

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

9<sub>1</sub> 143 05194

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO  
im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPL I LOTNICTWA  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

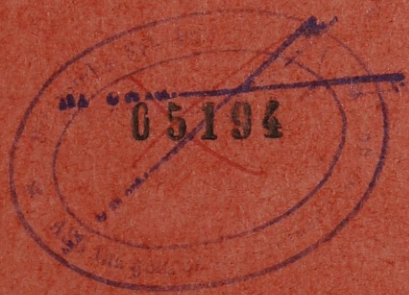
JAWNE



Egz. Nr 1

ppłk dr R. DWORAK

SKUTECZNOŚĆ PRZECHWYTYWANIA



41332

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP  
Archiwum Urzędu Obsługi Specjalnej  
Nr ewid. \_\_\_\_\_

REMBERTÓW

WRZESIEŃ

1964

40



93

143

05194

**AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO**  
im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPL I LOTNICTWA  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

**JAWNE**



Egz. Nr 1

ppłk dr R. DWORAK

**SKUTECZNOŚĆ PRZECHWYTYWANIA**



41332

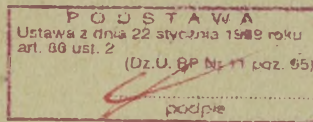
BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP  
Archiwum Instytutu Studiów Specjalnych  
Wz ewid. \_\_\_\_\_

40

A K A D E M I A   S Z T A B U   G E N E R A L N E G O  
im. generała broni Karola Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OBRONY POWIETRZNEJ KRAJU I LOTNICTWA  
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

"ZATWIERDZAM"  
KOMENDANT ODDZIAŁU  
WOJSK OBRONY POWIETRZNEJ  
KRAJU I LOTNICTWA



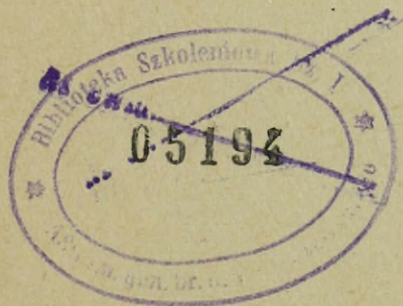
Egz.nr...1

płk prof. Remigiusz WOJTCWICZ  
Dnia " .....1964 r.

PRZEKLASYFIKOWANO  
Protokół Nr 12657

ppłk dr R. DWORAK

SKUTECZNOŚĆ PRZECHWYTYWANIA



BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP  
Archiwum Biuletynów Specjalnych  
Nr ewid.

41332

REMBERTOW

w r z e s i e ń

1964 r.

Podstawowym zadaniem lotnictwa myśliwskiego jest przechwytywanie niektórych środków napadu powietrznego w powietrzu. Dla każdego i tego samego typu samolotu myśliwskiego, 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 charakteryzować 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 skuteczność przechwytywania.

W związku z tym, podstawowym kryterium skuteczności bojowej samolotów myśliwskich jest prawdopodobieństwo przechwycenia.

Najbardziej wygodnym sposobem określania prawdopodobieństwa przechwycenia jest analiza danych statystycznych otrzymanych w toku działań bojowych, wyszkolenia bojowego lub doświadczeń wykonywanych w czasie pokoju. Jednak biorąc pod uwagę bardzo szybki rozwój techniki bojowej i środków zabezpieczających przechwytywanie /systemy dowodzenia i naprowadzania/, tego rodzaju 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., zachodzi konieczność dokonania oceny tej skuteczności, jeszcze przed uzyskaniem nawet bardzo skąpych danych statystycznych.

Dla takich przypadków skuteczność przechwytywania może być określona tylko metodą analityczną, to znaczy poprzez 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 zostaną dwie metody - metoda pełnych obliczeń i metoda uproszczona. Podany podział na te dwie metody jest czysto umowny. Pierwsza metoda obliczeń zakłada również pewne przybliżenia, ale jest bardziej dokładna w porównaniu z drugą metodą, która jest wprawdzie mniej pracochłonna, lecz również mniej dokładna.

## I ROZDZIAŁ

### METODA PEŁNYCH OBLICZEN OKRESLENIA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA

Dla oceny skuteczności przechwytywania umownie ustalimy niektóre etapy lotu myśliwca na przechwycenie, które wywierają decydujący wpływ na wynik 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 czynników 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 albo naprowadzany samolot myśliwski znajdzie się w takiej odległości od celu, która będzie większa od odległości wzrokowego lub radiolokacyjnego wykrycia celu, albo samolot myśliwski znajdzie się w takim położeniu, z którego, biorąc pod uwagę jego możliwości manewrowe i system uzbrojenia, nie będzie mógł wykonać ataku. Prawdopodobieństwo tego, że samolot myśliwski wykryje cel i wyjdzie w wyjściowe położenie do ataku będziemy nazywali prawdopodobieństwem wyjścia do ataku i oznaczymy przez

$W_{at}$ ;

- na etapie prowadzenia walki i rażenia celu - przypadkowe czynniki wpływające na rozrzut środków rażenia. Prawdopodobieństwo tego, że samolot myśliwski zniszczy cel oznaczmy przez  $W_{\text{raź}}$ .

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

Czynnik niezawodności sprzętu uwzględnimy przy pomocy współczynnika niezawodności  $/K_n/$ .

W przypadkach ograniczonych możliwości przechwytywania należy uwzględniać prawdopodobieństwo przelotu celu w granicach strefy przechwytywania. Prawdopodobieństwo przelotu celu w granicach strefy przechwytywania oznaczmy przez  $W_c$ .

Z rachunku prawdopodobieństwa wiadomo, że prawdopodobieństwo zupełne zdarzenia polegającego na kolejnym zajściu określonych cząstkowych zdarzeń /określonych warunkach zajścia tych zdarzeń/, równe jest iloczynowi prawdopodobieństw tych zdarzeń cząstkowych.

Wobec tego, prawdopodobieństwo przechwytywania będzie równe:

$$W_p = W_c \cdot W_{\text{st}} \cdot W_{\text{raź}} \cdot K \quad /1/$$

Należy zaznaczyć, że prawdopodobieństwo pomyślnego wykonania 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.

W zasadzie uwzględnienie tych właściwości jest możliwe poprzez modelowanie całego procesu przechwytywania na maszynach matematycznych.

W celu przybliżonej oceny skuteczności przechwytywania można pominać te właściwości i wprowadzać do obliczeń średnie wartości poszczególnych prawdopodobieństw /dla jakichś średnich warunków/.

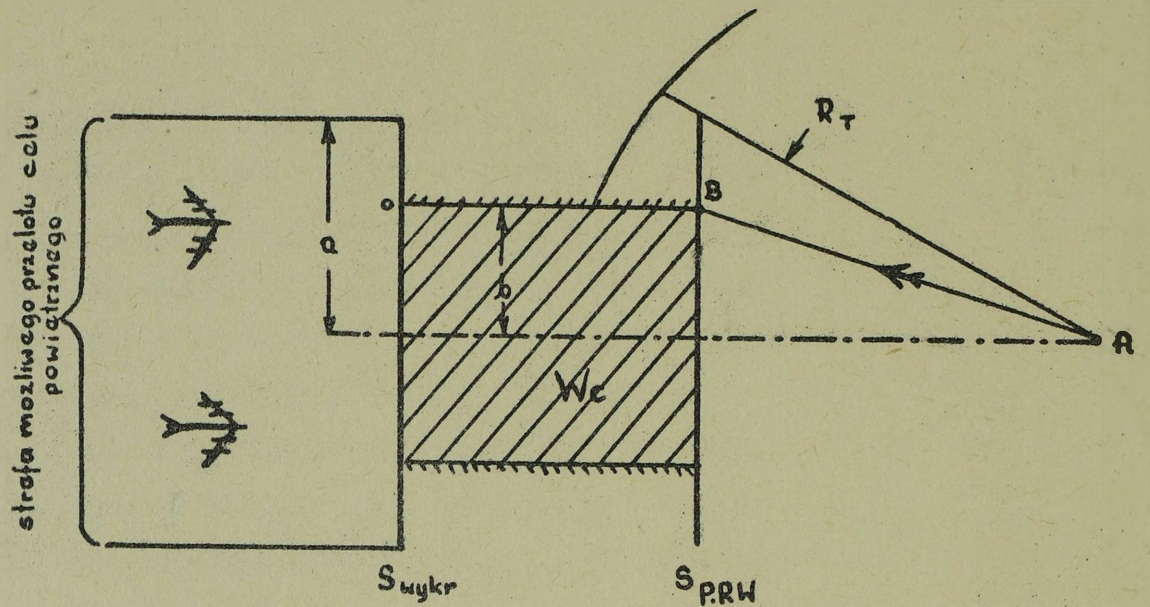
Największą wartość z rozpatrzonych składowych prawdopodobieństwa przechwytywania posiada prawdopodobieństwo wyjścia do ataku. Na podstawie analizy prawdopodobieństwa wyjścia do ataku możemy wyciągnąć szereg wniosków dotyczących organizacji i taktyki walki powietrznej.

W niniejszym skrypcie rozpatrzona zostanie metoda określania prawdopodobieństwa przelotu celu w granicach strefy przechwytywania  $/W_c/$  i prawdopodobieństwa wyjścia do ataku  $/W_{at}/$ , a to ze względu na to, że metodą określania prawdopodobieństwa rażenia  $/W_{ra\dot{z}}/$  i współczynnika niezawodności  $/K_n/$  zajmują się specjaliści.

1. Określanie prawdopodobieństwa przelotu celu w granicach strefy przechwytywania

Obrona przeciwlotnicza będzie organizowana w ten sposób, żeby uniknąć istnienia stref, gdzie przechwytywanie będzie niemożliwe. W związku z tym planuje się odpowiednie rozmieszczenie lotnisk lub stref dyżurowania w powietrzu. Niemniej jednak, często będą miały miejsce takie warunki lotu nieprzyjaciela, kiedy strefy przechwytywania z poszczególnych lotnisk /stref dyżurowania/ nie będą zapewniały ciągłości przechwytywania w danym rejonie działań bojowych. Należy tłumaczyć to tym, że wymiary strefy przechwytywania posiadają szereg ograniczeń wynikających na przykład z ograniczonej odległości wykrycia, z ograniczonego zapasu paliwa na samolocie i ograniczonego czasu dyżurowania.

Dla określenia prawdopodobieństwa wyjścia celu w strefę możliwego przechwytywania rozpatrzaj rys. 1.



Rys.1.

Założmy, że określona grupa samolotów myśliwskich ma zadanie osłonić wojska lądowe w pasie o szerokości  $2a$ , oraz, że wprowadzenie samolotów myśliwskich do walki powinno się odbyć na nakazanej rubieży przed nią. Zakładamy również, że w danych warunkach szerokość strefy przechwytywania jest równa  $2b$ .

Możliwą szerokość strefy przechwytywania określamy zakładając następujące warunki:

- cel leci z kursem prostopadłym do rubieży wykrycia i znajduje się na bocznej granicy strefy przechwytywania;
- samolot myśliwski znajduje się w punkcie A;
- wprowadzenie myśliwca do walki powinno się odbyć w punkcie B na nakazanej rubieży.

Rzeczą oczywistą jest, że czasy lotu celu i samolotu myśliwskiego do spotkania na nakazanej rubieży powinny być jednakowe, to znaczy:

$$t_c = t_m$$

Z rysunku /1/ wynika, że:

$$t_c = \frac{S_{wykr} - S_{PRW}}{v_c}$$

$$t_m = \frac{\sqrt{b^2 + S_{PRW}^2} - S_H}{v_m} + t_{\Sigma} + t_{man} \quad /3/$$

Przyrównując /2/ i /3/ oraz wykonując odpowiednie przekształcenia otrzymamy wzór na obliczenie połowy szerokości strefy przechwytywania.

$$b = \sqrt{n^2 \left[ \left( S_{wykr} - S_{PRW} \right) - v_c \left( t + t_{man} - \frac{S_H}{v_m} \right) \right]^2 - S_{PRW}^2} \quad /4/$$

Jeżeli założymy, że rozkład trafień celu w strefę przechwytywania jest jednostajny, łatwo możemy określić prawdopodobieństwo trafienia w granice strefy przechwytywania. W danym przypadku należy określić prawdopodobieństwo trafienia celu w odcinek 2b /rys.1/, który jest częścią składową odcinka 2a. W geometrycznej interpretacji szukane prawdopodobieństwo jest równe powierzchni zakreślonej na rys.1. Zgodnie z rachunkiem prawdopodobieństwa, prawdopodobieństwo to jest równe stosunkowi długości odcinka 2b do całej długości odcinka 2a, dla którego przyjęto rozkład jednostajny.

Wobec tego prawdopodobieństwo wyjścia celu w strefę przechwytywania jest równe:

$$W_c = \frac{b}{a} \quad /5/$$

Rozpatrzyliśmy przypadek, kiedy szerokość strefy przechwytywania ograniczona jest możliwym czasem lotu samolotu myśliwskiego do nakazanej rubieży wprowadzenia do walki.

Strefa przechwytywania może mieć ograniczenia związane z taktycznym promieniem działania samolotu myśliwskiego.

W takim przypadku połowa szerokości strefy przechwytywania będzie równa:

$$b = \sqrt{R_T^2 - S_{MRW}^2} \quad /6/$$

gdzie  $R_T$  - taktyczny promień działania.

Wobec tego prawdopodobieństwo przelotu celu przez strefę przechwytywania będzie równe:

$$W_c = \frac{\sqrt{R_T^2 - S_{MRW}^2}}{a} \quad /7/$$

## 2. Określenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku

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

Koniecznymi warunkami walki powietrznej są takie warunki, w których powinien znajdować się samolot myśliwski w danej chwili walki powietrznej po to, żeby walka powietrzna została zakończona pomyślnie.

Konieczne warunki walki powietrznej można oznaczyć przy pomocy następujących stref:

- strefy wykrycia;
- strefy zbliżenia;
- strefy możliwych ataków.

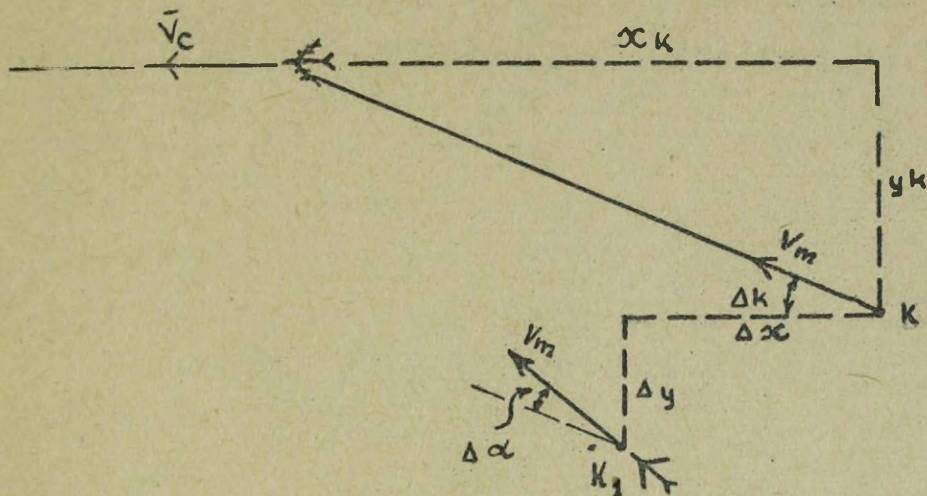
Wyżej wymienione strefy określa się na podstawie analizy położenia samolotu myśliwskiego w stosunku do celu z uwzględnieniem wszystkich ograniczeń /przeciążenie, prędkość, charakterystyka rakiet itp./, przy czym określa się nie tylko współrzędne samolotu myśliwskiego, ale i zależności między tymi współrzędnymi dla różnych punktów, to znaczy przeprowadza się analizę względnych torów myśliwca w stosunku do celu.

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

### a/ Charakterystyka możliwych warunków walki powietrznej.

#### Błędy naprowadzania

Założmy, że naprowadzanie samolotu myśliwskiego wykonywane jest metodą "manewru". Wynikiem naprowadzania powinno być zdarzenie tego, że samolot myśliwski znajdzie się w nakazanym punkcie w stosunku do celu /na rys.2 punkt K/. Położenie punktu znajdowania się samolotu myśliwskiego po wykonaniu naprowadzania można opisać przy pomocy względnych współrzędnych  $X_k$ ,  $Y_k$  i różnicy kursów  $\alpha_k$  rozpatrywanych na płaszczyźnie.



Rys.2.

Jednak na skutek 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 nakazanego /założonego/ położenia w odległości /  $\Delta x$  /, w odstępnie /  $\Delta y$  /, w kursie /  $\Delta \alpha$  / i w wysokości /  $\Delta H$  /. /Na rys.  $\Delta H$  nie jest pokazane/.

Odchylenie samolotu myśliwskiego od nakazanego położenia będziemy nazywali 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 w wysokości nie wywierają istotnego wpływu na ostateczny wynik naprowadzania. Dlatego też nie będziemy brali pod uwagę błędów naprowadzania po wysokości, a będziemy rozpatrywali tylko błędy naprowadzania w płaszczyźnie poziomej, to znaczy:  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  i  $\Delta \alpha$ .

Podstawowymi przyczynami powstawania błędów naprowadzania /pierwotnymi błędami/ są:

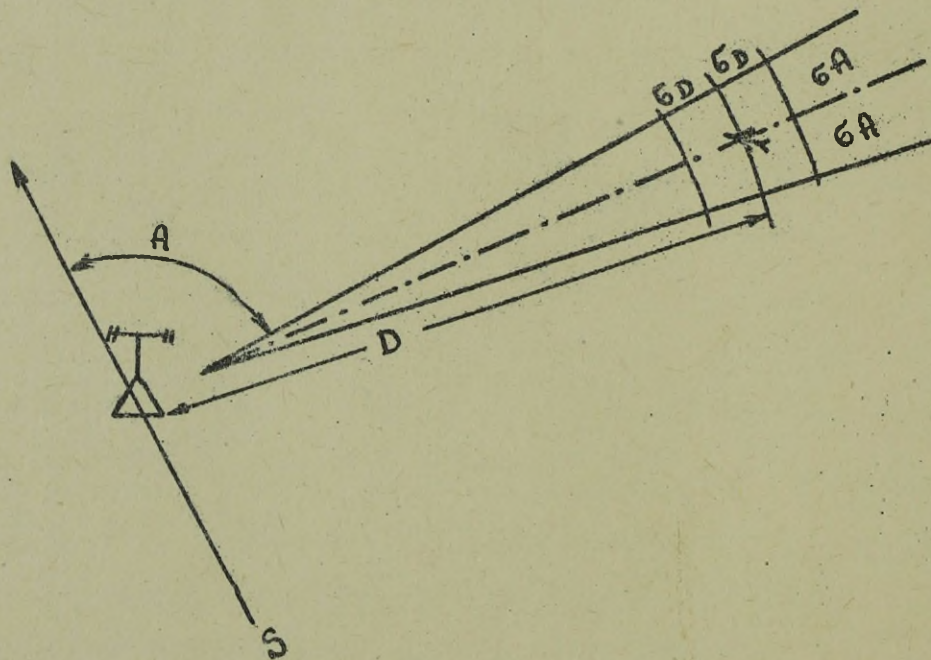
- błędy niedokładnego określania współrzędnych samolotu myśliwskiego i celu;

- błędy niedokładnego określania reżimu 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 skrętu/.

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

#### Dokładność określania współrzędnych

Dokładność określania współrzędnych przy pomocy stacji radiolokacyjnej charakteryzuje się, jak wiadomo, średnim kwadratowym odchyleniem w odległości /  $\sigma_D$  / i średnim kwadratowym odchyleniem w azymucie /  $\sigma_A$  /. Otrzymane w wyniku pomiarów miejsce znajdowania się samolotu myśliwskiego w ogólnym przypadku nie będzie pokrywać się z rzeczywistym miejscem znajdowania się. Z określonym prawdopodobieństwem można twierdzić /w przybliżeniu 68 %/, że miejsce samolotu znajduje się w granicach powierzchni prostokąta o bokach  $2\sigma_D$  i  $2\sigma_A$  /rys.3/



Rys.3.

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

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + (D \sigma_A)^2} \quad /8/$$

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:

$$\sigma_x = \frac{\sigma_r}{\sqrt{2}} \quad i \quad \sigma_y = \frac{\sigma_r}{\sqrt{2}}$$

Na podstawie określonych współrzędnych celu i samolotu myśliwskiego może być następnie rozwiązane zadanie naprowadzania. Z chwilą kiedy samolot myśliwski wyjdzie na nakazany punkt K, położenie jego w tym punkcie może być określone z błędem  $\pm r/8$ , ale z takim samym błędem 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:

$$\begin{aligned} \sigma_{x_m} = \sigma_{x_c} = \frac{\sigma_{r_m}}{\sqrt{2}} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}} & \quad \sigma_{r_m} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{2} \\ \sigma_{y_m} = \sigma_{y_c} = \frac{\sigma_{r_m}}{\sqrt{2}} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}} & \quad \sigma_{r_m} = \frac{\sigma_{r_c}}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{2} \end{aligned}$$

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

$\sigma_{r_m}, \sigma_{r_c}$  - odpowiednio średnie kwadratowe odchylenie kołowe określenia położenia samolotu myśliwskiego i celu;

Czyli ogólny błąd w określeniu współrzędnych będzie równy:

$$\sigma_{rl} = \sigma_{x_m} = \sigma_{x_c} = \sigma_{y_m} = \sigma_{y_c} = \sqrt{\sigma_D^2 + (D\sigma_A)^2} \quad /9/$$

gdzie:  $\sigma_A$  w radianach

$\sigma_{rl}$  - średnie kwadratowe odchylenie w określeniu współrzędnych przez stację radiolokacyjną.

Wzór /9/ 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 stację radiolokacyjną /  $\sigma_{rl}$  / należy uwzględnić również dokładność odczytu, przekazania i odtworzenia współrzędnych lub wprowadzenia ich w aparaturę naprowadzania.

W poniższej tabeli podane wartości błędów naprowadzania w zależności od odległości punktu naprowadzania od rubieży wprowadzenia do walki dla  $\sigma_D = 0,5$  km i  $\sigma_A = 0,5^\circ$

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

W przypadku naprowadzania z planszetu dokładność określania współrzędnych /D i A/ nieco zmniejsza się i wynosi  $\sigma_D = 1$  km,  $\sigma_A = 1^\circ$ .

