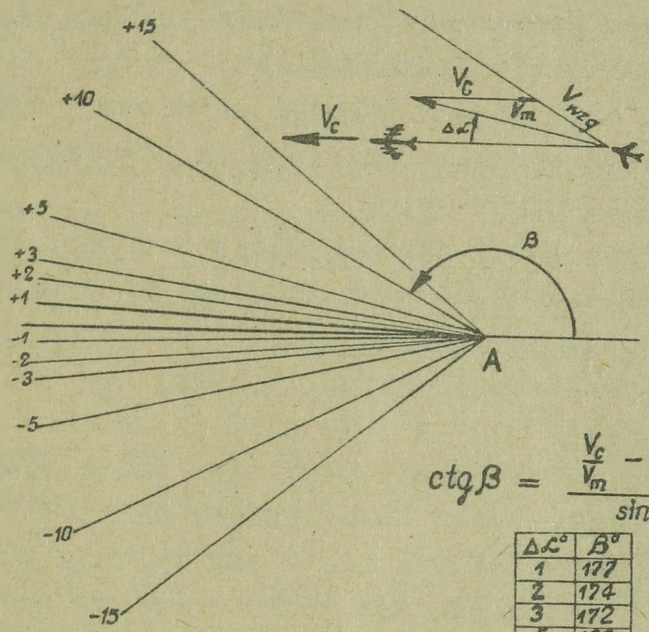
h/ Na arkuszu kalki buduje się wykres do określania toru lotu samolotu myśliwskiego po prostej z punktów, w których może on znajdować się w końcowym etapie naprowadzania.

Zależnie od różnicy kursów względny tor ruchu samolotu myśliwskiego będzie przebiegał pod kątem do linii lotu celu. Wymieniony kąt określa się przez zbudowanie trójkąta prędkości i oblicza się za pomocą wzoru:

$$ctg\beta = \frac{\frac{V_c}{V_m} - \cos(\Delta\alpha)}{\sin\Delta\alpha} \qquad /3.43/$$

Na podstawie obliczonych wartości kąta β dla różnych $\Delta\alpha$ wrysowuje się tory lotu samolotu myśliwskiego i odpowiednio się je oznacza. Tego rodzaju wykres /planszetka/ przedstawiony jest na rys.3.33.

i/ Ponieważ w procesie zbliżania samolot myśliwski dla poprawienia błędów naprowadzania wykonuje zakręt, należy graficznie zbudować tor lotu samolotu myśliwskiego na odcinku zakrętu /cykloidę/. Sposób wykreślenia cykloidy omówiony został w rozdziale 3.3.1.



$$ctg\beta = \frac{\frac{V_c}{V_m} - \cos(\Delta\alpha)}{\sin(\Delta\alpha)}$$

$\Delta\alpha^\circ$	β°
1	177
2	174
3	172
5	166
10	152
15	140

Rys.3.33. Tor lotu po prostej /V_c = 800 km/h, V_m = 1200 km/h/

4.2.3. Wykonanie prób statystycznych /algorytm roboczy/

Po wykonaniu omówionych prac przygotowawczych zaleca się następującą kolejność prób:

a/ Określa się średni punkt naprowadzania i wrysowuje się go na kalkę z przygotowanymi strefami wykrycia i odpalania rakiet.

b/ Na tę samą kalkę przenosi się z siatki rozrzutu 30 punktów prawdopodobnych położeń samolotu my-

śliwskiego /rys. 3.32/, przy czym położenie średniego punktu naprowadzania pokrywa się ze środkiem siatki rozrzutu.

c/ Wybiera się jedno z położeń samolotu myśliwskiego w celu wykonania modelowania jego rzutu podczas zbliżenia z celem.

d/ Na wybrany punkt nakłada się pomocniczy wykres torów lotu samolotu myśliwskiego po prostej /rys. 3.33/ pokrywając punkt A z wybranym punktem i jednocześnie dążąc do tego, aby wektory celu na rys. 3.31 i 3.33 były równoległe. Przy tym ruch samolotu myśliwskiego będzie odbywał się po tej prostej /promieniu/, na której wartość kąta $\Delta\alpha$ pokrywa się z analogiczną wartością $\Delta\alpha$ w wybranym położeniu samolotu myśliwskiego /punkcie/.