Wówczas błędy naprowadzania będą posiadały następujące wartości:

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

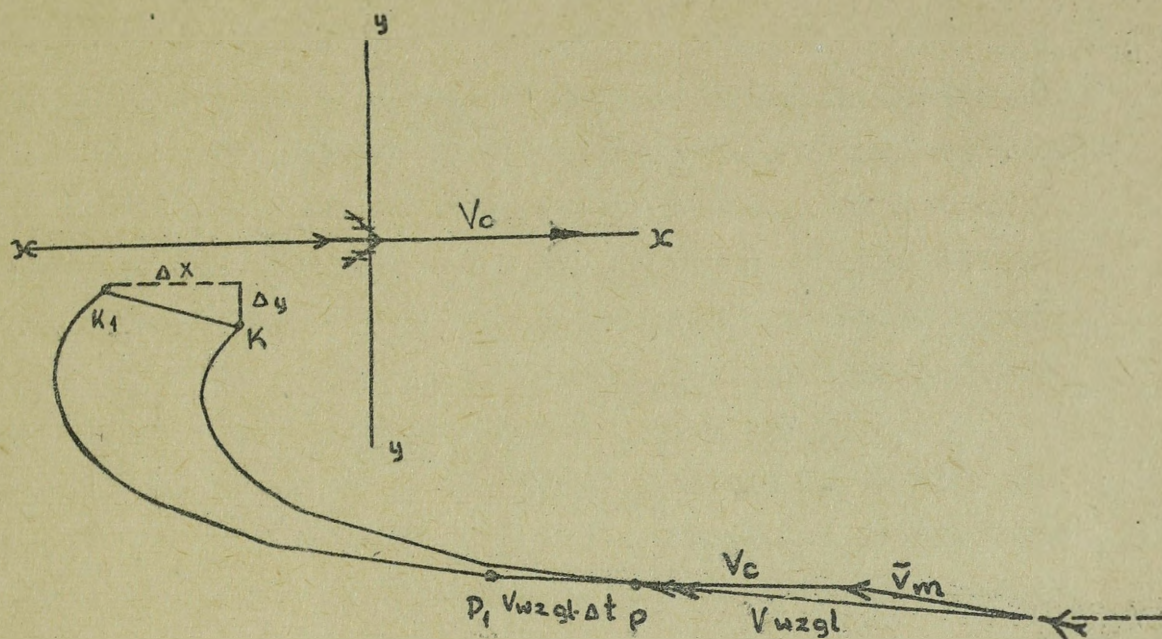
Wpływ niedokładnego wykonania skretu przez samolot myśliwski w stosunku do nakazanego punktu skretu

Samolot myśliwski naprowadzany metodą "manewr" w celu wyjścia na nakazany punkt K musi wykonać skręt z nakazanym promieniem. Ruch samolotu do punktu początku skretu P /rys. nr 4/ jeżeli rozpatrujemy ruch względny/ odbywa się po linii stycznej do toru skretu z prędkością względną

$$V_{wzgl.}$$

Jeżeli samolot myśliwski rozpocznie skręt nie w oznaczonym czasie /to znaczy nie w punkcie P/, na przykład z pewnym opóźnieniem w czasie  $\Delta t$ , to zakończy on wykonanie skretu nie w punkcie K, a w jakimś punkcie  $K_1$ , a różnica w odległości pomiędzy tymi punktami wyniesie

$$V_{wzgl.} \Delta t$$



Rys.4.

Wiadomo [1,5], że składowe względnej prędkości zblżenia są równe:

$$\dot{x} = -V_m / n - \cos \Delta /$$

$$\dot{y} = V_m \sin \alpha$$

Posługując się odpowiednią zależnością z teorii błędów dla określenia cząstkowych średnio kwadratowych odchylen błędu, to znaczy

$$\sigma_{y x_i} = \left| \frac{\partial y}{\partial x_i} \right| \cdot \sigma_{x_i} \quad /10/$$

możemy łatwo określić średnie kwadratowe odchylenia błędów naprowadzania

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{x_t} &= \left| \frac{\partial x}{\partial t} \right| \sigma_t = V_m (n - \cos \alpha) \sigma_t \\ \sigma_{y_t} &= \left| \frac{\partial y}{\partial t} \right| \sigma_t = V_m \sin \alpha \sigma_t \end{aligned} \right\} \quad /11/$$

gdzie:  $\sigma_t$  - średnie kwadratowe odchylenie błędu w określeniu momentu początku skrętu.

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

Wzory /11/ wskazują na to, że wielkość błędów naprowadzania powstałych na skutek niedokładnego rozpoczęcia skreću w nakazanym czasie i punkcie jest wprost proporcjonalna do prędkości samolotu myśliwskiego  $V_m$ . Dlatego też wraz ze wzrostem prędkości lotu dokładność naprowadzania zmniejsza się. Oprócz tego wielkość błędów zależy od wartości kąta  $\alpha$ , to znaczy od tego z jakiego kursu w stosunku do kursu lotu celu samolot myśliwski wykonuje skręt w celu wyjścia do ataku.

W poniższej tabeli podane są wartości błędów naprowadzania  $\sigma_{xt}$  i  $\sigma_{yt}$  w zależności od  $\alpha$ ,  $n$  i  $V_m$  dla  $n = 0,8$  i  $\sigma_t = 5$  sek.

$\alpha^\circ$	0	30	60	90	120	150	180
$V_m$ /km/godz/							
800	222	6,6	318	850	1375	1760	1900
	0	530	910	1060	910	530	0
900	250	7,5	375	1000	1640	2080	2250
	0	625	1070	1250	1070	625	0
1000	278	8,4	417	1110	1805	2300	2500
	0	720	1240	1440	1240	720	0
1100	306	9,2	460	1220	1990	2540	2750
	0	766	1314	1530	1314	766	0
1200	333	10	500	1330	2160	2760	2000
	0	830	1430	1660	1430	830	0
1300	360	10,8	540	1440	2340	2980	3250
	0	900	1548	1800	1548	900	0
1400	389	11,7	580	1550	2530	3220	3500
	0	972	1677	1940	1677	972	0
1500	416	12,5	625	1670	2700	3430	3750
	0	1040	1780	2040	1780	1040	0

Uwaga: - w liczniku podane są wartości  $\sigma_{xt}$ , w mianowniku -  $\sigma_{yt}$ .  
- wartości  $\sigma_{xt}$  i  $\sigma_{yt}$  podane są w metrach.

Z tabeli wynika, że w wypadku wykonania zbliżenia na kursach przeciwnych  $\alpha = 180^\circ$  błąd w odstępnie  $\Delta b_{yt} = 0$  jest równy zero, a błąd w odległości osiąga maksymalną wartość. Wartość błędów naprowadzania  $\Delta b_{xt}$  i  $\Delta b_{yt}$  w wyraźny sposób zmienia się jeżeli skręt będzie wykonany na przecinających się kursach zbliżenia  $\alpha = 90^\circ$ .

c. Wpływ niedokładnego utrzymania kąta skrętu

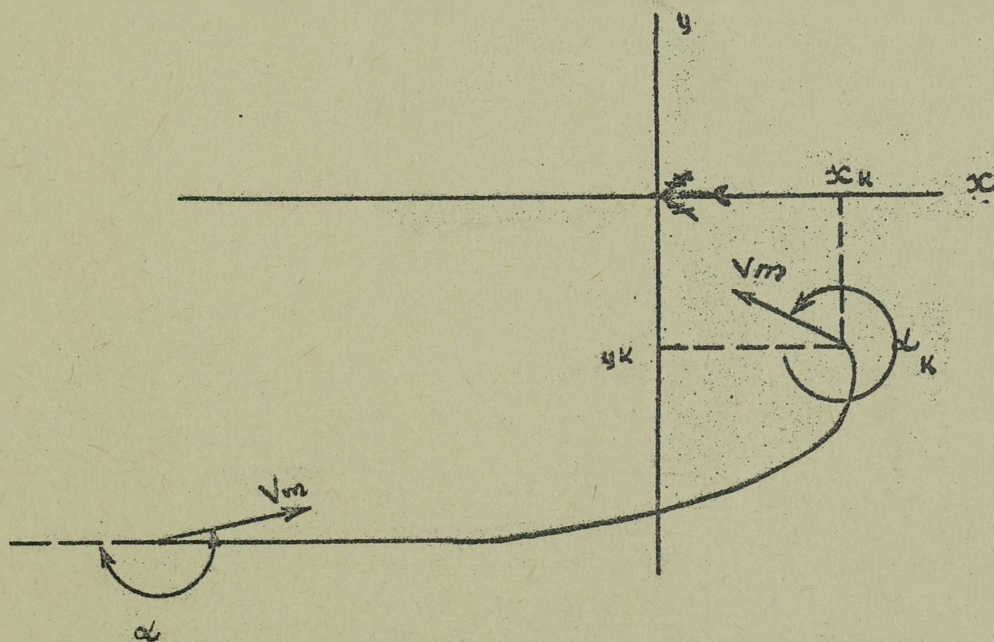
Wiadomo [1,5], że współrzędne punktu początku skrętu samolotu myśliwskiego /a na ich podstawie - moment początku skrętu/ można obliczyć przy pomocy wzorów:

$$\left. \begin{aligned} x &= x_k + R \left[ n (\alpha_k - \alpha) - (\sin \alpha_k - \sin \alpha) \right] \\ y &= y_k + R (\cos \alpha_k - \cos \alpha) \end{aligned} \right\} \quad /12/$$

gdzie:  $\alpha_k$  - różnica kursów myśliwca i celu po wykonaniu skrętu /rys.5/

$\alpha$  - różnica kursów myśliwca i celu przed wykonaniem skrętu,

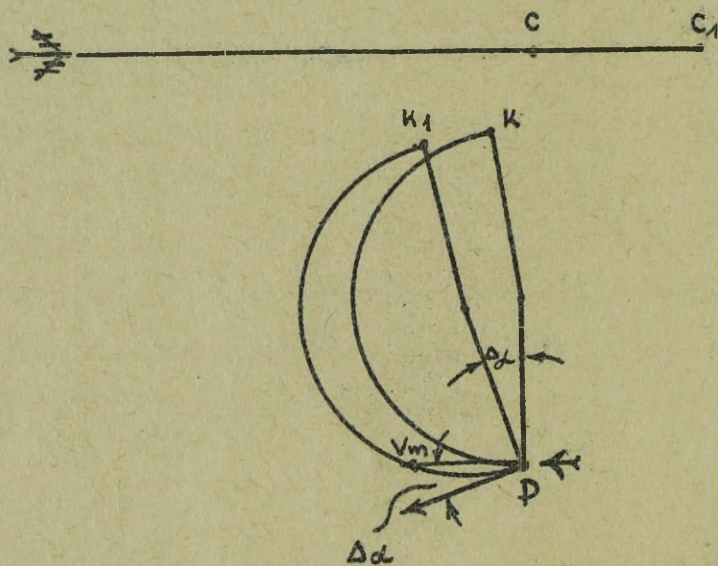
$(\alpha_k - \alpha)$  - potrzebny kąt skrętu myśliwca dla wyjścia w tylną półsfere celu.



Rys.5.

Ponieważ wartość  $\alpha_k$  jest nakazaną /stałą/, to kąt o który samolot myśliwski powinien wykonać skręt może być określony z błędami, przyczyną których będą błędy  $\Delta \alpha$  w określeniu różnicy kursów  $\alpha$ .

Założmy, że został określony punkt początku skrętu P /rys.6/ z takim wyliczeniem, żeby zakończyć skręt /ustalenie  $\alpha_K$ / w nakazanym punkcie K, i że w rzeczywistości samolot myśliwski rozpoczął skręt w punkcie P. Jednak na skutek błędu  $\Delta\alpha$  w określeniu różnicy kursów skręt został zakończony w punkcie  $K_1$ . W tej sytuacji na skutek zmiany kąta skrętu /o wartość  $\Delta\alpha$ / i czasu skrętu, to w chwili zakończenia skrętu cel znajdzie się nie w punkcie C, a w punkcie  $C_1$ .



Rys.6.

Błędy naprowadzania powstałe na skutek różnicy pomiędzy nakazaną i faktyczną wartością kąta skrętu możemy określić wykorzystując poprzednio przytoczoną zależność z teorii błędów /11/.

W danym przypadku różniczkujemy równania /12/ względem  $\alpha$  i zamieniamy różniczki zmiennej  $\alpha$  średnimi kwadratowymi odchyleniami. Otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{x_d} &= \left| \frac{\partial x}{\partial \alpha} \right| \sigma_{\alpha} = R (1 - \cos \alpha) \sigma_{\alpha} \\ \sigma_{y_d} &= \left| \frac{\partial y}{\partial \alpha} \right| \sigma_{\alpha} = R \sin \alpha \cdot \sigma_{\alpha} \end{aligned} \right\} \quad /13/$$

Błąd kursowy  $\sigma_\alpha$  powstaje na skutek błędów określenia kierunku lotu celu, błędów powstałych podczas rozwiązywania zadania przechwyconia /określenie kursu lotu na przechwyconie/, błędów wynikłych z niedokładnego utrzymywania kursu przez pilota oraz błędów powstałych na skutek wpływu wiatru /nieuwzględnianie KZ/. Ogólnie, wartość błędu naprowadzania przy wzrokowym naprowadzaniu z ekranu okrężnej obserwacji waha się w granicach 6-10°.

W poniższej tabeli podane są wartości błędów naprowadzania  $\sigma_{x\alpha}$  i  $\sigma_{y\alpha}$  w zależności od R.n i  $\alpha$  dla  $\sigma_\alpha = 6^\circ$

n	$\alpha^\circ$		0		30		60		90		120		150		180	
	R.KM		25	50	25	50	25	50	25	50	25	50	25	50	25	50
0,6			$\frac{1,0}{0}$	$\frac{2,0}{0}$	$\frac{0,65}{1,25}$	$\frac{1,3}{2,5}$	$\frac{0,25}{2,15}$	$\frac{0,5}{4,3}$	$\frac{1,5}{2,5}$	$\frac{3,0}{5,0}$	$\frac{2,7}{2,15}$	$\frac{4,4}{4,3}$	$\frac{3,6}{1,25}$	$\frac{7,2}{2,5}$	$\frac{4,0}{0}$	$\frac{8,00}{0}$
0,7			$\frac{0,75}{0}$	$\frac{1,5}{0}$	$\frac{0,4}{1,25}$	$\frac{0,8}{2,5}$	$\frac{0,5}{2,15}$	$\frac{1,0}{4,3}$	$\frac{1,75}{2,5}$	$\frac{3,5}{5,0}$	$\frac{3,0}{2,15}$	$\frac{6}{4,3}$	$\frac{3,9}{1,25}$	$\frac{7,8}{2,5}$	$\frac{4,25}{0}$	$\frac{8,5}{0}$
0,8			$\frac{0,5}{0}$	$\frac{1,0}{0}$	$\frac{0,15}{1,25}$	$\frac{0,3}{2,5}$	$\frac{0,7}{2,15}$	$\frac{1,4}{4,3}$	$\frac{2,0}{2,5}$	$\frac{4,0}{5,0}$	$\frac{3,2}{2,15}$	$\frac{6,4}{4,3}$	$\frac{4,1}{1,25}$	$\frac{8,2}{2,5}$	$\frac{4,5}{0}$	$\frac{9,0}{0}$
0,9			$\frac{0,25}{0}$	$\frac{0,5}{0}$	$\frac{0,4}{1,25}$	$\frac{0,8}{2,5}$	$\frac{0,75}{2,15}$	$\frac{1,5}{4,3}$	$\frac{2,2}{2,5}$	$\frac{4,4}{5,0}$	$\frac{3,5}{2,15}$	$\frac{7,0}{4,3}$	$\frac{4,4}{1,25}$	$\frac{8,8}{2,5}$	$\frac{4,75}{0}$	$\frac{9,5}{0}$

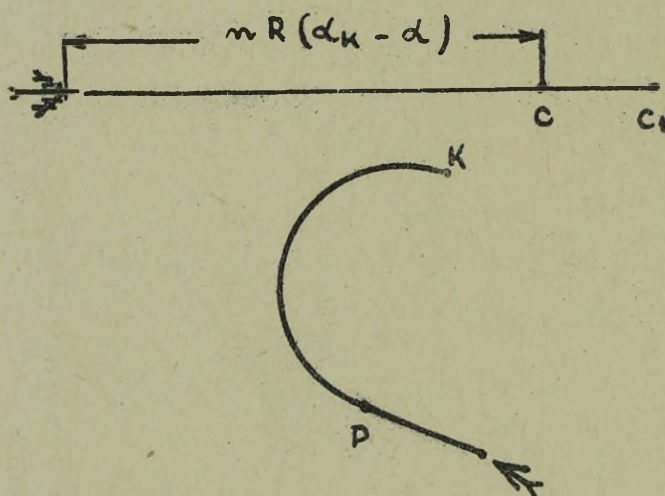
Uwaga: - w liczniku podane są wartości  $\sigma_{x\alpha}$ , w mianowniku -  $\sigma_{y\alpha}$ .

- wartości  $\sigma_{x\alpha}$  i  $\sigma_{y\alpha}$  podane są w km.

Z podanych wzorów i załączonej tabeli wynika, że błędy naprowadzania są wprost proporcjonalne do promienia skreślenia samolotu myśliwskiego. W związku z tym dokładność naprowadzania ze wzrostem wysokości i prędkości lotu zmniejsza się. Poważny wpływ na dokładność naprowadzania posiada początkowa różnica kursów  $\alpha$ .

d/ Wpływ niedokładnego określenia prędkości lotu celu

Jeżeli prędkość lotu celu została określona z błędem, to do chwili wyjścia samolotu myśliwskiego na punkt K /rys.7/ cel przejdzie 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.7.

Powstałe błędy naprowadzania można określić różniczkując równania /12/ względem  $V_c$ . Otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{xV_c} &= \left| \frac{\partial x}{\partial V_c} \right| \sigma_{V_c} = R(\alpha_k - \alpha) \frac{\sigma_{V_c}}{V_m} = \\ &= R(\alpha_k - \alpha) \frac{\sigma_{V_c}}{V_m} \cdot \frac{V_c}{V_c} = n R(\alpha_k - \alpha) \delta V_c \end{aligned} \right\} \quad /14/$$

$$\sigma_{yV_c} = 0$$

$$\text{gdzie } \delta V_c = \frac{\sigma_{V_c}}{V_c}$$

- względne średnie kwadratowe odchylenie określenia prędkości celu.

Podczas naprowadzania z ekranu okrężnej obserwacji

wartość błędu  $\delta V_c$  waha się w granicach 0,1 - 0,15.

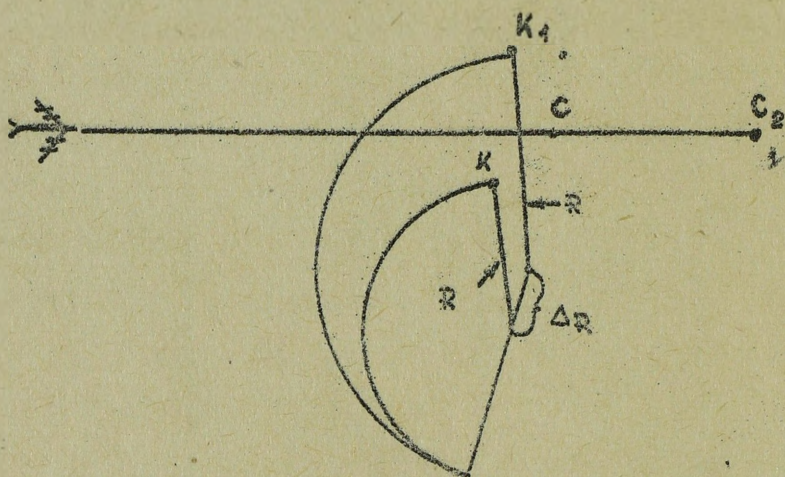
Należy zaznaczyć, że z powodu błędów określania prędkości celu powstają tylko błędy naprowadzania w odległości, a błędy naprowadzania w ościepie są równe zero. Wielkość błędu  $\delta x_{V_c}$  jest wprost proporcjonalna do promienia i kąta skrętu.

W poniższej tabeli podane są wartości błędu naprowadzania  $\delta x_{V_c}$  w zależności od  $R$ ,  $n$  i  $|\alpha_k - \alpha|$  dla  $\delta v_c = 0,1$

$n$	$ \alpha_k - \alpha ^\circ$		0		30		60		90		120		150		180	
	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50	20	50
0,6	0	0	0,63 km	1,5 km	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		

e/ Wpływ niedokładnego utrzymania reżimu skretu

Nieutrzymanie przez pilota podczas wykonywania skretu nakazanej prędkości i kąta przechyłu, jak wiadomo prowadzi do powstania błędów w wielkości promienia skretu  $\Delta R$ . Na przykład jeżeli samolot myśliwski powinien był wykonać skręt o promieniu  $R$  i zakończyć ten skręt w punkcie  $K$  /rys.8/, to w przypadku zaistnienia błędu  $\Delta R$  skręt zostanie zakończony w punkcie  $K_1$ .



Rys.8

Oprócz tego zmiana promienia skretu wpływa na czas skretu, to z kolei prowadzi do tego, że cel w chwili zakończenia skretu znajdzie się nie w punkcie  $C$ , a w punkcie  $C_1$ .

Błędy naprowadzania powstałe na skutek niedokładnego utrzymania reżimu skretu można określić różniczkując równanie /12/ względem  $R$ . Otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{xR} &= \left| \frac{\partial x}{\partial R} \right| \sigma_R = [n(\alpha_K - \alpha) - (\sin \alpha_K - \sin \alpha)] \sigma_R \\ \sigma_{yR} &= \left| \frac{\partial y}{\partial R} \right| \sigma_R = (\cos \alpha_K - \cos \alpha) \sigma_R \end{aligned} \right\} /15$$

gdzie  $\sigma_R$  - średnie kwadratowe odchylenie w utrzymaniu przez pilota nakazanego promienia skretu.

Z teorii manewrowania wiadomo, że ten błąd może być obliczony przy pomocy wzoru:

$$\sigma_R = \frac{R V_m^2}{g \tan \beta} \sqrt{\delta V_m^2 + \left( \frac{\sigma_\beta}{\sin 2\beta} \right)^2} \quad /16/$$

gdzie  $\beta$  = nakazany kąt przechyłu samolotu myśliwskiego podczas wykonywania skrętu.

Błąd  $\sigma_R$  jest zależny od prędkości i kąta przechyłu, a głównie od dokładności utrzymania kąta przechyłu. Praktycznie błąd nieutrzymania przez pilota nakazanego kąta przechyłu  $\sigma_\beta$  waha się w granicach  $\pm 2-3^\circ$ , a względny błąd nieutrzymania nakazanej prędkości  $\sigma_{V_m}$  jest bardzo mały i nie przekracza 0,1 %.

Przy danej dokładności zachowania wielkości skrętu błędy naprowadzania /15/ zależą od wielkości kąta skrętu  $|\alpha_k - \alpha|$ .

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

$\alpha^\circ$	$\sigma_{xR}$ , km	$\sigma_{yR}$ , km
90	2,7	1,2
180	3,0	2,4

Dokładność naprowadzania. Rozkład błędów naprowadzania

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

$$\sigma_x = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{x_i}^2}$$

$$\sigma_y = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{y_i}^2}$$

/17/

Jeżeli przyjmiemy, że:

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

$\sigma_y = \sigma_j$  - średnie kwadratowe odchylenie w odstępie,

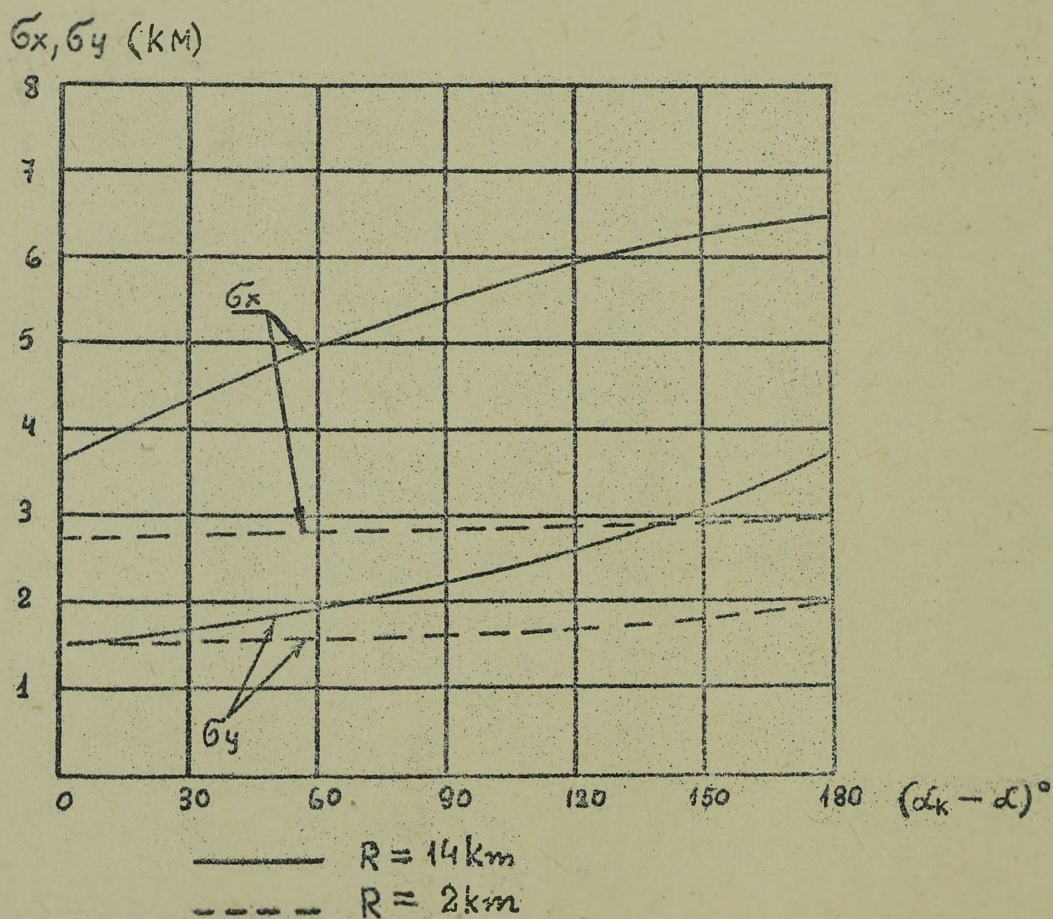
otrzymamy:

$$\sigma_D = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{x_i}^2}$$

/18/

$$\sigma_Y = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{y_i}^2}$$

Na wykresie /rys.9/ podane są wartości błędów wzrokowego naprowadzania ze wskaźnika określonej obserwacji dla prędkości myśliwca 1000 km/godz. i prędkości celu 800 km/godz. Wykres charakteryzuje zależność błędów naprowadzania od wielkości kąta skrętu  $|\alpha_k - \alpha|$  przy naprowadzaniu myśliwca w tylną półsferę celu, a także od wielkości promienia skrętu R.

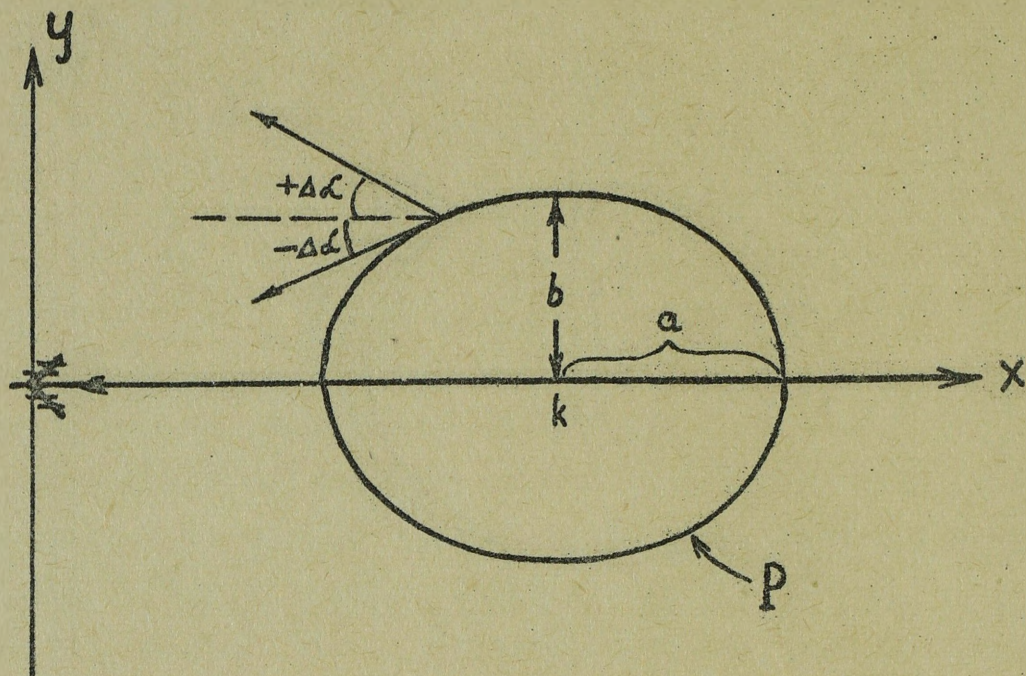


Rys 9

Charakterystycznym jest to, że błędy naprowadzania rosną w miarę zwiększania kąta skrętu myśliwca i szczególnie przy dużych wartościach promienia skrętu. Za czas skrętu myśliwca błędy naprowadzania sumują się i w końcu skrętu mogą osiągnąć prawie podwójną wartość w stosunku do tych błędów, z którymi samolot myśliwski był wprowadzony na punkt początku skrętu. Dlatego też, w celu zwiększenia dokładności naprowadzania celowym jest, o ile to będzie możliwe, /na małych wysokościach/ wykonywać skręty z maksymalnie dopuszczalnym przechyłem /przeciążeniem/. Jeśli to nie jest możliwe /na dużych wysokościach/ zwiększenie dokładności naprowadzania można osiągnąć poprzez zmniejszenie wielkości kąta skrętu - na przykład wykonanie naprowadzania przy pomocy dwóch skrętów.

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 skrętu w wyznaczonym czasie i miejscu.

Rozkład błędów naprowadzania jest taki, że dookoła nakazanego punktu naprowadzania  $K$  można pokazać w postaci elipsy rozrzut możliwych punktów naprowadzania /rys.10/. Wymiary półosi elipsy rozrzutu błędów naprowadzania zależne są od prawdopodobieństwa trafienia w jej granice i określone są przez średnie kwadratowe odchylenie lub uchylenie prawdopodobne.



Rys.10.

Z rachunku prawdopodobieństwa wiadomo [4], że prawdopodobieństwo trafienia w elipsę rozrzutu jest równe:

- jeżeli jako parametr gęstości grupowania przyjmiemy średnie kwadratowe odchylenie

$$P = 1 - e^{-\frac{c^2}{2}} \quad /19/$$

gdzie  $C$  - współczynnik określający zależność między średnim kwadratowym odchyleniem a półosiami elipsy;

- jeżeli jako parametr gęstości grupowania przyjmiemy uchylenie prawdopodobne

$$P = 1 - e^{-\frac{\lambda}{\rho}} \quad /20/$$

gdzie:  $\frac{\lambda}{\rho}$  - współczynnik określający zależność między uchyleniem prawdopodobnym a półosiami elipsy,

$\rho$  - wartość stała równa 0,477.

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.

Dla półautomatycznego systemu "WP" błędy naprowadzania posiadają wartości podane w poniższej tabeli:

Charakter błędu	Wartość błędu	
	Podczas naprowadzania z własnej stacji radiolokacyjnej	Podczas naprowadzania z wykorzystaniem ASPD.
Srednie kwadratowe odchylenie w odległości	$\sigma_D = 1,8 \text{ km}$	$\sigma_D = 2,3 \text{ km}$
Srednie kwadratowe odchylenie w kącie kursowym	$\sigma_q = 4,7^\circ$	$\sigma_q = 5,3^\circ$
Srednie kwadratowe odchylenie w kursie	$\sigma_\alpha = 5^\circ$	$\sigma_\alpha = 10^\circ$

Ponieważ na płaskim rysunku można pokazać tylko dwa błędy, strefę rozrzutu błędów naprowadzania oblicza się we współrzędnych prostokątnych oznaczonych wartościami liniowymi błędów, to znaczy w odległości i w odstępie, przy czym błąd w kącie kursowym oznacza się liczbowo, lub we współrzędnych prostokątnych oznaczonych wielkościami kątowymi, to znaczy w kącie kursowym i kursie, przy czym błąd w odległości uwzględnia się oddzielnie.

Wymiary elipsy rozrzutu błędów naprowadzania można określić przy pomocy wzorów:

$$\begin{aligned} a &= \sigma_D \cdot C \\ b &= \sigma_q \cdot C \end{aligned} \quad /21/$$

Jeżeli nie znamy wartości średniego kwadratowego błędu w odstępie, a znamy średni kwadratowy błąd w kącie kursowym, to średni kwadratowy błąd w odstępie można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\sigma_D = \frac{\sigma_q \cdot d_{sr}}{\operatorname{ctg} 3\sigma_q} \quad /22/$$

gdzie:  $d_{sr}$  - średnia odległość naprowadzania.

Maksymalne wymiary elipsa posiada przy prawdopodobieństwie równym jedności, to znaczy wtedy, kiedy jej półosie są odpowiednio równe trzem średnim kwadratowym odchyleniom  $/C = 3/$  lub czterem uchyleniom prawdopodobnym  $/\frac{\lambda}{\sigma} = 4/$ .

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 mieć miejsce pewny kursowy błąd naprowadzania /rys.10/, przy czym zakłada się, że kursowy błąd naprowadzania posiada rozkład jednostajny, to znaczy, że jednakowo prawdopodobna jest dowolna wartość tego błędu.

#### b/ Charakterystyka koniecznych warunków prowadzenia walki powietrznej

Podstawowe kryterium dla charakterystyki i oceny koniecznych warunków wykonania walki powietrznej jest strefa zблиżenia.

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

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

Strefa zблиżenia posiada dwa rodzaje ograniczeń:

- ograniczenia związane z możliwościami wykonania przez myśliwca manewru;
- ograniczenia związane z możliwościami wykrycia przez myśliwca celu powietrznego.

W celu określenia wymiarów strefy zблиżenia należy posiadać następujące dane:

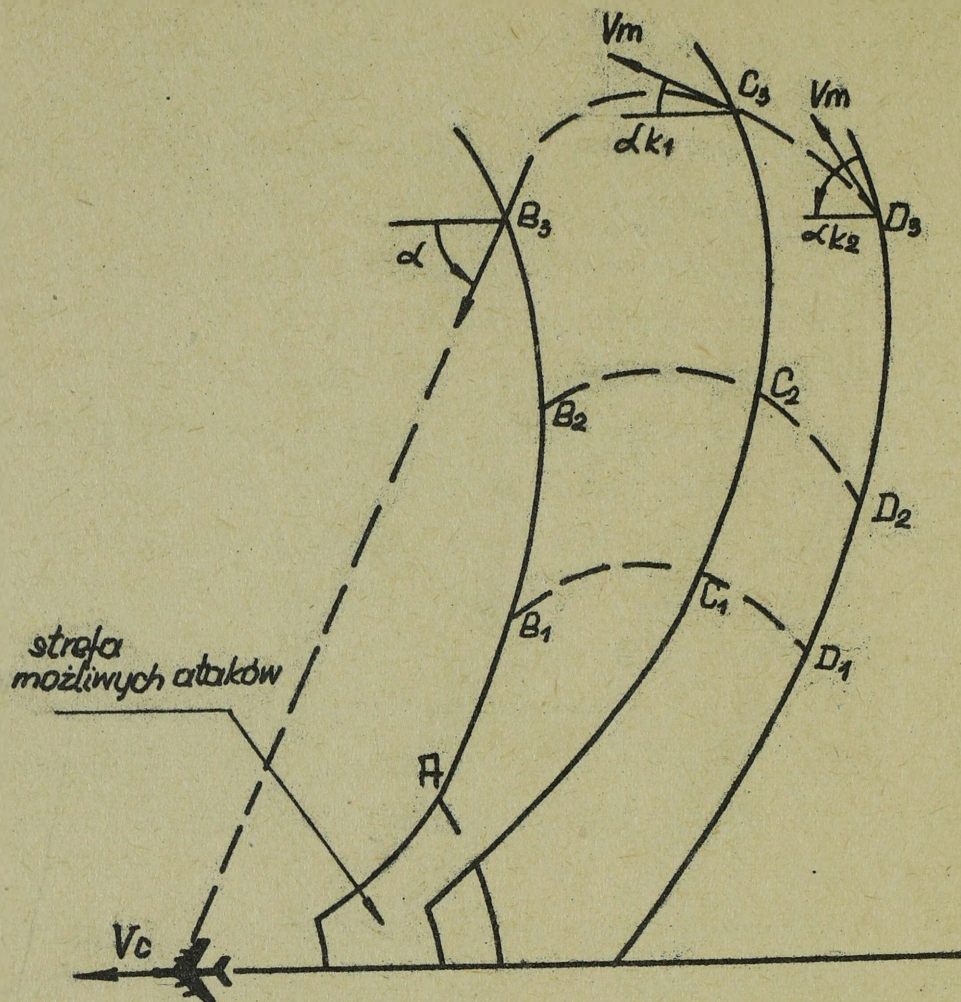
- średnią różnicę kursu celu i myśliwca;
- wartości oczekiwanych błędów naprowadzania;
- kąty obserwacji wzrokowej i przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej;
- zasięg obserwacji wzrokowej i przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej;
- przypuszczalny charakter manewru celu.

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

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

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 pogoni /1,5/, wykreślenie których rozpoczyna się od granicznych w kącie kursowym punktów strefy możliwych ataków /punkt A na rys.11/.

Następnie do wykreślonych krzywych pogoni dorysowuje się tory skrętu 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 połączymy te punkty, to otrzymamy granice 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.



Rys. 11.

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

Do obliczeń wykorzystujemy następujące wzory: /2/

$$x_k = x + \frac{V_m}{\omega_m} \left( \sin \alpha_k - \sin \alpha - \frac{\alpha_k - \alpha}{n} \right) \quad /23/$$

$$y_k = y + \frac{V_m}{\omega_m} (\cos \alpha_k - \cos \alpha) \quad /24/$$

gdzie:  $\omega_m = \frac{g}{V_m} \sqrt{\alpha_{sr}^2 - 1}$

$\alpha_{sr}$  - średnie przecięcie;

$x, y$  - współrzędne punktu końca skrętu na granicznej krzywej pogoni;

$g$  - przyspieszenie grawitacyjne

$x_k, y_k$  - współrzędne punktu początku skrętu;

$\alpha_k$  - różnica kursów w końcu skrętów;

$\alpha$  - różnica kursów na początku skrętu.

Strefa zbliżenia w przypadku kiedy cel nie manewruje jest symetryczna w stosunku do linii kąta kursowego  $= 180^\circ$ . Dlatego też, można obliczać tylko jedną połowę strefy, np. tylko dla lewych skrętów.

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 jedną na drugą, to otrzymamy jakąś wspólną strefę, przy wyjściu w którą z różnymi błędami  $/+\Delta\alpha/$  myśliwiec będzie w stanie wykonać zbliżenie.

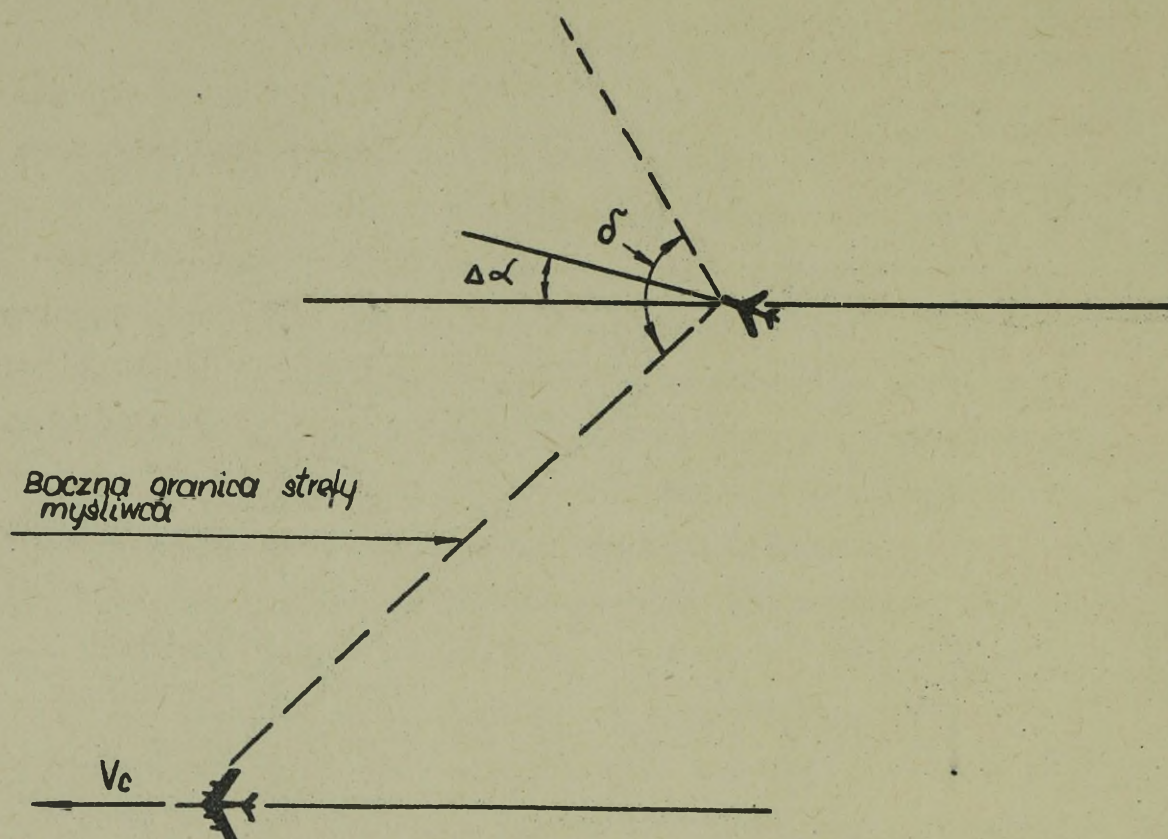
Strefa zbliżenia, jeśli nie ma ograniczeń w czasie zbliżenia myśliwca, nie posiada granic w odległości.

Wymiary strefy wykrycia zależne są od granicznych kątów kursowych, przy których istnieją jeszcze warunki wykrycia celu i granic zasięgu wykrycia.

Graniczny kąt kursowy wykrywania, to znaczy boczne granice strefy wykrycia można obliczyć przy pomocy wzoru /rys.12/.

$$q_w = 180 - \left/ \frac{\delta}{2} - \Delta\alpha \right/ \quad /25/$$

gdzie:  $\delta$  - kąt obserwacji wzrokowej lub przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej.



Rys.12.

Podczas obliczania granicy strefy wykrycia w odległości należy mieć na uwadze to, że tylko pewna część strefy wykrycia charakteryzuje się warunkami, przy posiadaniu których myśliwiec dysponuje wystarczającym czasem potrzebnym dla pewnego wykrycia celu. Natomiast część strefy wykrycia charakteryzuje się tym, że samolot myśliwski w chwili wykrycia celu może go szybko stracić z pola widzenia. Dlatego też warunkiem niezawodnego /trwałego/ wykrycia celu uważa się obserwację celu co najmniej w czasie dwóch cykli obserwacji / $2 \Delta t \approx 6 \text{ sek}$ / anteny stacji radiolokacyjnej. Wówczas położenie linii dzielącej strefę wykrycia w odległości na dwie części można obliczyć przy pomocy wzoru [2]:

$$D_p = \frac{V_m \cos \alpha_k - V_c / \sin q_k - V_m \sin \alpha_k \cos q_k}{\delta - \alpha_k - \pi + q_k + \omega_m \Delta t} \Delta t \quad /26/$$

Wspólny wpływ wymagań wykrycia celu i wyjścia do ataku przejawia się w ten sposób, że samolot myśliwski w wyniku naprowadzania powinien znaleźć się i w strefie wykrycia i w strefie zbliżenia. Znaczący to, że koniecznym warunkiem wyjścia do ataku

jest trafienie myśliwca w te części strefy wykrycia i zbliżenia, które pokrywają się wzajemnie /rys.13/

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

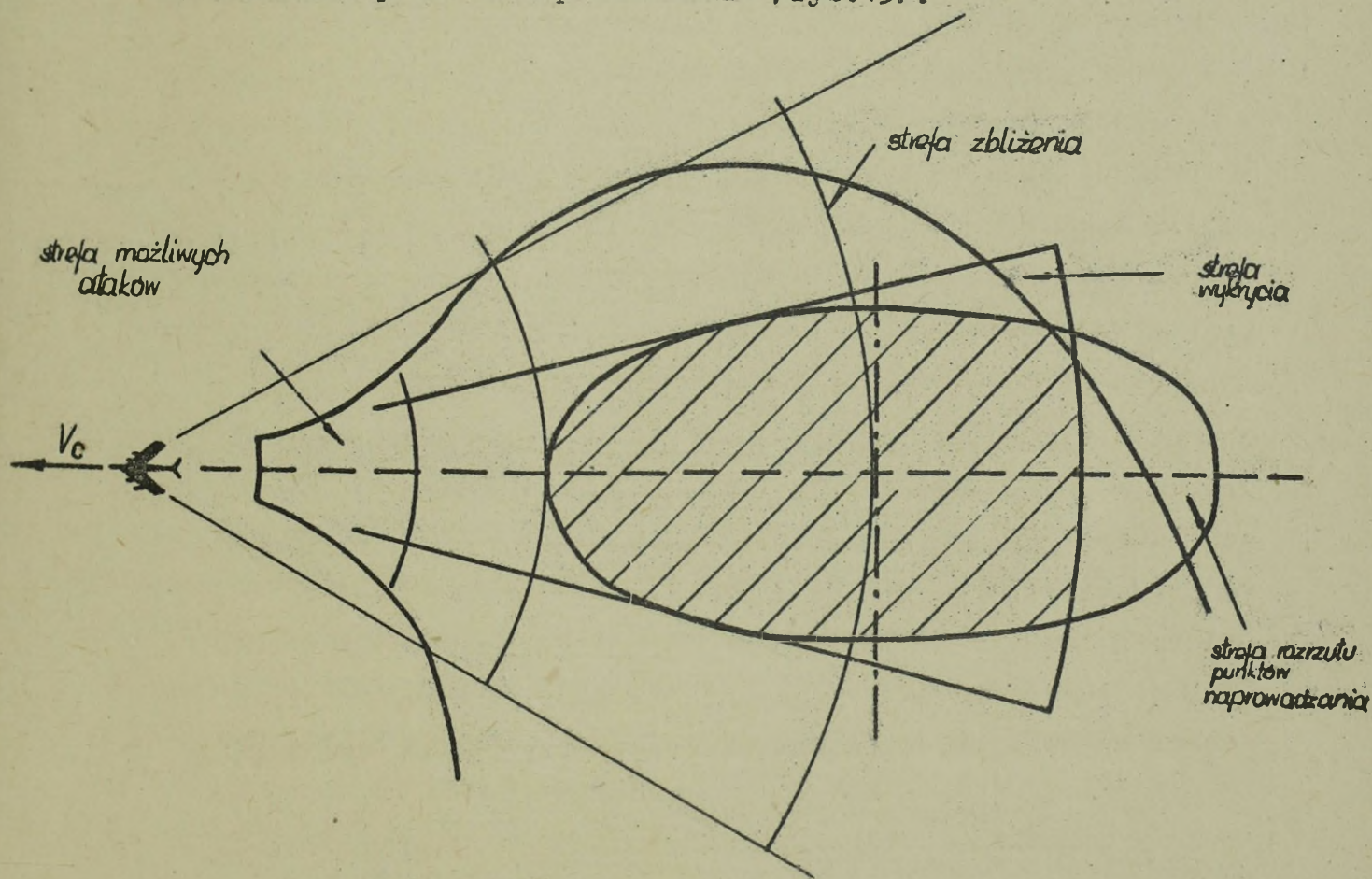
Jeżeli znane nam są rodzaje rozkładów błędów naprowadzania w odległości, odstępie i kącie kursowym, to prawdopodobieństwo wyjścia do ataku, jako wynik porównania strefy zbliżenia i wykrycia ze strefą rozrzutu błędów naprowadzania, może być obliczone przy pomocy wzoru:

$$W_{at} = \iiint_{D, J, q} f(D), f(J), f(q), dD, dJ, dq,$$

/27/

przy czym całkowanie powinno być wykonane w przedziałach określonych strefą ogólną dla strefy wykrycia i zbliżenia.