e/ Określa się miejsce wykrycia celu przez samolot myśliwski. Znajduje się ono w punkcie przecięcia się linii ruchu samolotu myśliwskiego po prostej z prostą /promieniem/ w strefie wykrycia posiadającą identyczne oznaczenie wartości kąta $\Delta\alpha$.

f/ Od punktu wykrycia celu odkłada się ruch samolotu myśliwskiego podczas wykonywania zakrętu z kierunku odchylenia celu od azymutu zerowego. Do tego wykorzystuje się zawczasu wykreślony tor lotu samolotu myśliwskiego podczas zakrętu /rys. 3.34 lub 3.35/. Przy tym dąży się, by wektory celu były równoległe /rys. 3.31, 3.34 i 3.35/. Koniec zakrętu określa się w tym mo-

mencie, kiedy cel znajdzie się na podłużnej osi samolotu myśliwskiego, położenie której w procesie zakrętu przedstawione jest na rys. 3.34 i 3.35.

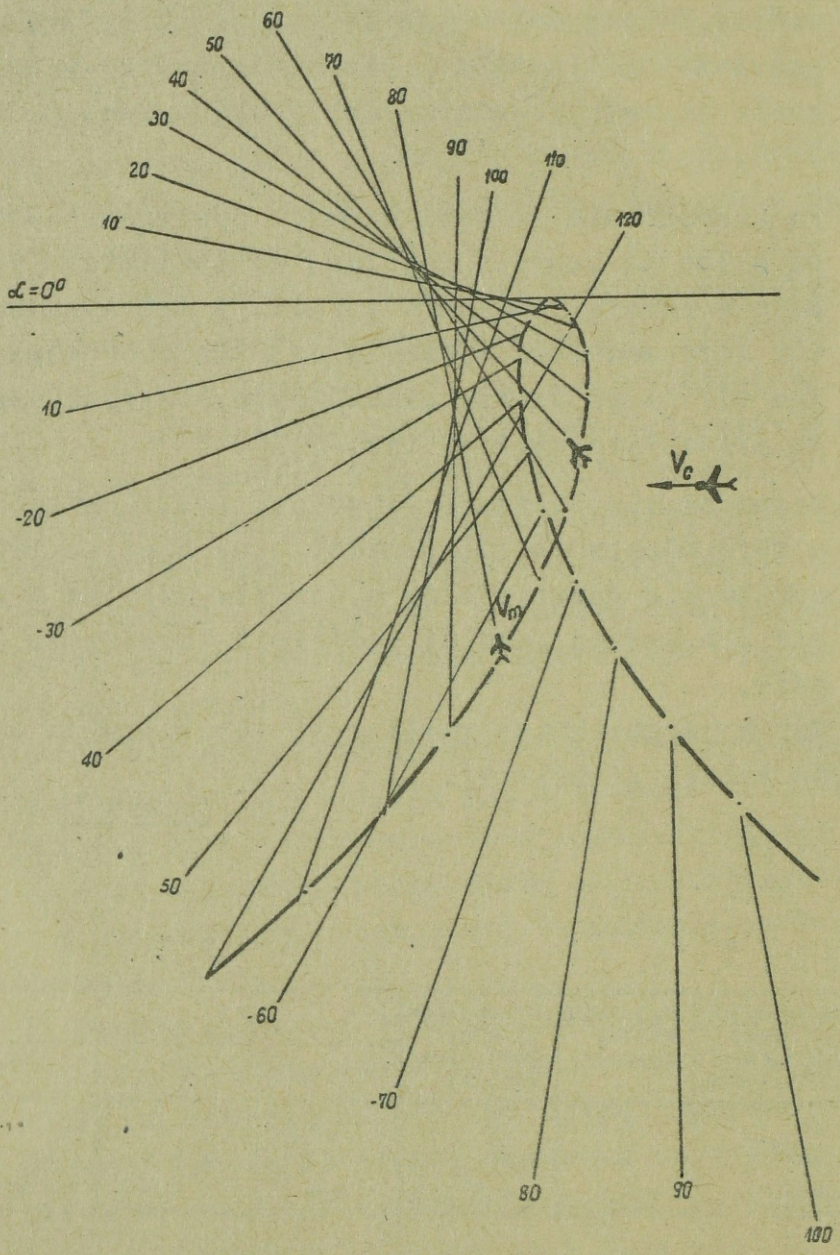
g/ Po zakończeniu zakrętu samolot myśliwski wykonuje lot po krzywej pościgu, aż do momentu wyjścia w strefę odpalania rakiet. W tym wypadku tor lotu samolotu wykreśla się "na oko" wzorując się na położeniu granicznych krzywych pościgu przedstawionych na rys. 3.31.

h/ Zaznacza się trafienie samolotu myśliwskiego w strefę odpalania lub przelot obok niej, a także ustala się numer strefy w strefie odpalania rakiet, w której samolot myśliwski rozpoczyna atak.

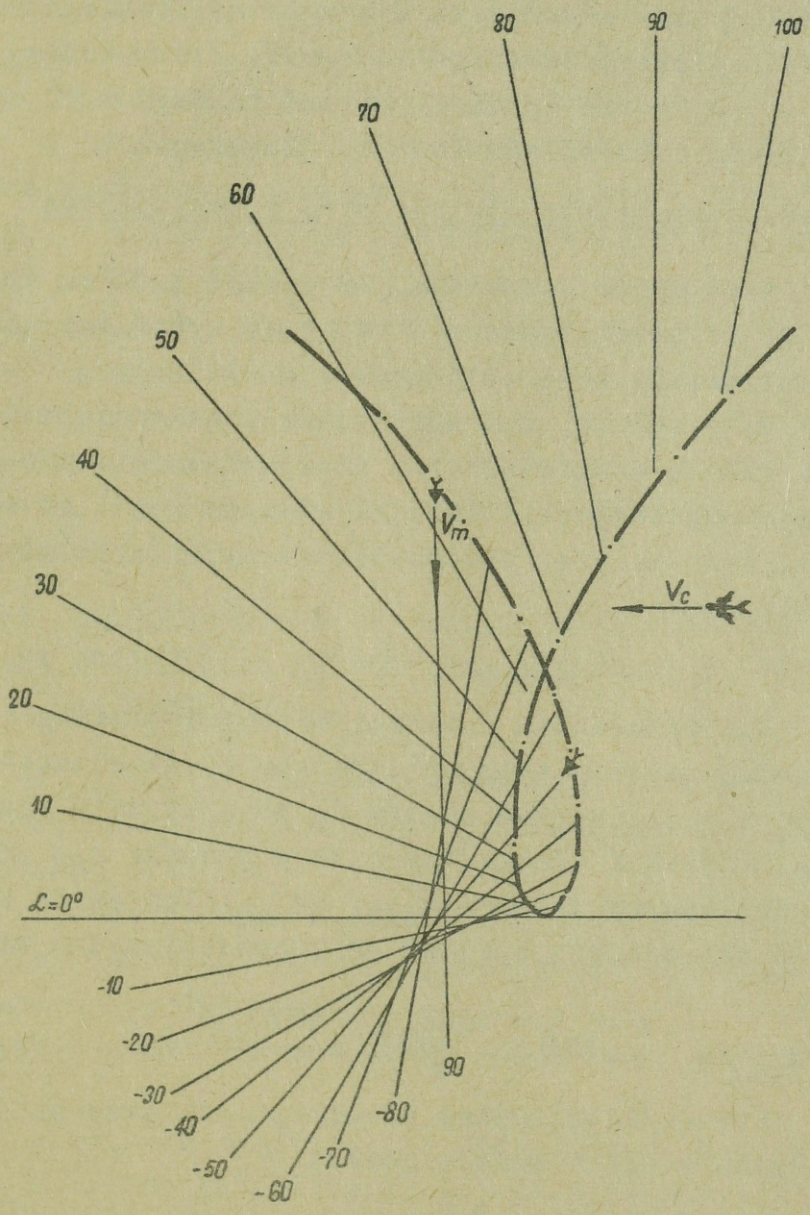
i/ Wynik jednostkowej realizacji lotu wpisuje się do tabeli /tabela 9/.