Najbardziej prostym sposobem jest graficzne całkowanie. Wykresami dla określania prawdopodobieństwa wyjścia do ataku są rysunki strefy zbliżenia i wykrycia i strefy rozrzutu punktów naprowadzania /rys.13/.



rys. 13.

Analityczne określenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku dla różnych warunków wykonuje się poprzez podliczenie prawdopodobieństwa trafienia średniego punktu naprowadzania w ogólną powierzchnię utworzoną przez strefę zbliżenia, wykrycia i rozrzutu błędów naprowadzania /zakreskowana powierzchnia na rys.13/.

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

W tym celu rysuje się strefy zbliżenia i wykrycia dla błędów kursowych  $\pm \Delta\alpha$ . Następnie w skali rysunku na kalce według uchyleń prawdopodobnych rysuje się siatkę rozrzutu błędów naprowadzania  $\Delta D$  i  $\Delta J$ . Środek siatki rozrzutu pokrywa się ze średnim punktem naprowadzania i przy pomocy kwadratów siatki wykonuje się podliczenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku. Przykład pokazany na rys.14 odpowiada prawdopodobieństwu wyjścia do ataku,  $W_{at} = 0,72$ .

4	14	32	50	50	32	14	4	4E <sub>y</sub>
14	49	112	175	175	112	49	14	3E <sub>y</sub>
32	112	256	400	400	256	112	32	2E <sub>y</sub>
50	175	400	625	625	400	175	50	E <sub>y</sub>
50	175	400	625	625	400	175	50	E <sub>y</sub>
32	112	256	400	400	256	112	32	2E <sub>y</sub>
14	49	112	175	175	112	49	14	3E <sub>y</sub>
4	14	32	50	50	32	14	4	4E <sub>y</sub>
4E <sub>x</sub>	3E <sub>x</sub>	2E <sub>x</sub>	E <sub>x</sub>	E <sub>x</sub>	2E <sub>x</sub>	3E <sub>x</sub>	4E <sub>x</sub>	

Rys.14.

Prawdopodobieństwo wyjścia do ataku jest najbardziej ważnym 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

zaprowadzania. A więc na podstawie oceny prawdopodobieństwa wyjścia do ataku możemy wyciągnąć szereg taktycznych wniosków dotyczących naprowadzania i sposobów zbliżenia myśliwca z celem.

Wykonamy próbę analizy wymienionych zagadnień w odniesieniu do samolotów Mig-21f-13 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 wykresy prawdopodobieństwa wyjścia do ataku w zależności od odległości i kąta kursowego. Wykresy obliczone są dla warunków, kiedy cel nie manewruje. Wykres /rys.15/ obliczony jest dla warunków :

$$V_c = 1730 \text{ km/godz.}, V_m = 2160 \text{ km/godz.}, \sigma_q = 5^\circ$$

$$\sigma_q = 10^\circ, H = 10 \text{ km.}$$

Wykres rys.16 obliczony jest dla warunków:

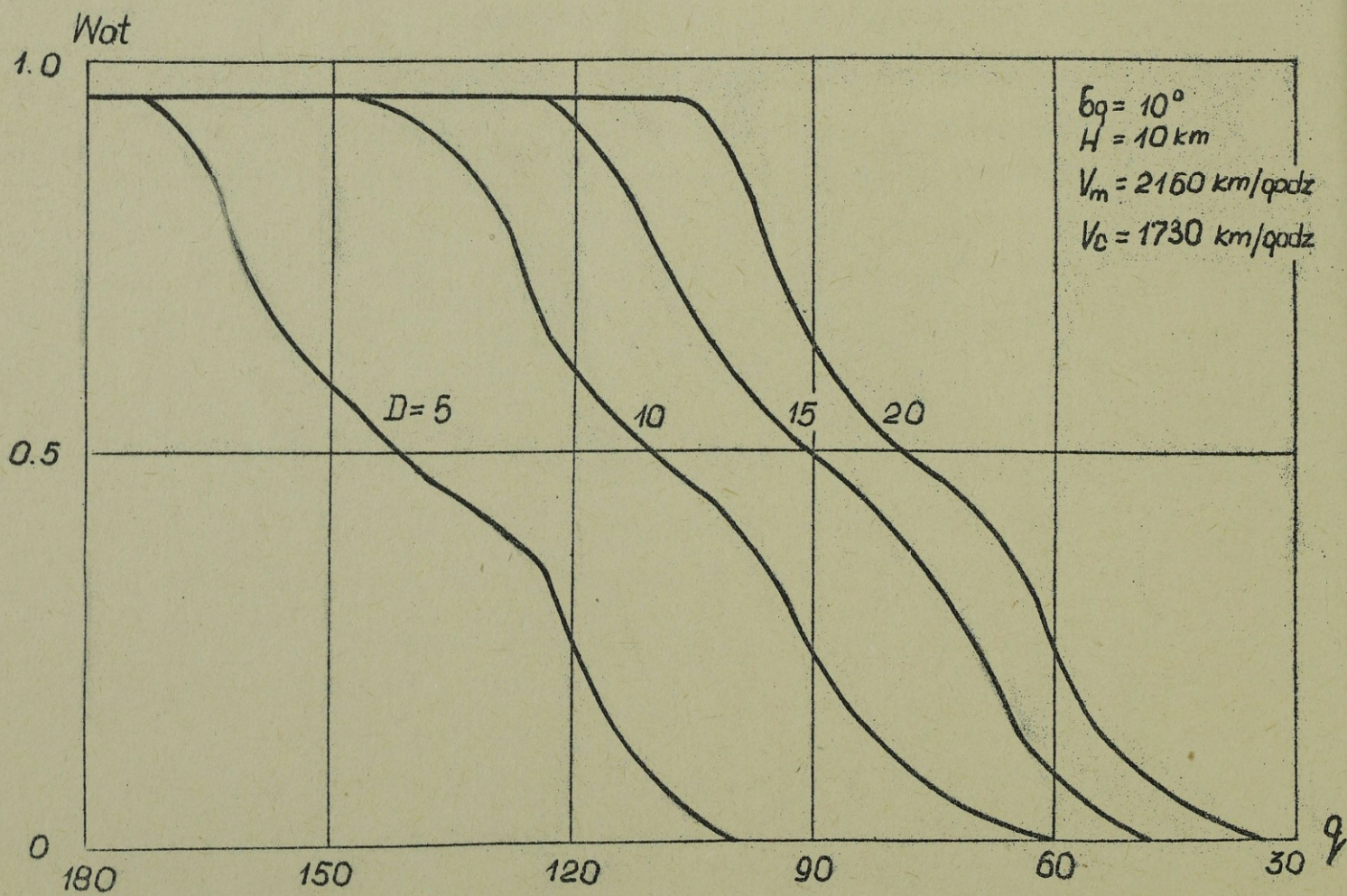
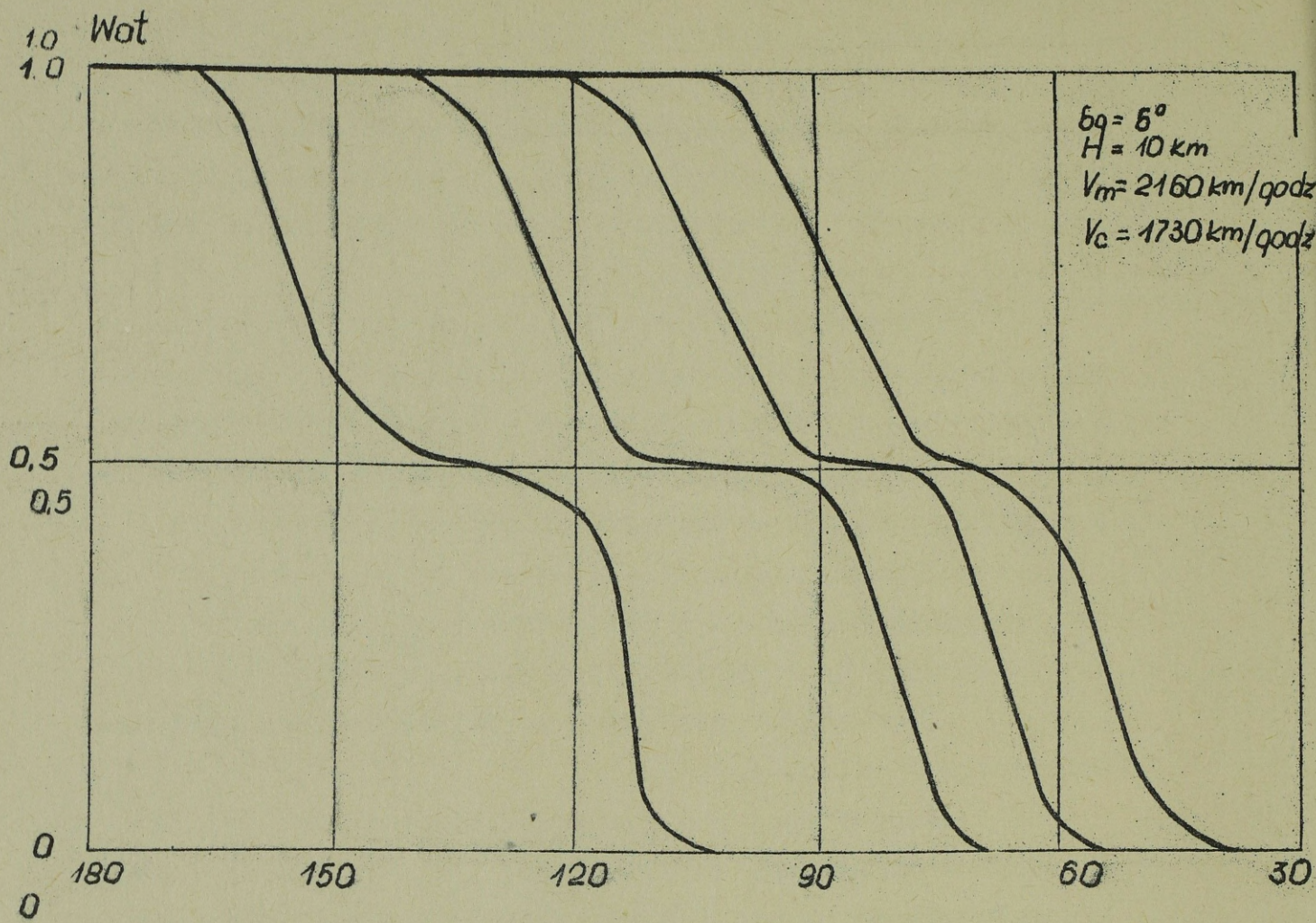
$$V_c = 1300 \text{ km/godz.}, V_m = 2160 \text{ km/godz.}, \sigma_q = 5^\circ.$$

$$\sigma_q = 10^\circ, H = 10 \text{ km.}$$

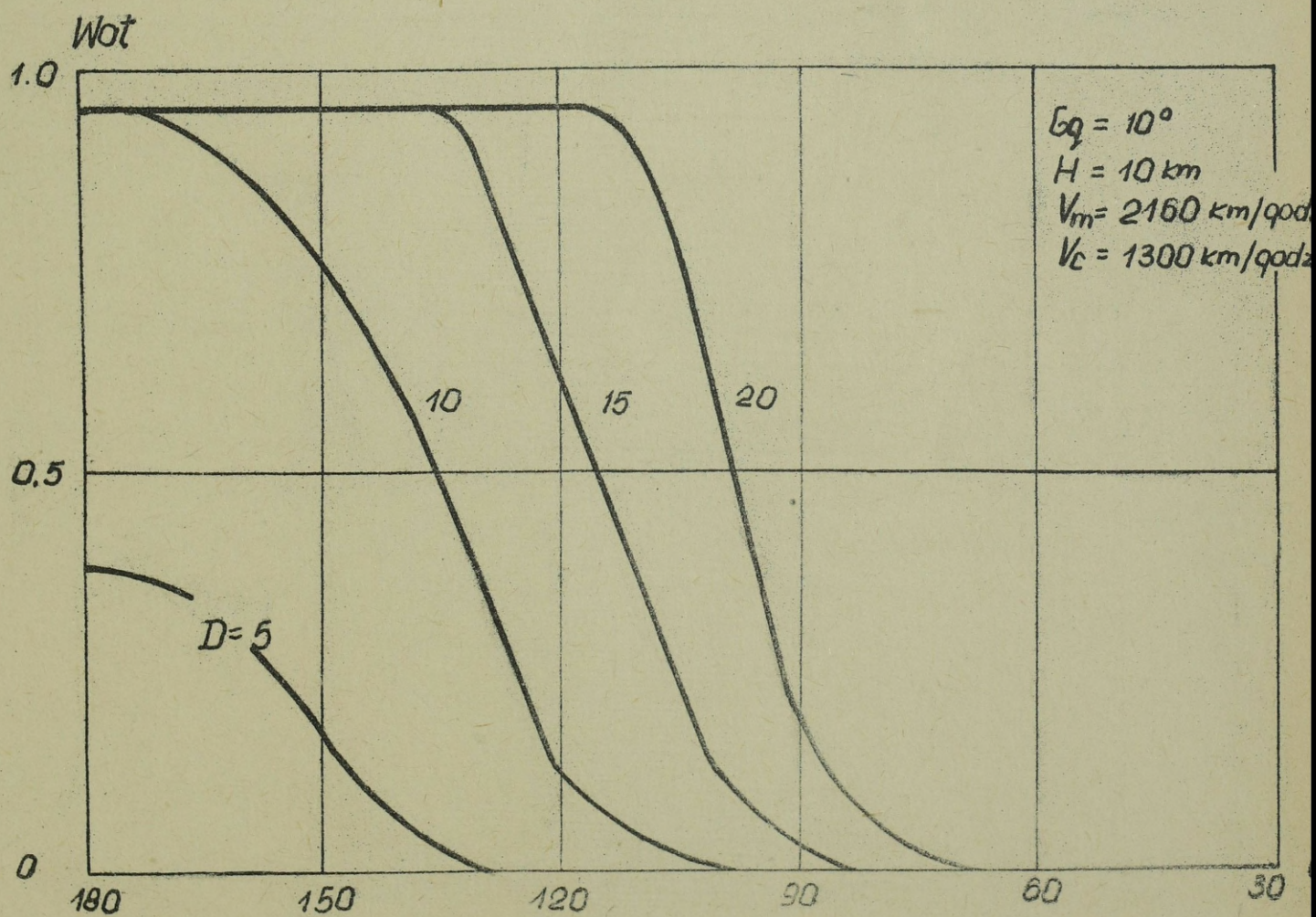
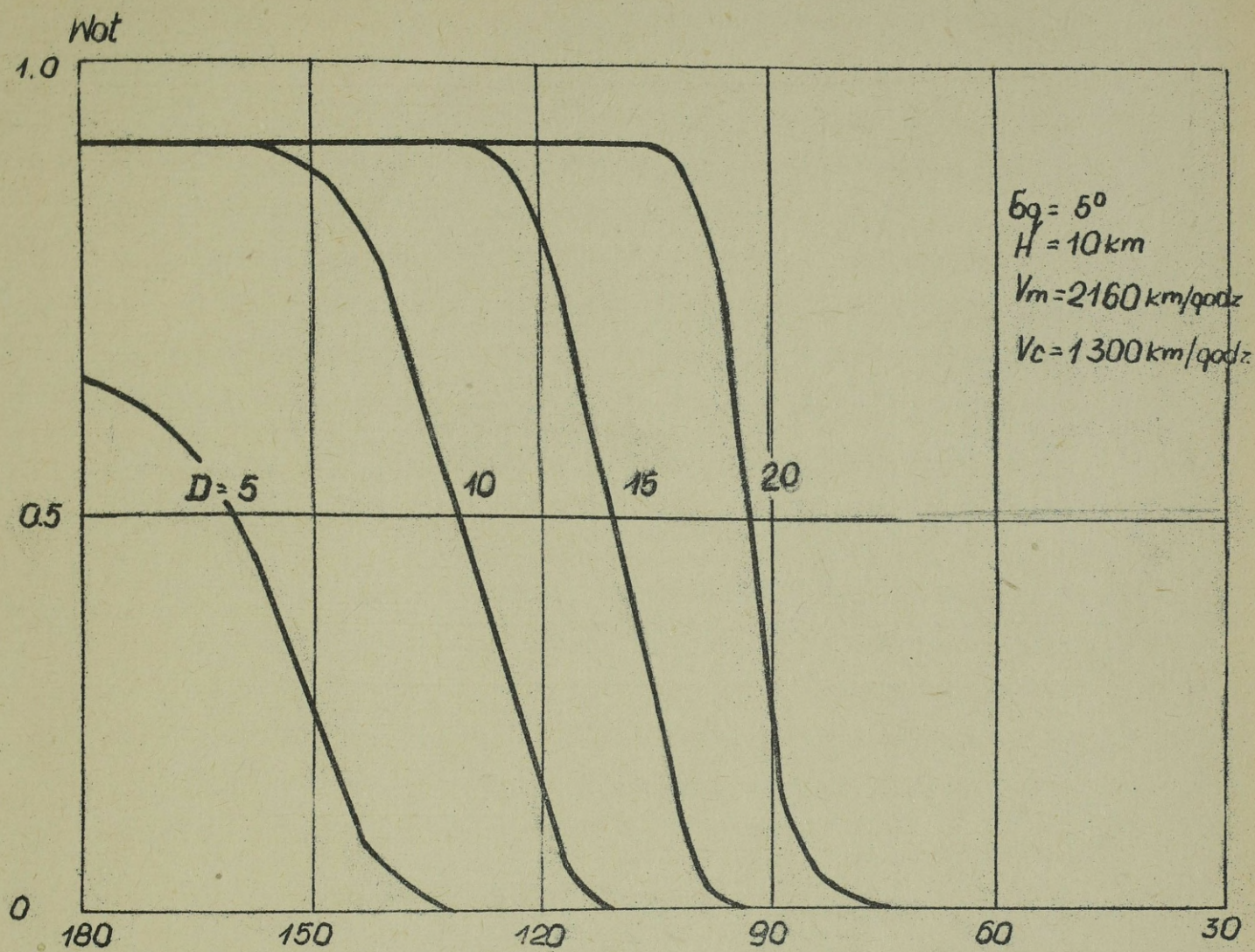
Wykres rys.17 obliczony jest dla warunków:

$$V_c = 800 \text{ km/godz.}, V_m = 1600 \text{ km/godz.}, \sigma_q = 10^\circ,$$

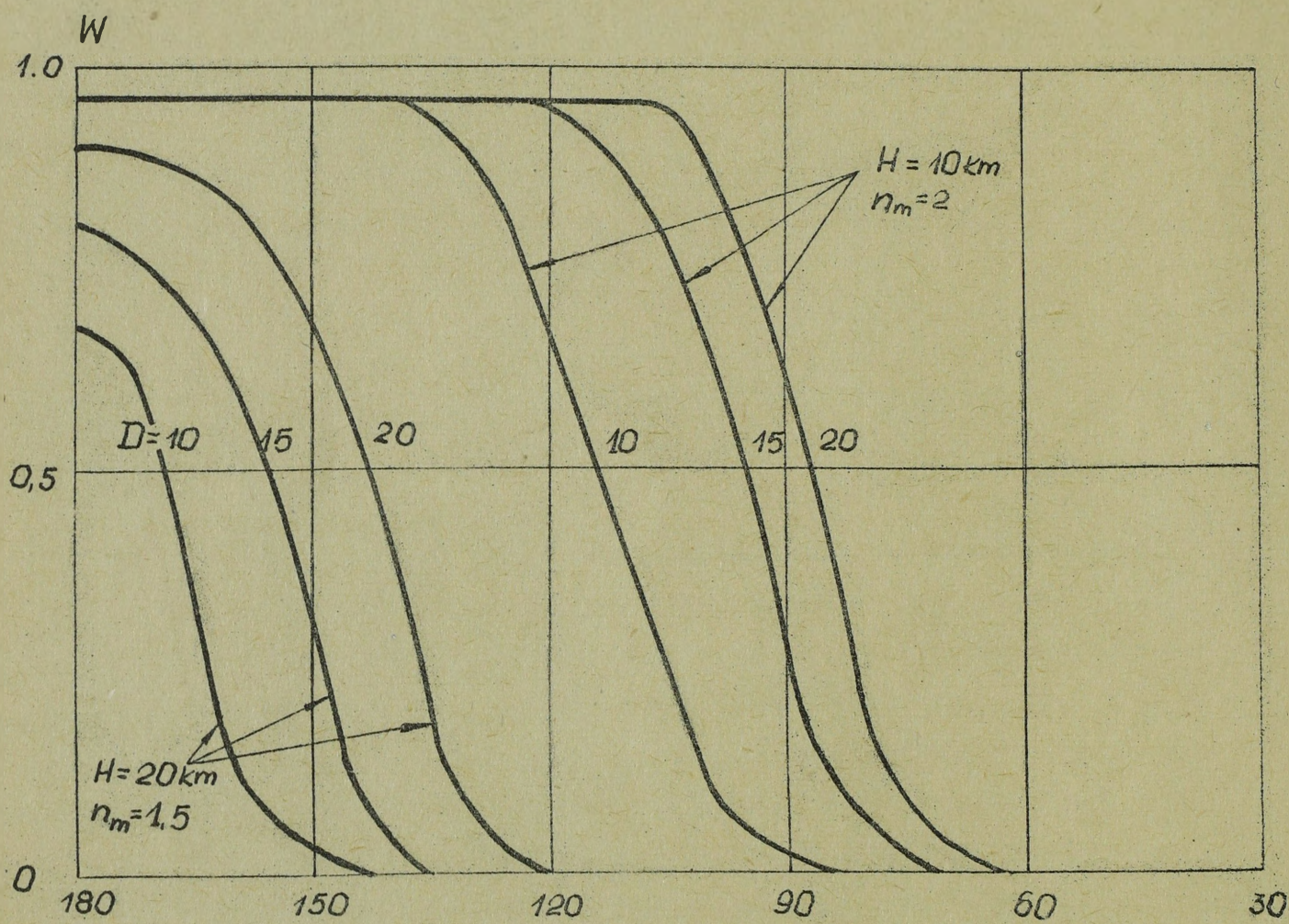
$$H = 10 \text{ } 30 \text{ km.}$$



Rys. 15



Rys 16



Rys. 17

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

Z wykresów wynika, że przy określonej odległości początku zbliżenia są możliwości zabezpieczenia dużego prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, o ile naprowadzanie jest dość dokładne. Na przykład jeżeli naprowadzany wzrokowo, to  $W_{at}$  nie przekracza wartości 0,95.

Z porównania wykresów 15 i 16 wynika, że przy małych prędkościach zbliżenia duże prawdopodobieństw wyjścia do ataku można zapewnić w dość dużym przedziale kątów kursowych. Na przykład przy odległości początku zbliżenia równej 20 km. przedział sylwetek celu równy jest  $\pm 3/4$  i przy odległości początku zbliżenia równej 10 km - do  $\pm 2/4$ .

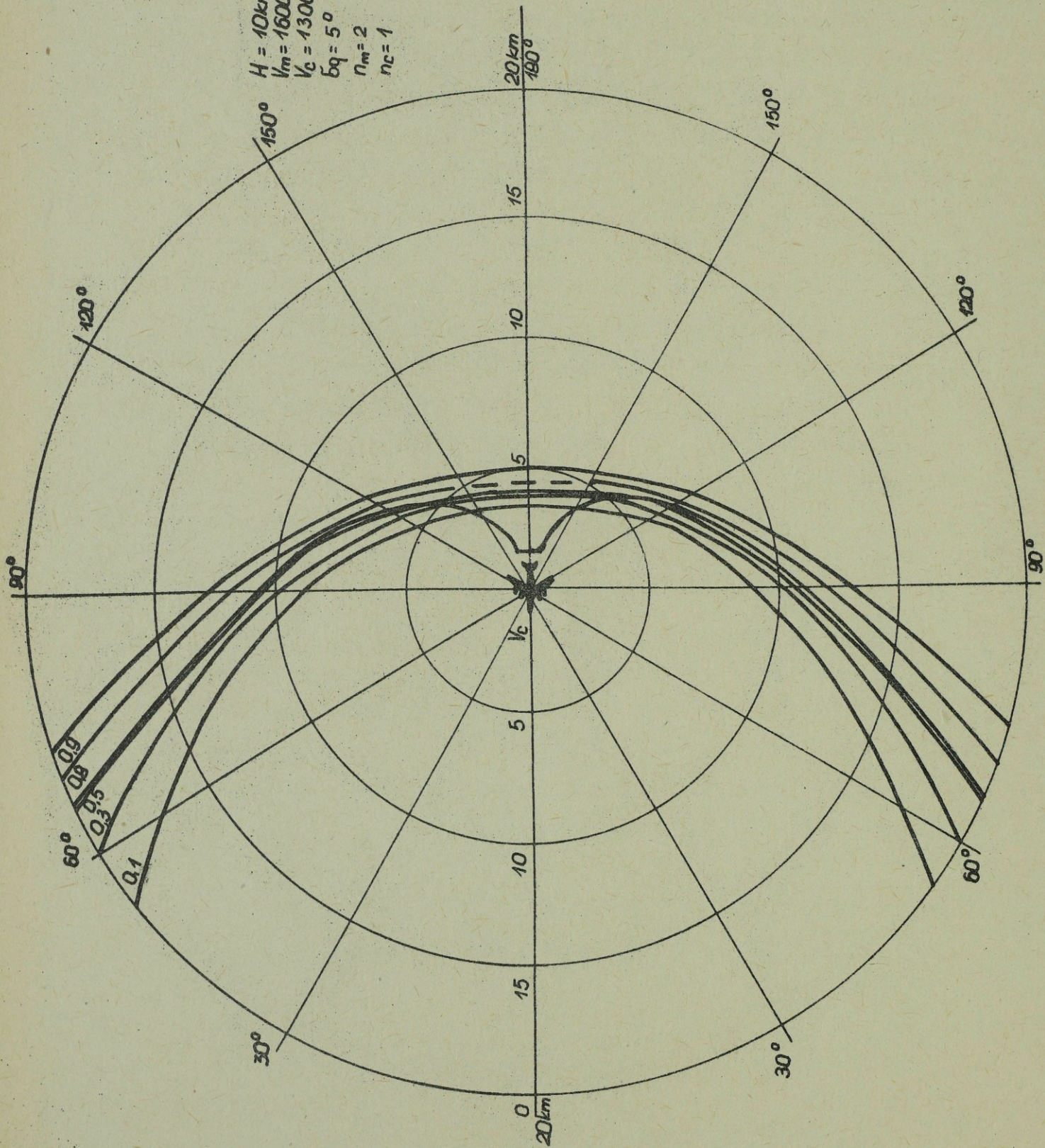
W miarę zwiększania prędkości zbliżenia przedziały kątów kursowych początku zbliżenia zmniejszają się.

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

Na dużych wysokościach z powodu zmniejszenia się rozporządzalnego przeciążenia myśliwca, prawdopodobieństwo wyjścia do ataku poważnie spada.

Najbardziej wygodnymi do analizy parametrów zbliżenia się są wykresy strefy zbliżenia z wrysowanymi na nią liniami równych prawdopodobieństw /izowier/. Tego rodzaju wykres, obliczony dla warunków:  $H = 10$  km,  $V_m = 1600$  km/godz.,  $V_c = 1300$  km/godz.,  $\sigma_q = 5^\circ$ ,  $n_c = 1$ ,  $n_m = 2$ , pokazany jest na rysunku 18.

$H = 10 \text{ km}$   
 $V_m = 1600 \text{ km/qodz}$   
 $V_c = 1300 \text{ km/qodz}$   
 $f_q = 5^\circ$   
 $n_m = 2$   
 $n_c = 1$



Rys 18

Z analizy wykresu możemy wyciągnąć następujące wnioski. Jeżeli cel nie manewruje, to dla uzyskania dużego prawdopodobieństwa wyjścia do ataku samolotu Mig-21f-13 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.

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

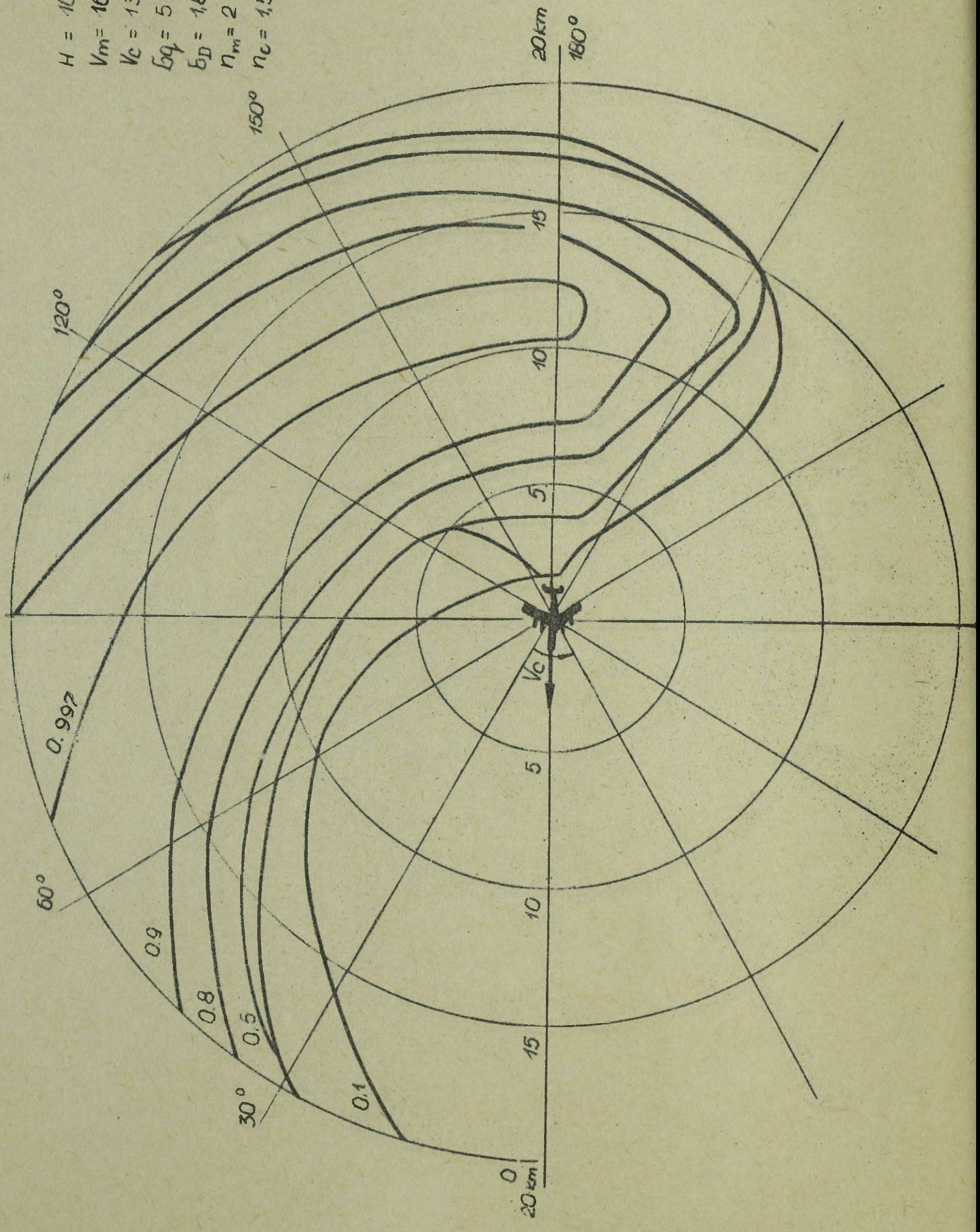
Manewr przeciwności, w zależności od kątowej prędkości celu  $\omega_c$  / prowadzi do poważnej zmiany rozmiarów strefy zbliżenia.

Na przykład na rys.19 przedstawiona jest strefa zbliżenia z izowierami, obliczona dla następujących warunków:

$$H = 10 \text{ km}, V_m = 1600 \text{ km/godz.}, V_c = 1300 \text{ km/godz.},$$

$$\zeta_q = 5^\circ, \zeta_D = 1,8 \text{ km}, n_m = 2, n_c = 1,5.$$

$H = 10 \text{ km}$   
 $V_m = 1600 \text{ km/год}$   
 $V_c = 1300 \text{ km/год}$   
 $\epsilon_q = 5^\circ$   
 $b_D = 18 \text{ km}$   
 $n_m = 2$   
 $n_c = 1,5$



Jeżeli porównamy ten wykres z wykresem /rys.18/ obliczonym dla tych samych warunków, lecz bez uwzględnienia manewru celu widzimy, że wymiary strefy zbliżenia znacznie zmniejszyły się i strefa zbliżenia uległa pewnej deformacji.

Jeżeli cel manewruje z dużym przeciążeniem, to strefa zbliżenia jeszcze bardziej zmniejsza się. Widzimy to na rys.20.

Wykonamy teraz analizę podstawowych parametrów zbliżenia z uwzględnieniem manewru celu w przypadku przechwytywania przez samolot Mig-21f-13 taktycznych myśliwców nieprzyjaciela. W tym celu zostały obliczone następujące wykresy.

Wykres rys.21 obliczony dla warunków:

$$H = 10 \text{ km}, V_m = 1620 \text{ km/godz.}, V_c = 1300 \text{ km/godz.},$$

$$n_m = 2,0, n_c = 1,5.$$

Wykres rys.22 obliczony dla warunków:

$$H = 5 \text{ km}, V_m = 1350 \text{ km/godz.}, V_c = 1080 \text{ km/godz.}, n_m = 3,$$

$$n_c = 2,5.$$

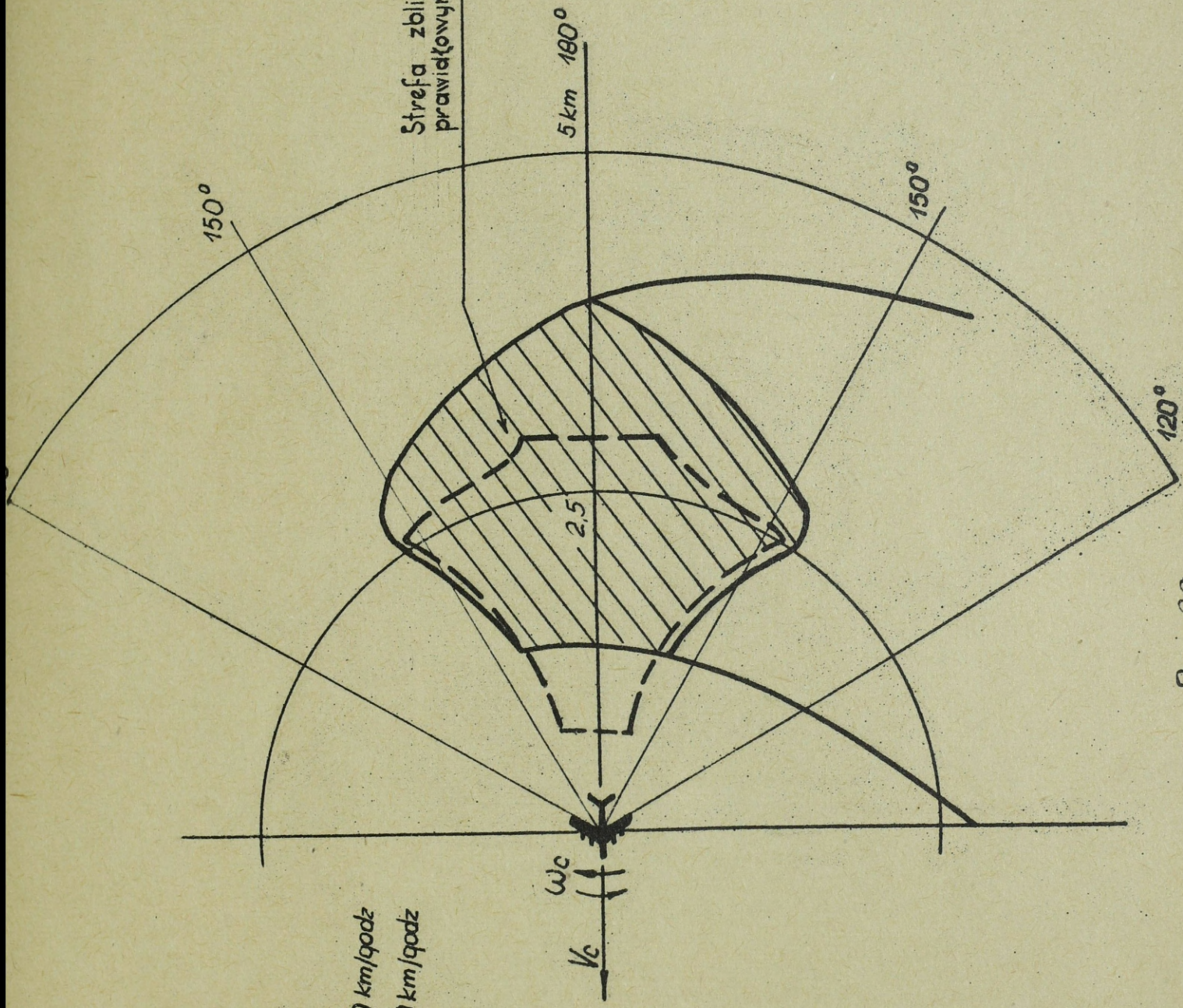
Wykres rys.23 obliczony dla warunków:

$$H = 500 \text{ m}, V_m = 1100 \text{ km/godz.}, V_c = 1000 \text{ km/godz.},$$

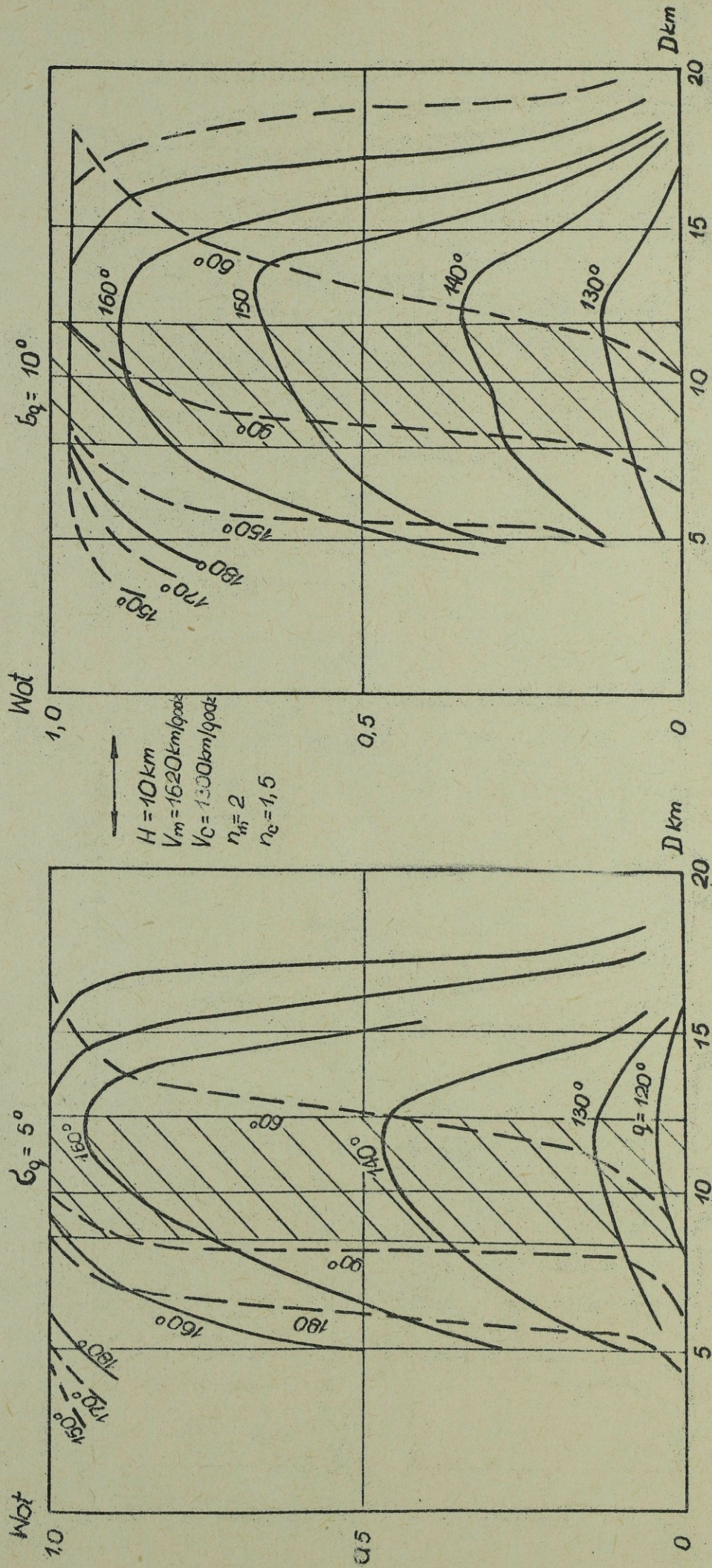
$$\zeta_q = 5^\circ.$$

$H = 5 \text{ km}$   
 $V_m = 1350 \text{ km/godz}$   
 $V_c = 1080 \text{ km/godz}$   
 $n_m = 3$   
 $n_c = 2,5$

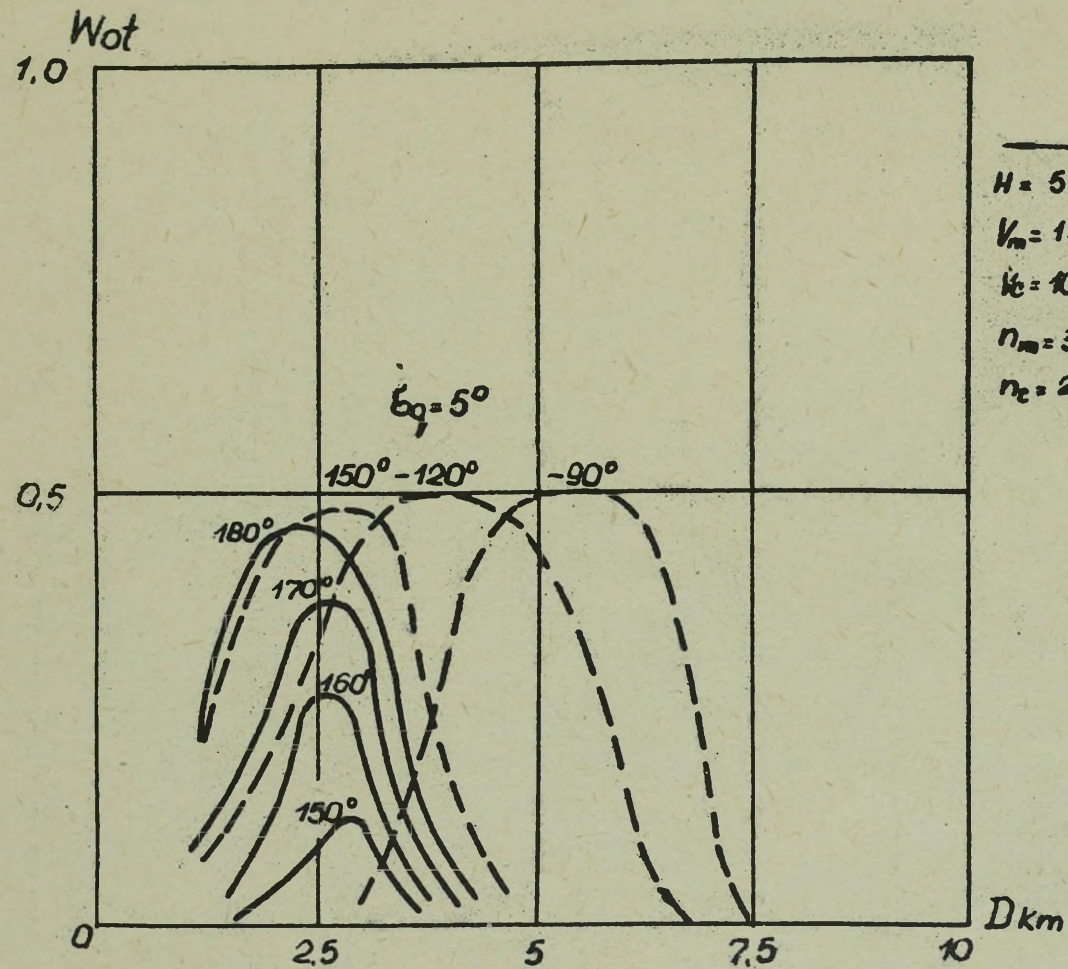
Strefa zbliżenia przy  
prawkłowym manewrze celu