Tabela 9

Położenie średniego punktu naprowadzania	Cel nie został wykryty	Cel wykryty atak jest niemożliwy	Atak wykonano		
			1 strefa	2 strefa	3 strefa
2 km	+ + +	+	+ +	+ + + +	+ + +
3 km	+ +	+ + + +	+	+ + +	+ + +
4 km	+ + +	+ +	+ + +	+ +	+ + +



Rys.3.34. Cykloida dla zakrętu lewego



Rys. 3.35. Cyklida dla zakrętu prawego

j/ Kolejno ocenia się inne położenia samolotu myśliwskiego w końcowym momencie naprowadzania, według przygotowanego schematu. Próby kończy się po ocenie wyników działań każdego z 30 możliwych położeń samolotu myśliwskiego.

4.2.4. Opracowanie wyników prób i ich analiza

Wspomniano już o tym, że wyniki prób są wpisywane do tabel, dane z których są wykorzystywane do obliczania interesujących nas wielkości.

Na przykład, dla określenia prawdopodobieństwa przechwycenia podczas naprowadzania z ziemi sumuje się wszystkie wypadki udanych wyjść do ataku n. Wówczas prawdopodobieństwo wyjścia do ataku będzie równe:

$$P_{at} = \frac{n}{N} \qquad /3.44/$$

Dla określenia średniej wartości prawdopodobieństwa rażenia celu oblicza się ilość udanych wyjść w poszczególne strefy n', n'' w strefie odpalania rakiet i dla każdej strefy określa się prawdopodobieństwo rażenia $W'_{raż}$, $W''_{raż}$. Następnie oblicza się średnią wartość prawdopodobieństwa rażenia:

$$W_{raż} = \frac{n' W'_{raż} + n'' W''_{raż} + n''' W'''_{raż}}{n} \qquad /3.45/$$

Prawdopodobieństwo przechwycenia przy naprowadzaniu z ziemi będzie równe:

$$P_p = P_{at} \cdot W_{raż} \qquad /3.46/$$

Na podstawie obliczonych prawdopodobieństw przechwycenia określa się potrzebną ilość samolotów myśliwskich, ocenia rezultaty własnych działań, oraz określa taktykę i sposoby działań.

W celu wybrania optymalnej taktyki działań w walce powietrznej wariantuje się warunki przechwycenia, a także zmienia się sposoby i rodzaje manewru podczas zbliżania i dla tych różnych warunków określa się skuteczność przechwytywania ogólną i według etapów walki powietrznej.

Analizując otrzymane wyniki skuteczności przechwytywania wybiera się optymalne warunki i manewry, to znaczy takie, które zapewniają uzyskanie maksymalnej skuteczności.

4.2.5. Właściwości określania skuteczności przechwytywania podczas zwalczania celu wykonującego manewr

W wypadku, kiedy cel manewruje, komplikuje się naprowadzanie samolotu myśliwskiego oraz prowadzenie walki powietrznej.

Dla określenia skuteczności przechwytywania celu wykonującego manewr wykonuje się pewne następujące prace dodatkowe:

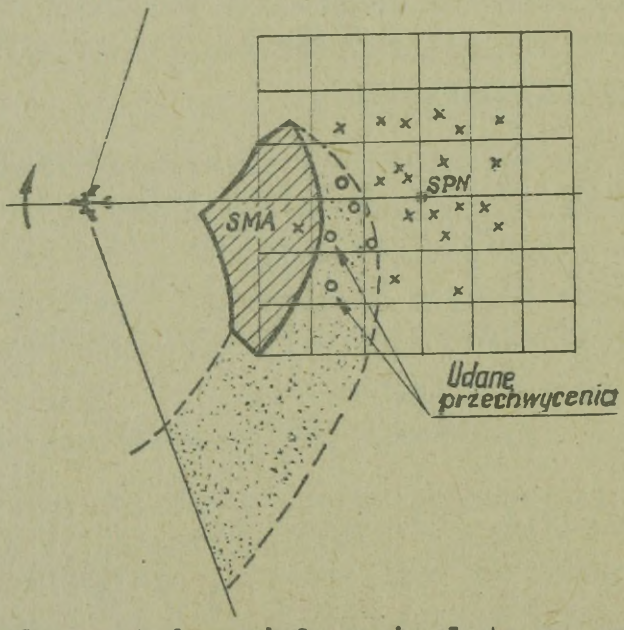
a/ Podczas modelowania walki powietrznej ustala się:

- charakter manewrowania celu /zakręt w kierunku samolotu myśliwskiego, przypadkowy wybór kierunku zakrętu itp/;

- manewr samolotu myśliwskiego /sposób zbliżenia, zmiana prędkości itp/;

b/ Podczas określania danych wyjściowych dodatkowo ustala się intensywność manewru celu n_c oraz wartości błędów naprowadzania na cel manewrujący σ_D i σ_J.

c/ Strefę możliwych ataków, a także graniczne krzywe pościgu wrysowuje się z uwzględnieniem manewru celu. Przy tym wyodrębnia się strefę podgraniczną krzywą pościgu, po znalezieniu się w której samolot myśliwski może wyjść do ataku. Przykładowa postać planszetu do modelowania lotu bojowego na przechwycenie celu manewrującego pokazana jest na rys. 3.36.



Rys.3.36. Planszet do modelowania lotu na przechwycenie celu wykonującego manewr

d/ Siatkę rozrzutu położeń samolotu myśliwskiego wykreśla się tak samo, jak dla wariantu przechwytywania celu nie manewrującego. Należy tylko uwzględnić to, że podczas przechwytywania celu manewrującego zmniejsza się dokładność naprowadzania, a zatem parametry siatki rozrzutu będą inne.

e/ Możliwe położenia samolotu myśliwskiego modeluje się na siatce rozrzutu analogicznie, jak w wariancie przechwytywania celu nie manewrującego.

f/ Dla określenia ilości udanych wyjść do ataku na planszet przenosi się wszystkie 30 możliwych położeń początkowych samolotu myśliwskiego z siatki rozrzutu, a następnie ocenia się liczbę położeń początkowych rozmieszczonych na granicznej krzywej pościgu. Te położenia określają w pierwszym przybliżeniu ilość udanych wyjść do ataku /rys. 3.36/. Opracowanie otrzymanych wyników i ich analiza w sposób istotny nie różnią się od wariantu przechwytywania celu nie manewrującego.

x

x x

Obliczenia związane z oceną skuteczności przechwytywania dają ilościowe podstawy do powzięcia decyzji na przechwytywanie, przy czym należy uwzględnić następujące momenty:

a/ nie wszystkie czynniki mogą być scharakteryzowane ilościowo lub przedstawione w postaci za -

leżności matematycznych. Dlatego też w obliczeniach uwzględnia się nie wszystkie czynniki, a nawet nie wszystkie podstawowe czynniki. Na przykład, niemożliwe jest uwzględnić takie ważne czynniki, jak: doświadczenie bojowe personelu latającego, stopień przygotowania personelu latającego, stan moralno-polityczny personelu itp;

b/ w obliczeniach uwzględnia się nie wszystkie czynniki, które mogą być scharakteryzowane ilościowo lub w postaci zależności matematycznych, a tylko podstawowe z nich, ponieważ uwzględnienie wszystkich czynników jest albo zbędne, albo tak skomplikowane, że praktycznie nie może być wykonane. Dlatego też, w celu wykonania obliczeń skuteczności przechwytywania buduje się określony model matematyczny, który służy jako podstawa do wykonania obliczeń. Przykłady takich modeli matematycznych były podane w niniejszym skrypcie.

Uwzględniając powyższe uwagi można stwierdzić, że obliczenia dają tylko ilościowe podstawy do powzięcia decyzji, a nie samą decyzję.

Na podstawie wykonanych obliczeń dowódca podejmuje decyzję, uwzględniając nie tylko wyniki obliczeń, ale wszystkie te czynniki, które nie były uwzględnione.