Rys. 20



Rys. 21



—

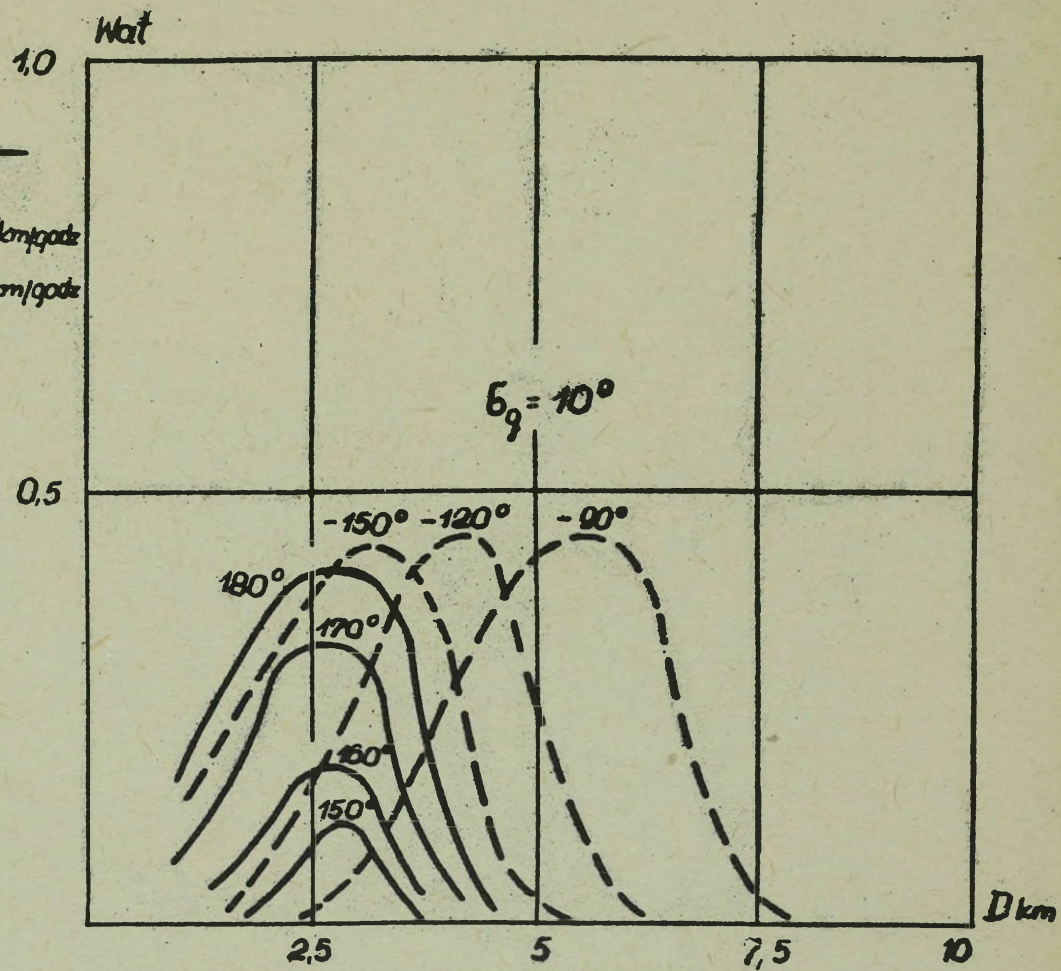
$H = 5 \text{ km}$

$V_m = 1350 \text{ km/godz}$

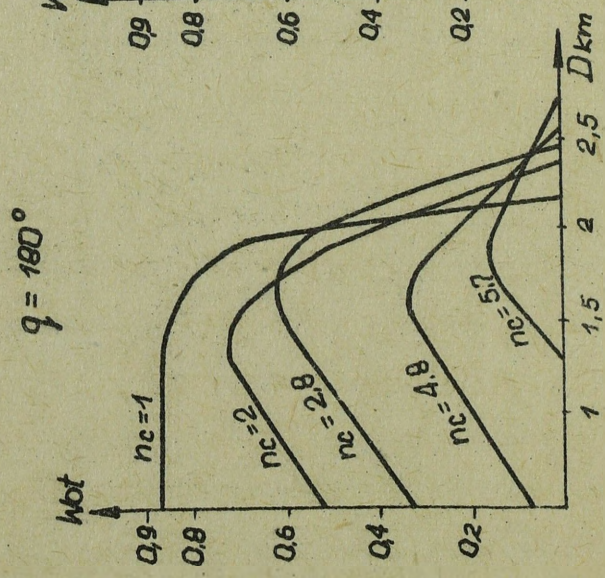
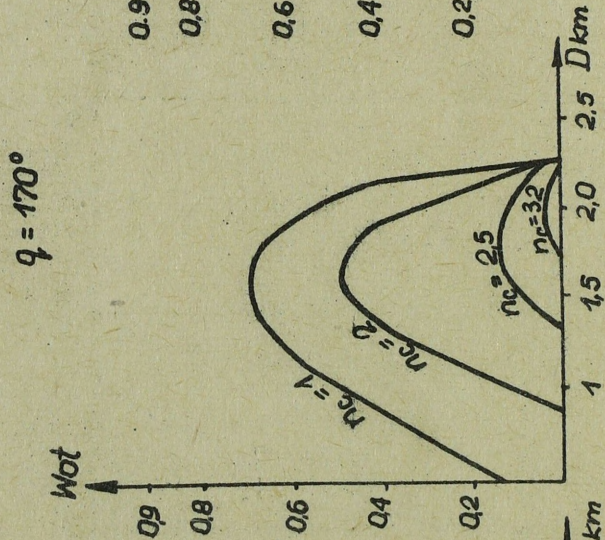
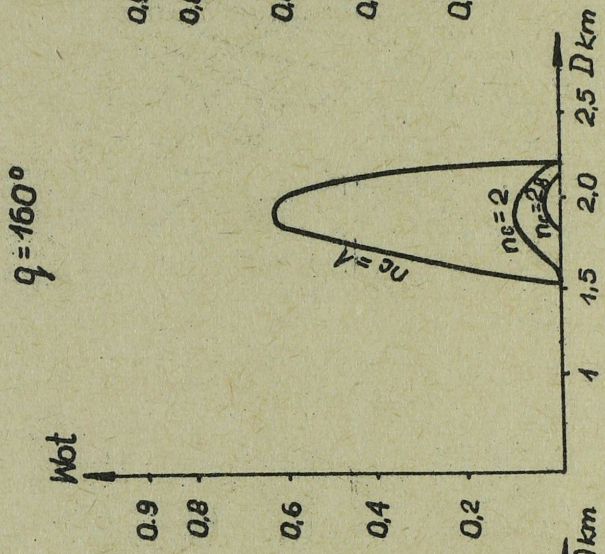
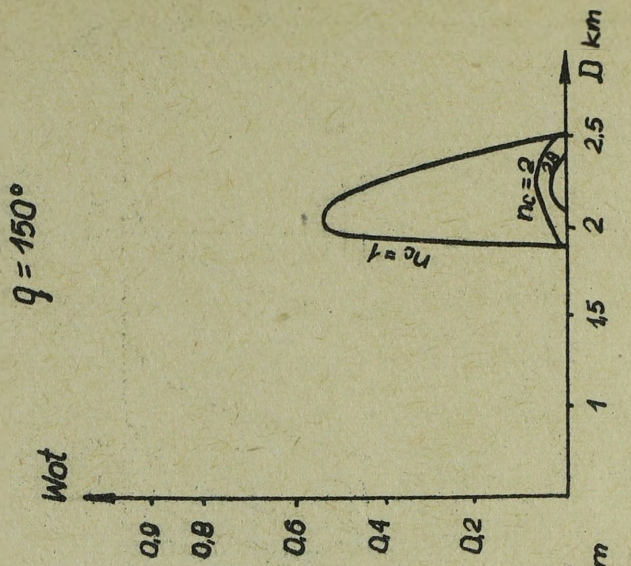
$V_c = 1080 \text{ km/godz}$

$n_m = 3$

$n_c = 25$



Rys 22



Rys 23

Z analizy wykresów wynika, że istnieją pewne optymalne odległości naprowadzania, które zabezpieczają największe prawdopodobieństwo wyjścia do ataku. W przypadku, kiedy cel manewruje słabo, przedział optymalnych odległości naprowadzania jest stosunkowo duży /zakreskowana powierzchnia na rys.21/. Natomiast jeżeli cel manewruje z dużym przeciążeniem przedział optymalnych odległości naprowadzania dla danego kąta kursowego i danej dokładności zaprowadzania znacznie się zawęża /rys.22/.

Oprócz tego wartość optymalnej odległości naprowadzania w dużym stopniu zależy od charakteru manewru celu. Na przykład, jeżeli cel wykonuje manewr prawidłowy /kierunek manewru celu jest zgodny z kierunkiem manewru myśliwca/ optymalna odległość naprowadzania jest równa 2-2,5 km /ciągłe linie na rys.22/; 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  $150-180^{\circ}$  jest bardzo małe i nie przekracza 0,5.

Jeżeli myśliwiec taktyczny wykona manewr nieprawidłowy, prawdopodobieństwo wyjścia do ataku również jest równe w przybliżeniu 0,5 /na rys.21 i 22 - linie przerywane/. Przy nieprawidłowym manewrze celu /rys.21/ zwiększa się tylko przedział możliwych odległości naprowadzania.

Wielkość przeciążenia podczas manewru celu wywiera bardzo duży wpływ na prawdopodobieństwo wyjścia do ataku /rys.23/. Na przykład, jeżeli przy  $\alpha = 180^{\circ}$  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 wyjścia 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 szczególnie na małych wysokościach, optymalna odległość naprowadzania posiada wartość rzędu 2-3 km. W związku z tym odległość wykrycia w zasadzie nie ma wpływu, ponieważ w tym przypadku konieczne jest bardzo dokładne naprowadzenie i uzyskanie zaskoczenia podczas ataku.

Z przeprowadzonej próby analizy prawdopodobieństwa wyjścia do ataku widzimy, że wstępnie możemy ocenić skuteczność przechwycenia tylko na podstawie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku.

#### Określenie prawdopodobieństwa przechwycenia

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

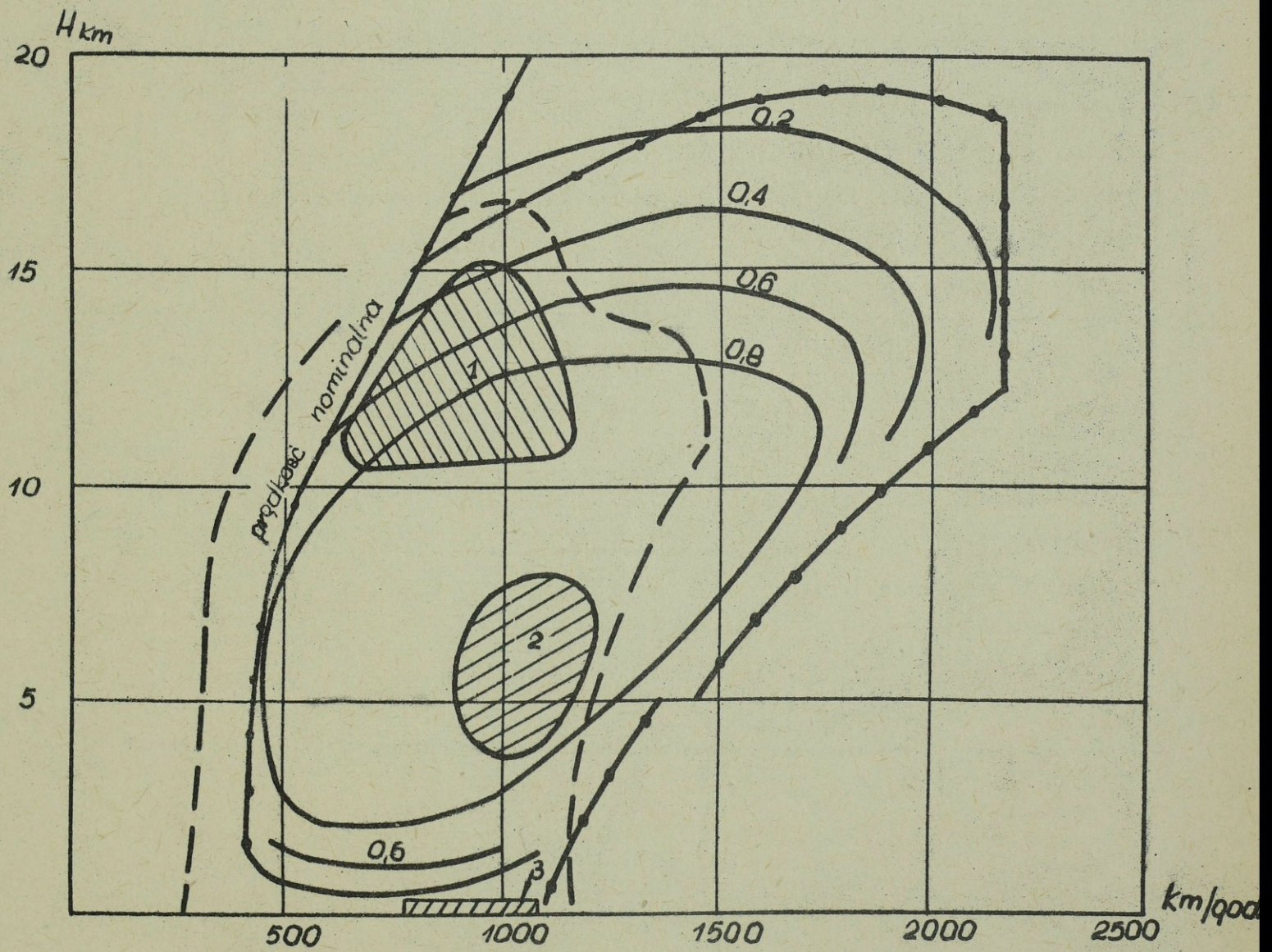
$$W_p = W_w \cdot W_{at} / 1 - W_{raź m} / \cdot W_{raź} \cdot K \quad /28/$$

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

Wyniki obliczeń prawdopodobieństwa przechwycenia najlepiej pokazać w postaci wykresów w zależności od wysokości i prędkości lotu myśliwca do celu. Przykłady takich wykresów pokazane są na rys. 24, 25, 26 i 27.

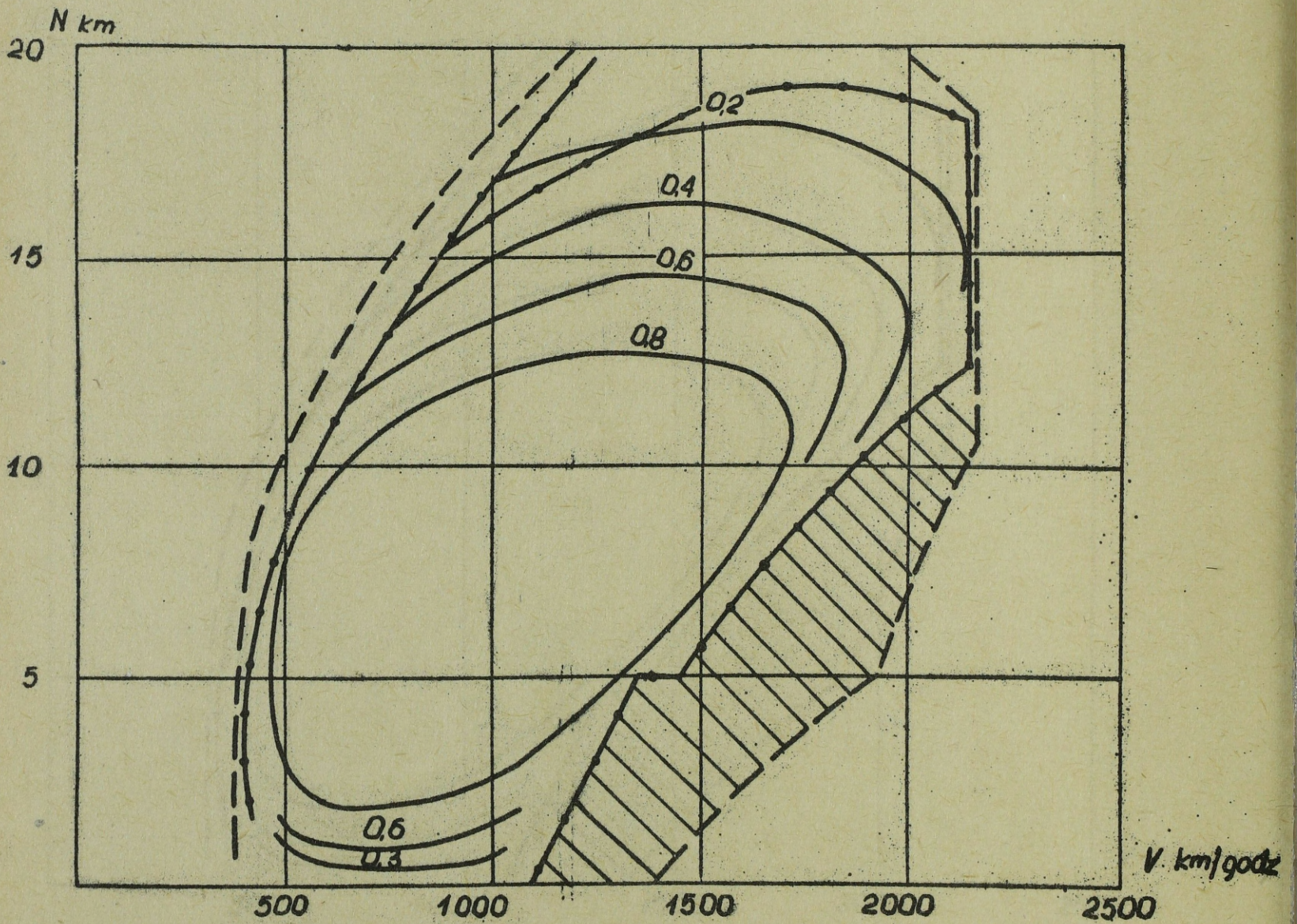
Wykresy opracowane są dla przypadku kiedy przechwytywanie odbywa się przy pomocy samolotu Mig-21f-13 celu niemanewrującego.

Prawdopodobieństwo przechwycenia przez Mig-21f-13 taktycznego myśliwca typu F-100.



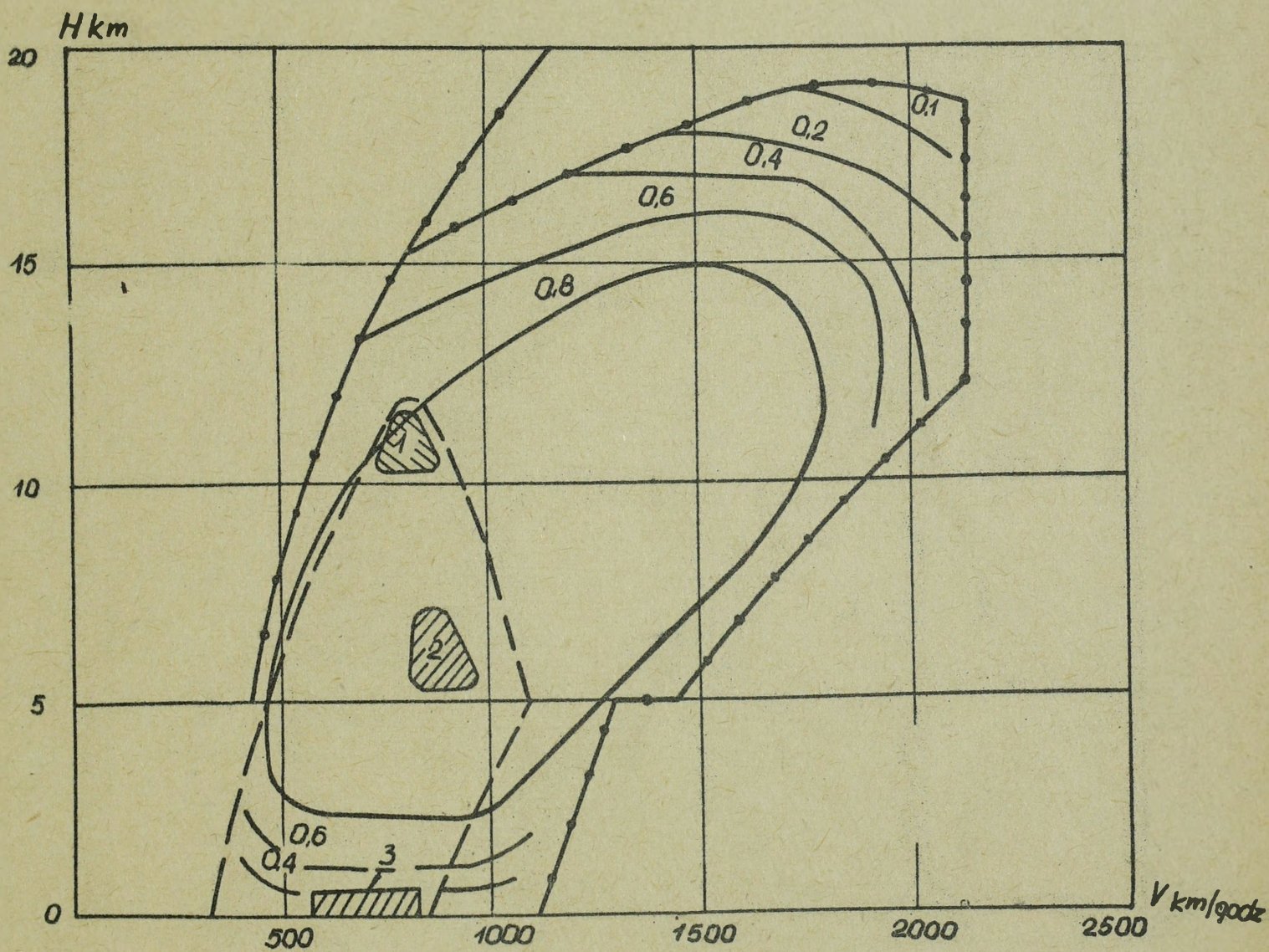
Rys 24

Prawdopodobieństwo przechwycenia przez Mig-21f-13 taktycznego myśliwca typu F-104