LITERATURA:

1. W.N.KAMIEŃSKIJ -"TIEORIJA NAWIEDIENIJA ISTRIEBITIELNOJ NA WOZDUSZNYJE CELI", Moskwa 1961 r.
2. R. DWORAK - "SZTURMANSKOJE OBIEZPIECZENIJE BOJEWYCH DIESSTWIJ ISTREBITIELNOJ AWIACJI", rozprawa doktorska, Monino 1962 r.
3. E.S. WENCEL -"TIEORIJA WIEROJATNOSTWIEJ",Moskwa 1962 r.
4. J.G. MILGRAM, I.S. POPOW - "BOJEWAJA EFEKTIWNOST AWIACJONNOJ TIECHNIKI",Moskwa 1970 r.
5. R. DWORAK - "MANEWROWANIE SAMOLOTÓW". Podręcznik, Warszawa 1971 r.
6. S.T. DIACZENKO, P.P. ZAKREWSKIJ - "OSNOWY METODIKI OPRIEDIELENIJA BOJEWYCH WOZMOŻNOSTIEJ ISTRIEBITIELNEJ", Moskwa 1970 r.
7. J. KOTLARSKI - "RACHUNEK PRAWDOPODOBIEŃSTWA", Warszawa 1966 r.

WARTOŚCI FUNKCJI $\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt$ Załącznik nr 1

x	/x/		x	/x/		x	/x/	
0,00	0,0000	399	1,00	0,6827	236	2,00	0,9545	51
0,005	0,0399	398	1,05	0,7063	224	2,05	0,9596	47
0,10	0,0797	395	1,10	0,7298	212	2,10	0,9643	41
0,15	0,1192	393	1,15	0,7499	200	2,15	0,9684	38
0,20	0,1585	389	1,20	0,7699	188	2,20	0,9722	34
0,25	0,1974	384	1,25	0,7887	177	2,25	0,9756	30
0,30	0,2358	379	1,30	0,8064	166	2,30	0,9786	26
0,35	0,2737	371	1,35	0,8230	155	2,35	0,9812	24
0,40	0,3108	365	1,40	0,8385	144	2,40	0,9836	21
0,45	0,3473	356	1,45	0,8529	135	2,45	0,9857	19
0,50	0,3829	348	1,50	0,8664	125	2,50	0,9876	16
0,55	0,4177	338	1,55	0,8789	115	2,55	0,9892	15
0,60	0,4515	328	1,60	0,8904	107	2,60	0,9907	13
0,65	0,4843	318	1,65	0,9011	98	2,65	0,9920	11
0,70	0,5161	306	1,70	0,9109	90	2,70	0,9931	9

	x	/x/		x	/x/		x	/x/	
	0,75	0,5467	296	1,75	0,9199	82	2,75	0,9940	9
	0,80	0,5763	284	1,80	0,9281	76	2,80	0,9949	7
	0,85	0,6047	272	1,85	0,9357	69	2,85	0,9956	7
	0,90	0,6319	260	1,90	0,9426	62	2,90	0,9963	5
	0,95	0,6579	248	1,95	0,9488	57	2,95	0,9968	5
	1,00	0,6827		2,00	0,9545		3,00	0,9973	

Załącznik nr 2

Tabela

liczb przypadkowych posiadających rozkład normalny w jednostkach średnich kwadratowych odchyleń

0,2300	-0,4761	0,1571	-1,4527	-1,8206	-0,9273	0,1009	0,4673
0,0890	-1,1260	0,6172	-0,7401	-2,1394	-0,1418	0,5652	-0,2171
-0,8800	-0,6492	0,7362	0,8522	0,3983	-1,6043	1,3361	-0,3627
-1,8795	2,1241	-1,0324	-0,5972	-0,5367	-1,1800	1,2464	-0,9108
-1,4345	0,8420	-2,1421	0,3184	1,7609	-1,3321	-1,7729	-0,7298
-0,2127	-0,6388	0,5343	0,9895	-0,1026	0,4739	-1,5747	0,2136
0,4394	0,6535	-1,4222	0,5028	0,9808	-0,7944	-0,1924	-1,2026
-1,7181	1,0547	1,1764	0,9064	1,6218	0,5456	-0,2568	-0,0006
-1,4312	-1,3493	1,2580	1,5037	-0,2647	-1,2482	-0,3690	1,4047
-1,1714	2,3965	-0,1719	-1,4232	0,6267	0,1161	0,5588	-0,1572
-0,5767	-0,1932	-0,3199	-1,2330	1,1220	-0,1292	-1,9742	-0,2299
-1,7750	-1,3836	0,5678	0,8314	0,4712	-1,8326	0,0974	0,0229
1,4573	-0,5137	-0,8159	1,6976	1,6808	-0,5607	1,6192	-1,5036
-1,9278	1,3322	1,7982	-0,2411	0,0470	0,7516	-1,2719	-1,1642
-0,6989	-0,9137	0,8286	-0,6841	0,2309	0,8760	-1,3196	0,8593