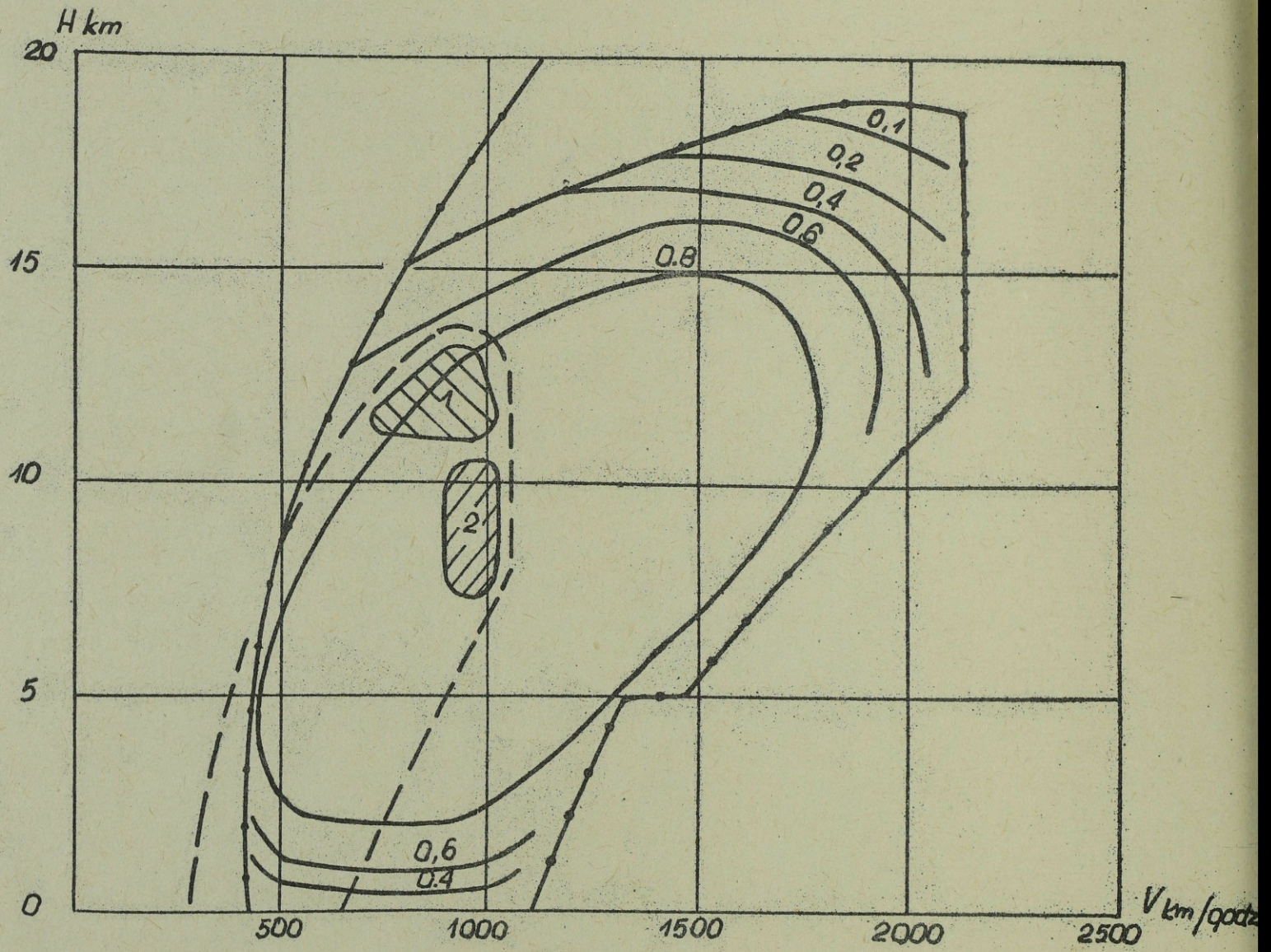
Rys 25

Prawdopodobieństwo przechwycenia przez Mig-21f-13 samolotu B-47



Rys 26

Prawdopodobieństwo przechwycenia przez Mig-21f-13 samolotu B-58



Rys. 27

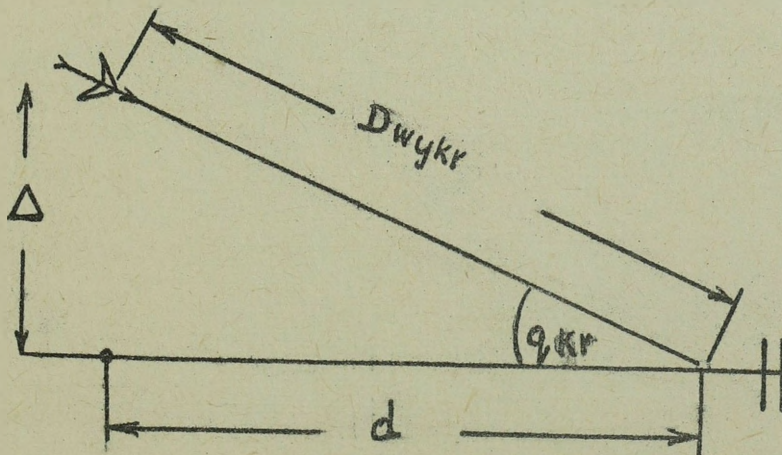
ROZDZIAŁ II

UPROSZCZONA METODA OKRESLANIA SKUTECZNOŚCI PRZECHWYTYWANIA

Punktem wyjściowym uproszonej metody obliczania skuteczności przechwytywania jest, o czym już była mowa poprzednio, że samolot myśliwski musi być wyprowadzony w nakazany punkt z odpowiednimi warunkami lotu, zapewniającymi niezawodnie wykonanie zblżenia i ataku. Położenie tego punktu można wyznaczyć przy pomocy współrzędnych biegunowych, to znaczy: odległości naprowadzania, która powinna zapewnić wykrycie celu wzrokowo lub przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej oraz kąta kursowego celu, który nie powinien przekroczyć granicznej wartości. Oprócz tego podstawowym warunkiem pomyślnego wykonania zblżenia i ataku jest posiadanie przez samolot myśliwski odpowiedniej przewagi prędkości w stosunku do celu. Będziemy również zakładać, że cel nie stosuje manewru przeciwmysliwskiego.

1. Obliczanie granicznych liniowych i kątowych błędów naprowadzania

W celu określenia granicznego bocznego odchylenia liniowego /  $\Delta$  / rozpatrzmy rys.28. Z rysunku wynika, że przy nakazanej /stałej/ odległości naprowadzania /d/ boczne odchylenie samolotu myśliwskiego /  $\Delta$  / od linii lotu celu nie powinno być większe, niż na to zezwala graniczny kąt kursowy / $q_{gr}$ /.



Rys.28

Jeżeli podczas naprowadzania wartość boczego odchylenia samolotu myśliwskiego będzie większa od granicznego, to samolot myśliwski znajdzie się poza strefą zbliżenia, a zatem przechwycenie może być nie wykonane.

Wartość granicznego odchylenia liniowego można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\Delta = D_{\text{wykr}} \cdot \sin q_{\text{gr}} \quad /29/$$

gdzie:  $D_{\text{wykr}}$  - odległość wzrokowego lub radiolokacyjnego wykrycia celu;

$$q_{\text{gr}} = \arcsin \frac{D_{\text{wykr}} \cdot q \sqrt{a_{\text{sr}}^2 - 1}}{V_m V_c} \quad /30/$$

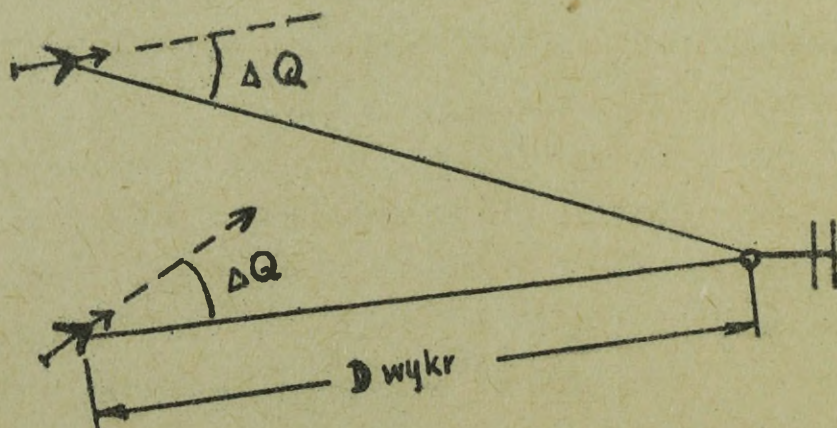
$q_{\text{gr}}$  - graniczny początkowy kąt kursowy,

$a_{\text{sr}}$  - średnie przeciążenie.

Graniczne odchylenia boczne będziemy nazywali granicznym liniowym błędem naprowadzania.

$$\text{Oprócz wskazanego warunku } / \Delta = D_{\text{wykr}} \sin q_{\text{gr}} /$$

w celu pomyślnego wykonania przechwytywania powinien być spełniony jeszcze jeden warunek, a mianowicie: wektor prędkości naprowadzonego samolotu myśliwskiego powinien być, w miarę możliwości, skierowany na cel, a kąt odchylenia tego wektora od kierunku na cel nie powinien przekroczyć pewnej granicznej wartości. Dopuszczalne kątowne odchylenie wektora prędkości myśliwca od kierunku na cel będziemy nazywali granicznym kątownym błędem na prowadzenie  $/\Delta Q/$  /rys.29/.



Jeżeli po wykonaniu naprowadzania kątowny błąd naprowadzania będzie większy od swej granicznej wartości, to samolot myśliwski, ze względu na duże przeciążenie, nie będzie w stanie wyjść na krzywą ataku.

Wartości granicznych kątowych błędów naprowadzania zależne są od kąta kursowego i obliczenie ich jest dość trudne.

Jeżeli założymy, że dla współczesnych samolotów atakowanie celu odbywa się pod kątami kursowymi w przedziale  $150-180^\circ$ , to wartość granicznego kątownego błędu naprowadzania możemy obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\Delta Q = q_{gr} - q_{at} \quad /31/$$

gdzie:  $q_{at}$  - graniczny kąt kursowy w chwili odpalenia środków rażenia,

$$q_{at} = \text{arc sin} \frac{d_r q \sqrt{a_{sr}^2 - 1}}{V_m V_c} \quad /32/$$

$d_r$  - odległość odpalania środków rażenia.

W przypadku kiedy z obliczeń otrzymamy graniczny kąt kursowy większy niż kąt obserwacji pokładowej stacji radiolokacyjnej /w azymucie/, to wartość kąta kursowego należy brać równą kątowi obserwacji pokładowej stacji radiolokacyjnej.

## 2. Określenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku

Naprowadzanie samolotu myśliwskiego na cel powietrzny jest zdarzeniem złożonym, składającym się z dwóch cząstkowych zdarzeń: zdarzenia wyprowadzenia samolotu myśliwskiego w strefę granicznych liniowych odchyień bocznych /  $\Delta$  / i zdarzenie wyprowadzenia samolotu myśliwskiego z błędem w kursie nie przekraczającym wartości granicznej kątownego błędu naprowadzania /  $\Delta Q$  /. W celu ułatwienia dalszych obliczeń założymy, że obydwa zdarzenia są niezależne. Błąd jaki popełniamy, przyjmując tego rodzaju założenie, jest niewielki i możemy nie brać go pod uwagę.

Zgodnie z twierdzeniem rachunku prawdopodobieństwa o iloczynnie prawdopodobieństw dla zdarzeń niezależnych, prawdopodobieństwo zajścia zdarzenia złożonego jest równe iloczynowi prawdopodobieństw zajścia zdarzeń cząstkowych.

W danym przypadku otrzymamy:

$$W_{at} = P_{\Delta} \cdot P_{\Delta Q}$$

/33/

gdzie:  $P_{\Delta}$  - prawdopodobieństwo naprowadzenia samolotu myśliwskiego w strefę granicznych liniowych odchyień bocznych;

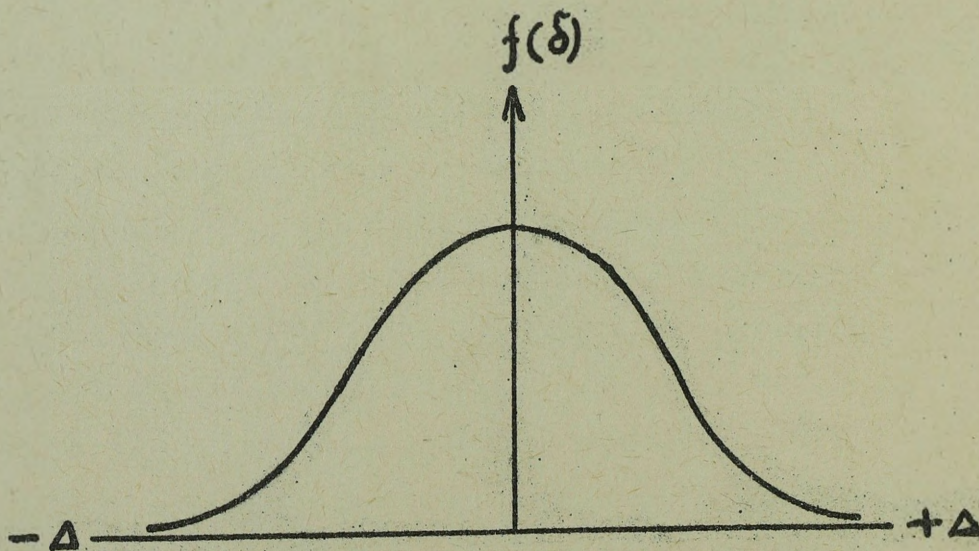
$P_{\Delta Q}$  - prawdopodobieństwo naprowadzenia samolotu myśliwskiego z błędem w kursie nie większym od granicznego kąowego błędu naprowadzania.

Z analizy danych statystycznych wiadomo, że liniowe i kąowe błędy naprowadzania posiadają rozkład zbliżony do rozkładu normalnego. Jeżeli przyjmiemy założenie, że błędy te posiadają rozkład normalny i, że nie popekniemy błędów systematycznych /stałych/, to otrzymamy następujący ogólny wzór na obliczenie funkcji gęstości prawdopodobieństwa:

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}}$$

/34/

Wówczas prawdopodobieństwo tego, że zmienna losowa, charakteryzująca liniowe odchylenia boczne, nie przekroczy wartości granicznego liniowego błędu naprowadzania będzie równe /rys.30/:



Rys.30.

- 55 -

$$P(-\Delta < \delta < +\Delta) = P_{\Delta} = \int_{-\Delta}^{+\Delta} f(\delta) d\delta =$$

$$= \frac{1}{\sigma_{\Delta} \sqrt{2\pi}} \int_{-\Delta}^{+\Delta} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\delta}{\sigma_{\Delta}}\right)^2} d\delta \quad /35/$$

gdzie:  $\sigma_{\Delta}$  - średnie kwadratowe odchylenie określające liniowe odchylenie boczne samolotu myśliwskiego.

Ponieważ funkcja  $f / \delta /$  jest symetryczna, to otrzymamy:

$$P_{\Delta} = 2 \int_0^{\Delta} f(\delta) d\delta = \frac{2}{\sigma_{\Delta} \sqrt{2\pi}} \int_0^{\Delta} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\delta}{\sigma_{\Delta}}\right)^2} d\delta \quad /36/$$

W poradnikach z matematyki i w podręcznikach z rachunku prawdopodobieństwa znajdują się tabele obliczonych wartości funkcji następującej postaci: /funkcja Laplace'a/ /załącznik nr 1/.

$$\phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt \quad /37/$$

dla różnych wartości  $x$ .

W celu wykorzystania wartości funkcji  $\phi/x/$  wykonamy niektóre przekształcenia wzoru /36/.

Przyjmujemy, że:

$$\frac{\delta}{\sigma_{\Delta}} = t ; \quad d\delta = \sigma_{\Delta} dt ; \quad x = \frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}}$$

otrzymamy:

$$P_{\Delta} = \frac{2\sigma_{\Delta}}{\sigma_{\Delta} \sqrt{2\pi}} \int_0^{\frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}}} e^{-\frac{t^2}{2}} dt = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt \quad (38)$$

Ponieważ  $x = \frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}}$ , to ostatecznie otrzymamy:

$$P / -\Delta < \delta < +\Delta / = P_{\Delta} = \phi \left/ \frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}} \right/ \quad /38/$$

Analogicznie można udowodnić, że

$$P / -\Delta Q < Q < \Delta Q / = P_{\Delta Q} = \phi \left( \frac{\Delta Q}{\sigma_{\Delta Q}} \right) \quad /40/$$

gdzie:  $P_{\Delta Q}$  - prawdopodobieństwo naprowadzania samolotu myśliwskiego z błędem w kursie nie większym od granicznego katowego błędu naprowadzania  $/ \Delta Q /$ ;

$\sigma_Q$  - średnie kwadratowe odchylenie określające kątowny błąd naprowadzania.

Po podstawieniu do wzoru /33/ wartości  $P_{\Delta}$  i  $P_{\Delta Q}$  ze wzoru /39/ i /40/ ostatecznie otrzymamy:

$$W_{at} = \phi\left(\frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}}\right) \cdot \phi\left(\frac{\Delta Q}{\sigma_{\Delta Q}}\right) \quad /41/$$

### 3. Określenie średnich kwadratowych odchyleń naprowadzania

Sumaryczny błąd w określeniu kursu w stosunku do kursu rzeczywistego lotu na przechwycenie, który powstaje po wykonaniu przez pilota ostatniej komendy naprowadzania z ziemi składa się z szeregu błędów cząstkowych. Podstawowymi błędami cząstkowymi są: błąd określenia położenia samolotu myśliwskiego i celu, błędy popełniane podczas naprowadzania i błędy wykonania przez pilota otrzymanych komend z ziemi.

A więc

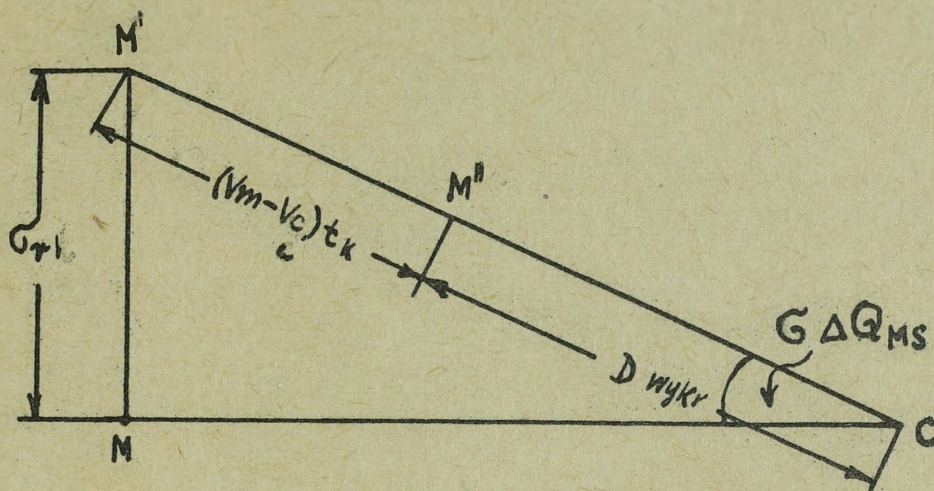
$$\sigma_{\Delta Q} = \sqrt{\sigma_{\Delta Q_{MS}}^2 + \sigma_{\Delta Q_N}^2 + \sigma_{\Delta Q_P}^2} \quad /42/$$

gdzie:  $\sigma_{\Delta Q_{MS}}$  - średnie kwadratowe odchylenie określenia kursu ze wskaźnika określonej obserwacji lub planszetu;

$\sigma_{\Delta Q_N}$  - średnie kwadratowe odchylenie powstałe na skutek błędów popełnianych przez nawigatora;

$\sigma_{\Delta Q_P}$  - średnie kwadratowe odchylenie powstałe na skutek błędów w wykonaniu komend przez pilota.

W celu określenia  $\sigma_{\Delta Q_{MS}}$  rozpatrzmy rysunek /31/



Rys.31

- C - faktyczne położenie celu;
- M - faktyczne położenie samolotu myśliwskiego;
- M' - położenie samolotu myśliwskiego otrzymane ze wskaźnika obserwacji okrężnej przed wykonaniem komendy naprowadzania;
- M'' - położenie samolotu myśliwskiego po wykonaniu komendy naprowadzania;
- $D_{wykr}$  - odległość wykrycia celu przy pomocy pokładowej stacji radiolokacyjnej lub wzrokowo;
- $t_k$  - średni czas wykonania komendy naprowadzania;
- $\sigma_{rl}$  - średnie kwadratowe odchylenie określenia współrzędnych.

Z rysunku /31/ wynika, że położenie samolotu myśliwskiego określane jest przez stacje radiolokacyjne z błędem równym  $\sigma_{rl}$ . Wartość tego błędu została już określona w rozdziale I /wzór 9/.

Odległość między celem a samolotem myśliwskim /M'C/ można przedstawić jako sumę dwóch odległości: odległości przebytej przez samolot myśliwski w czasie między kolejnymi dwoma komendami i odległości wykrycia celu przez pokładową stację radiolokacyjną.

$$M'C = \sqrt{V_m - V_c} / t_k + D_{wykr}.$$

Wówczas średnie kwadratowe odchylenie określenia kursu można obliczyć przy pomocy wzoru:

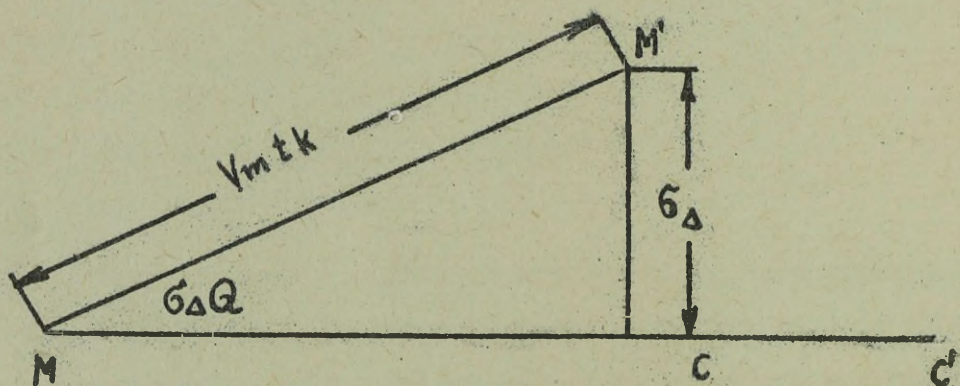
$$\sin \sigma_{\Delta Q_{MS}} = \frac{M'M}{M'C}$$

albo z pewnym przybliżeniem

$$\sigma_{\Delta Q_{MS}} \approx \frac{M'M}{M'C} = \frac{\sigma_{rl}}{v_m \cdot t_k + D_{wykr}} \quad /43/$$

Jeżeli chodzi o średnie kwadratowe odchylenie powstałe na skutek błędów popełnianych przez nawigatora podczas naprowadzania i średnie kwadratowe odchylenia powstałe na skutek błędów w wykonaniu komend przez pilota, to wartość ich na podstawie danych statystycznych nie przekracza 2°.

W celu określenia średniego kwadratowego odchylenia określającego liniowe odchylenie boczne rozpatrzmy rysunek 32.



Rys.32.

- M - faktyczne położenie samolotu myśliwskiego;
- C - faktyczne położenie celu;
- M' - położenie samolotu myśliwskiego po wykonaniu komendy naprowadzania;
- C' - położenie celu po wykonaniu przez samolot myśliwski komendy naprowadzania.

Na rys.32 położenie celu i samolotu myśliwskiego pokazane jest bez uwzględnienia błędów określenia współrzędnych. W tym przypadku średnie kwadratowe odchylenie boczne można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\sigma_{\Delta} = v_m \cdot t_k / \sin \sigma_{\Delta Q}$$

albo z pewnym przybliżeniem

$$\sigma_{\Delta} \approx v_m \cdot t_k / \sigma_{\Delta Q}$$

przy pomocy wzoru:

Jeżeli uwzględniamy błędy określenia współrzędnych, to wartość  $\sigma_{\Delta}$  może być obliczona przy pomocy wzoru:

$$\sigma_{\Delta} = \sqrt{V_m \cdot t_k^2 \cdot \sigma_{\Delta}^2 + \sigma_{r1}^2} \quad /44/$$

#### 4. Kolejność obliczania prawdopodobieństwa przechwytywania

##### Przykład:

Obliczyć prawdopodobieństwo przechwytywania przez samolot myśliwski typu Mig-19p celu powietrznego w następujących warunkach:

- naprowadzanie z planszetu i wskaźnika okrężnej obserwacji,
- $V_m = 300$  m/sek;
- $V_c = 250$  m/sek;
- $H = 10000$  M;
- $a = 1,2$  /dla  $H = 10000$  M/
- naprowadzanie odbywa się w odległości 200 km od stacji radiolokacyjnej;
- $D_{wykr} = 6$  km;
- $d_x = 2$  km;
- stacja radiolokacyjna P-35 i PRW-10;
- $t_k = 20$  sek.