-0,0307	0,2432	0,1295	0,9592	1,1758	-0,2544	-0,3663	1,8976
1,9745	-0,9768	-0,6119	-2,3175	-1,5597	0,1089	-0,8989	0,4925
0,6722	-0,8153	0,3077	-0,4988	-1,3960	-1,9540	0,1807	-0,5275
-0,8308	2,5666	0,4702	0,0564	0,2810	0,0845	0,4265	0,7492
-0,9590	-0,0971	0,4413	-1,6344	0,5451	-0,4258	-0,5102	0,3929
0,3326	-0,7979	-1,5355	-1,3690	2,0035	0,8132	0,1999	-0,3996
0,6549	0,1661	-2,4684	-0,8117	-0,1016	0,8073	-0,0469	-1,2602
-1,2105	-2,3642	-1,1261	0,1402	0,4794	-0,8293	-0,1925	-1,5751
0,5716	0,2217	0,5378	0,1267	1,3062	0,7560	1,3532	0,5975
-0, 0708	1,3550	-0,8212	-0,3456	0,2366	1,1349	0,2758	-0,0464
-1,1670	-0,2764	-0,9646	-0,4825	0,9841	0,9214	-0,9516	0,2055
-1,7540	1,4139	-0,0217	-0,0217	-0,8669	1,3461	0,3107	-1,6222
-0,1531	1,3783	0,5885	0,5885	-1,1431	-1,5575	-0,0893	0,9620
0,0814	-0,6202	-0,5088	-0, 5088	0,3290	-2,6179	1,3521	0,9347
1,0686	0,4729	0,6189	0,6189	2,1538	-1,5846	0,0904	-0,8897

SPIS TREŚCI

Str.

1. WSTĘP 3

2. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA 4

3. METODA ANALITYCZNA OKREŚLANIA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA 8

3.1. Metoda pełnych obliczeń prawdopodobieństwa wyjścia do ataku 9

3.1.1. Charakterystyka możliwych warunków walki powietrznej. Błędy naprowadzania ... 10

3.1.2. Charakterystyka koniecznych warunków prowadzenia walki powietrznej 33

3.1.3. Określanie prawdopodobieństwa przechwycenia 49

3.2. Uproszczona metoda analityczna określania skuteczności przechwytywania 51

3.3. Metodyka określania skuteczności przechwytywania podczas samodzielnego poszukiwania i niszczenia celów powietrznych przez samoloty myśliwskie 55

3.3.1. Skuteczność samodzielnego poszukiwania w warunkach braku informacji o locie celów 56

3.3.2. Skuteczność samodzielnego poszukiwania przy ograniczonej informacji o locie celu 68

4. ZASTOSOWANIE METODY STATYSTYCZNEJ DO OKREŚLANIA SKUTECZNOŚCI I PRZECHWYTYWANIA CELÓW POWIETRZNYCH PODCZAS NAPROWADZANIA Z ZIEMI.. 71

Str.

1. Ogólna charakterystyka metody statystycznej 71
2. Ogólna kolejność wykonania obliczeń na planszecie 74
2.1. Model lotu samolotu myśliwskiego na przechwycenie celu powietrznego 74
2.2. Prace przygotowawcze 77
2.3. Wykonanie prób statystycznych 83
2.4. Opracowanie wyników prób i ich analiza. 88
2.5. Właściwości określania skuteczności przechwytywania podczas zwalczania celu wykonującego manewr 89

Literatura 93

Załączniki:
1 - Wartości funkcji 94
2 - Tabela liczb przypadkowych 96

Wydano w 150 egz.
Zam. nr 1-50 B.Gł.OZS
Wyk. płk Dworak
Druk. OH, dn. 21.9.76 r.
Nr PF-571/PF-1778/WW
Kor. T.Jarecka

BIBLIOTEKA NAUKOWA Akt. WP
Archiwum Dzieje Autorów Specjalnych
Nr ewid. 42992