##### Rozwiązanie:

1/ Obliczamy graniczny liniowy błąd naprowadzania według wzorów /39/, /30/

$$\sin q_{gr} = \frac{D_{wykr} \cdot q \sqrt{a^2 - 1}}{V_m \cdot V_c} =$$
$$= \frac{6000 - 9,81 \sqrt{1,2^2 - 1}}{300 \cdot 250} = \frac{6000 - 9,81 \cdot 0,44}{75000} =$$

$$= \frac{6000 \cdot 6,51}{75000} = \frac{39000}{75000} = 0,52$$

$$q_{gr} = 31^{\circ}$$

$$\Delta = D_{wykr} \cdot \sin q_{gr} = 6000 \cdot 0,52 = 3150 \text{ m} = 3,15 \text{ km.}$$

2/ Obliczamy graniczny kątowny błąd naprowadzania według wzorów /31/, /32

$$\sin q_{at} = \frac{d_r \cdot q \sqrt{a_{sr}^2 - 1}}{v_m \cdot v_o} = \frac{2000 \cdot 9,81 \sqrt{1,2^2 - 1}}{300 \cdot 250} = 0,174$$

$$q_{at} = 10^\circ$$

$$\Delta q = q_{gr} - q_{at} = 31^\circ - 10^\circ = 21^\circ$$

3/ Obliczamy średni kwadratowy kątowny błąd naprowadzania według wzoru /42/

a/ podczas naprowadzania z planszetu

$$\sigma_{\Delta Q} = \sqrt{\sigma_{\Delta Q_{MS}}^2 + \sigma_{\Delta Q_N}^2 + \sigma_{\Delta Q_P}^2}$$

$$\sigma_{\Delta Q_{MS}} = \frac{\sqrt{\sigma_D^2 + /0,17 \sigma_{AD}/^2}}{/v_m - v_e / t_k + D_{wykr}}$$

$$= \frac{\sqrt{1^2 \text{ km} + /0,017 \cdot 1 \cdot 200/^2}}{/0,3 \text{ km/sek} - 0,25 \text{ km/sek/} \cdot 20 + 6} = \frac{3,54}{7} = 0,505 \text{ radianów,}$$

albo w stopniach  $0,475 \cdot 57,3 = 29^\circ$

$$\sigma_{\Delta Q} = \sqrt{29^2 + 2^2 + 2^2} = 29,2^\circ$$

b/ podczas naprowadzania ze wskaźnika obserwacji okrężnej

$$\sigma_{\Delta Q_{MS}} = \frac{\sqrt{0,5^2 + /0,017 \cdot 0,5 \cdot 200/^2}}{/0,3 - 0,25/ 20 + 6} = \frac{1,72}{7} = 0,244 \text{ radianów}$$

albo w stopniach  $0,244 \cdot 57,9 = 14^\circ$

$$\sigma_{\Delta Q} = \sqrt{14^2 + 2^2 + 2^2} = 14,5^\circ$$

4/ Określamy średni kwadratowy błąd liniowy według wzoru /44/

a/ podczas naprowadzania z planszetu

$$\sigma_{\Delta} = \sqrt{0,3 \text{ km/sek} \cdot 20 \text{ sek}^2 \cdot 0,475^2 + 3,54^2} = 4,55 \text{ km.}$$

b/ podczas naprowadzania ze wskaźnika obserwacji okrężnej

$$\sigma_{\Delta} = \sqrt{0,3 \text{ km/sek} \cdot 20 \text{ sek}^2 \cdot 0,244^2 + 1,72^2} = 2,2 \text{ km.}$$

5/ Obliczamy prawdopodobieństwo wyjścia do ataku

a/ podczas naprowadzania z planszetu

Wartości  $\sigma_{\Delta Q}$  i  $\sigma_{\Delta}$  są większe od dopuszczalnych  $\Delta Q$  i  $\sigma_{\Delta}$ . W związku z tym wystarczająco dokładne naprowadzanie z planszetu w danych warunkach jest niemożliwe.

b/ podczas naprowadzania ze wskaźnika obserwacji okrężnej

$$W_{at} = \phi \left| \frac{\Delta}{\sigma_{\Delta}} \right| \cdot \phi \left| \frac{\Delta Q}{\sigma_{\Delta Q}} \right|$$

$$W_{at} = \phi \left| \frac{3,15}{2,2} \right| \cdot \phi \left| \frac{21}{14,5} \right| =$$

$$= 0,8385 \cdot 0,8664 = 0,726 = 0,7.$$

Jeżeli przyjmiemy, że  $W_{ra\dot{z}} = 0,8$  i  $K = 0,9$  otrzymamy:

$$W_p = W_{at} \cdot W_{ra\dot{z}} \cdot K = 0,7 \cdot 0,8 \cdot 0,9 = 0,5$$

ROZDZIAŁ III

PROBABILISTYCZNA<sup>x/</sup> OCENA POŁOŻENIA RUBIEŻY WPROWADZENIA DO

WALKI

Określenie położenia rubieży wprowadzenia do walki przy pomocy odpowiednich wzorów /1,2,5/ wykonuje się z założeniem, że odległość wykrywania, czas pasywny, prędkość lotu myśliwca i celu, czas zbliżenia myśliwca z celem są to wielkości nieprzypadkowe. Jednak w rzeczywistych warunkach zawsze mogą mieć miejsce przypadkowe odchylenia od przyjętych do obliczeń wielkości. Z kolei odchylenia te powodują odchylenie rzeczywistego punktu spotkania od obliczonej /możliwej/ rubieży wprowadzenia do walki.

Jeśli wziąć pod uwagę średnie wartości odległości wykrycia celu, czasu pasywnego, prędkości celu, itd. to można obliczyć i wykreślić pewną rubież spotkania. Otrzymana rubież jest niczym innym jak średnią oczekiwaną wartością poszczególnych położzeń punktów spotkania, a odchylenia rzeczywistych punktów spotkania od tej rubieży, zarówno w jedną, jak i w drugą stronę będą miały miejsce w pięćdziesięciu procentach wszystkich przypadków przechwyceń celów powietrznych w danych warunkach.

Cząstkowe odchylenia punktu spotkania od tylnej /prawdopodobnej/ rubieży wprowadzenia do walki można obliczyć różniczkując wzór:

$$S_{MRW} = \frac{D - V_c t_c + t_{man} + n S_H + d}{1 + n} \quad /45/$$

względem odpowiednich parametrów i zamieniając następnie różniczki średnimi kwadratowymi odchyleniami, obliczymy główne średnie kwadratowe odchylenia.

x/ probabilizm - /od łac./ prawdopodobny. W naszym przypadku określenie stopnia prawdopodobieństwa, że przechwycenie nastąpi na danej rubieży wprowadzenia do walki.

Srednie kwadratowe odchylenie punktu spotkania od prawdopodobnej rubieży wprowadzenia do walki powstałe na skutek odchylenia odległości wykrycia celu od jej średniej wartości dla danej wysokości lotu można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\sigma_{S_D} = \frac{\sigma_D}{1+n} \quad /46/$$

Srednie kwadratowe odchylenie punktu spotkania od prawdopodobnej rubieży wprowadzenia do walki powstałe na skutek odchylenia czasu pasywnego od jego średniej wartości można obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\sigma_{S_t} = \frac{v_c \sigma_{t_{pas}}}{1+n} \quad /47/$$

Prędkość podróżna lotu myśliwca na przechwycenie może różnić się od przyjętej do obliczeń prędkości powietrznej o wartość prędkości wiatru ekwiwalentnego /oddziaływującego w kierunku ruchu/. Ponieważ w procesie naprowadzania w zasadzie nie uwzględnia się wpływu wiatru, to wiatr ekwiwalentny oddziałuje jako przypadkowe odchylenie prędkości myśliwca od jej nakazanej /programowej/ wartości.

Jeżeli zróżniczkujemy wzór /45/ względem  $V_m$  otrzymamy:

$$\Delta S_V = \frac{[D - v_c / t_{pas} + t_H + t_{man} / + n S_H] \cdot \frac{v_c \cdot V_m}{V_m^2}}{1+n/2} + \frac{1+n/2 \left[ n \Delta S_H - S_H \frac{v_c \Delta V_m}{V_m^2} \right]}{1+n/2}$$

Zmianę długości drogi naboru wysokości  $S_H$  na skutek zmiany prędkości naboru wysokości można wyrazić tak:

$$\Delta S_H = t_H \Delta V_H = t_H \Delta V_m = t_H U$$

gdzie  $U =$  - ekwiwalentny wiatr.

Jeżeli teraz zamienimy końcowe przyrosty średnimi kwadratowymi odchyleniami, to po wykonaniu niewielkich przekształceń otrzymamy:

$$\sigma_{S_V} = \frac{\sqrt{S_{MRW} - S_H + v_m t_H} / \sigma_U}{\sqrt{m+1} / v_m} = \frac{\sigma_U t}{m+1} \quad /48/$$

gdzie  $\sigma_U$  - średnie kwadratowe odchylenie wiatru ekwiwalentnego, otrzymane na podstawie klimatycznej charakterystyki danego rejonu działań bojowych dla warstwy powietrza do wysokości lotu celu.

$$t = \frac{S_{MRW} - S_H}{v_m} + t_H \quad - \text{czas lotu myśliwca do praw-}$$

dopodobnej rubieży wprowadzenia do walki.

Jeżeli samolot myśliwski wyprowadzony jest na cel z błędem w odległości  $\Delta d = \Delta x$ , to w porównaniu ze średnią wartością, odległość do rubieży wprowadzenia do walki zmieni się z powodu dwóch przyczyn.

Po pierwsze na skutek błędu  $\Delta x$  punkt zakończenia manewru myśliwca przesunie się o wartość  $\Delta S_1$ , którą obliczamy różniczkując wzór /45/ względem zmiennej  $d$ :

$$\Delta S_1 = \frac{\Delta x}{1+m} = \frac{m \Delta x}{m+1} \quad /49/$$

Po drugie, błąd  $\Delta x$  powoduje dodatkowo zwiększenie czasu zbliżenia do odległości  $d$ , w ciągu którego samolot przeleci w przeciwnym kierunku drogę  $\Delta S_2$ :

$$\Delta S_2 = \frac{\Delta x}{v_{zbl} - v_c} \cdot v_{zbl} = \frac{m_{zbl} \cdot \Delta x}{m_{zbl} - 1} \quad /50/$$

Odejmując /49/ od /50/ i wprowadzając średnie kwadratowe odchylenie otrzymamy:

$$\sigma_{S_d} = \frac{\sqrt{m + m_{zbl}}}{\sqrt{m+1} / \sqrt{m_{zbl} - 1}} \sigma_d \quad /51/$$

gdzie  $\sigma_d$  - średnie kwadratowe odchylenie naprowadzania w odległości

$$m_{zbl} = \frac{v_{zbl}}{v_c} \quad - \text{stosunek prędkości na etapie zbliżenia.}$$

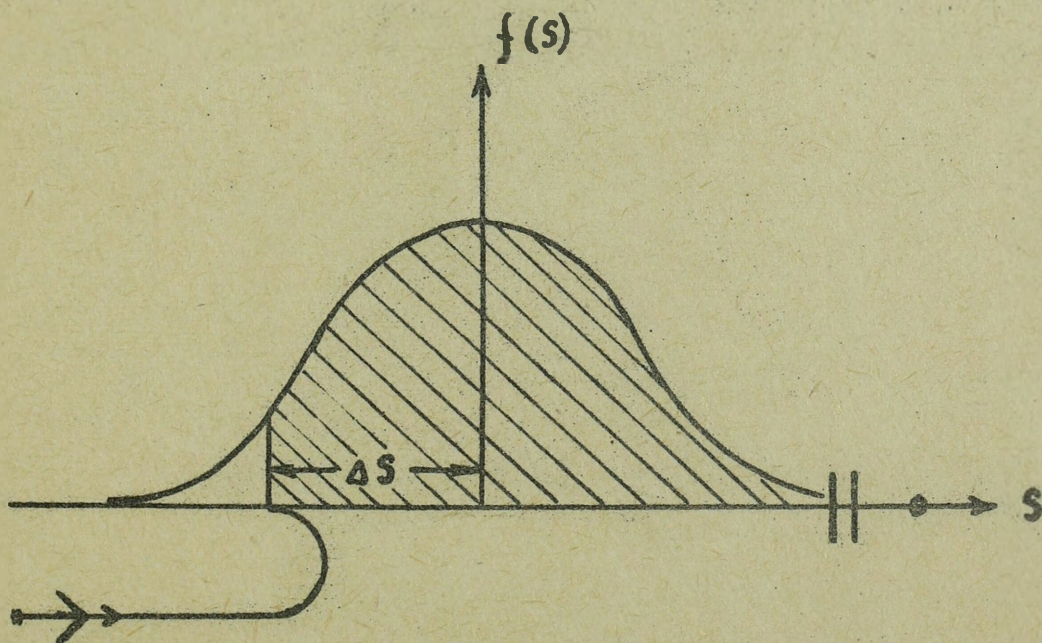
Jeżeli prędkość myśliwca na odcinku zbliżenia równa jest prędkości lotu do punktu początku manewru  $m_{zbl} = m$ , to na podstawie wzoru /51/ otrzymamy:

$$\sigma_{s_d} = \frac{2m}{m^2 - 1} \sigma_d \quad /52/$$

Zakładając, że cząstkowe odchylenia są niezależne, sumaryczne średnie kwadratowe odchylenie punktu spotkania od prawdopodobnej rubieży wprowadzenia do walki możemy obliczyć przy pomocy wzoru:

$$\sigma_s = \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_{s_i}^2} \quad /53/$$

Jeżeli wartość  $\sigma_s$  /wzór 53/ obliczona została dla dostatecznie dużej ilości cząstkowych odchyień punktu spotkania od średniej oczekiwanej wartości jego położenia, to, jak wiadomo z rachunku prawdopodobieństwa, można założyć, że wielkość  $\sigma_s$  posiada rozkład normalny. Wówczas wielkość  $\sigma_s$  w pełni scharakteryzuje funkcję gęstości prawdopodobieństwa  $f(s)$ , czyli rozkład możliwych odchyień punktu spotkania od prawdopodobnej rubieży wprowadzenia do walki  
/rys.33/



Rys.33.

Prawdopodobieństwo tego, że odchylenie faktycznego punktu spotkania w kierunku lotu celu od prawdopodobnej rubieży wprowadzenia do walki będzie nie większe niż  $\Delta S'$  jest równe powierzchni położonej z prawej strony rzędnej  $f / \Delta S_m$  i ograniczonej krzywą  $f/S$  i osią odciętych, to znaczy:

$$W_{MRW} = \int_{\Delta S}^{\infty} f(s) ds = \frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \int_{\Delta S}^{\infty} e^{-\frac{\Delta S^2}{2\sigma_S^2}} ds \quad /54/$$

A więc należy obliczyć prawdopodobieństwo, że wartość  $\Delta S$  nie przekroczy wartości  $S_0$ , to znaczy, że  $P/s > \Delta S$ .

Określony przez nas przedział możemy zapisać inaczej, a mianowicie

$$P(\Delta S < S < \Delta S_{max}) = \int_{\Delta S}^{\infty} f(s) ds$$

Wykorzystując tabele funkcji Laplace'a /załącznik nr 1/ następującej postaci

$$\phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt \quad /55/$$

interesujące nas prawdopodobieństwo można obliczyć przy pomocy wzoru:

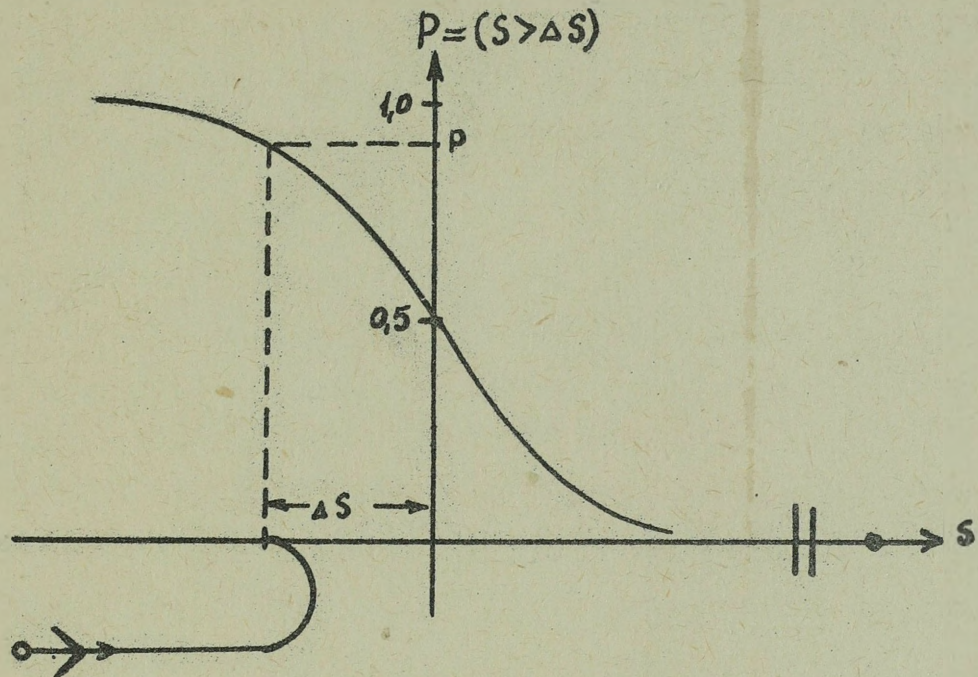
$$P(\Delta S < S < \Delta S_{max}) = \frac{1}{2} \left[ \phi\left(\frac{\Delta S_{max}}{\sigma_S}\right) - \phi\left(\frac{\Delta S}{\sigma_S}\right) \right] \quad /56/$$

Biorąc pod uwagę to, że  $\Delta S_{max} = \infty$  i, że  $\phi(\infty) = 1$  ostatecznie otrzymamy:

$$W_{MRW} = P(S > \Delta S) = \frac{1}{2} \left[ 1 - \phi\left(\frac{\Delta S}{\sigma_S}\right) \right] \quad /57/$$

W związku z tym, że praktycznie będzie nas interesować wartość  $\Delta S$ , której obliczenie przy pomocy podanego wyżej wzoru jest dosyć kłopotliwe, wynik obliczeń możemy przedstawić w postaci graficznej.

Przykładowe rozwiązanie takiego wykresu jest podane na rysunku 34.



Rys.34.

Ujemną cechą takiego rozwiązania jest to, że dla każdej wartości  $\Delta S$  trzeba opracować przedstawiony na rysunku 34 wykres.

Bardziej wygodnym w praktycznych obliczeniach jest nomogram pokazany na rys.35.

$2W_{\text{new}} - 1$

1.0

0.75

0.5

0.25

0

$\Delta S$

40

30

20

10

0

3

2.5

2

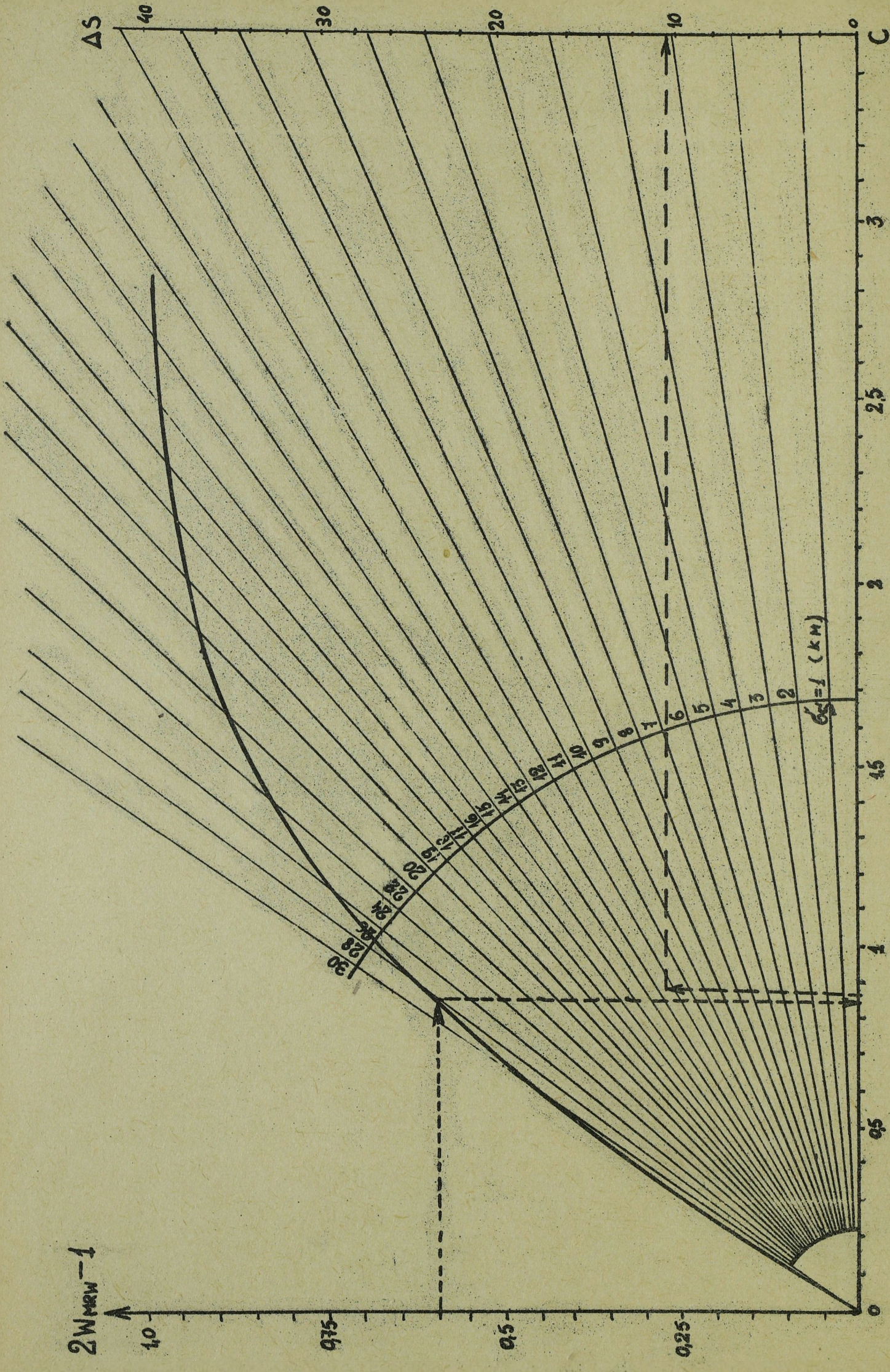
1.5

1

0.5

0

Рис. 35



W celu zbudowania wymienionego nomogramu wykonujemy następujące przekształcenie wzoru /57/

$$2 W_{MRW} - 1 = - \phi \left( \frac{\Delta S}{\sigma S} \right)$$

oraz zakładamy, że  $\frac{\Delta S}{\sigma S} = C$

Następnie z lewej strony na osi rzędnych nomogramu odkładamy wartości  $\phi /c/$  a na osi odciętych wartości  $C$ . W ten sposób na nomogramie otrzymamy krzywą dla  $C$ , z kolei biorąc pod uwagę zależność

$$\Delta S = C \sigma S$$

budujemy dalsze części nomogramu, to znaczy z prawej strony na osi rzędnych odkładamy wartość  $\Delta S$  i uzupełniamy nomogram liniami prostymi wartości  $\sigma S$ .

Przykład:

Określić położenie rubieży wprowadzenia do walki z nakazanym prawdopodobieństwem równym 0,8, jeżeli średnie kwadratowe odchylenie wyjścia na rubież wprowadzenia do walki jest równe 12 km.

Rozwiązanie:

- 1/ Określamy różnicę  $2 W_{MRW} - 1 = 2,08 - 1 = 0,6$ .
- 2/ Przy pomocy nomogramu określamy współczynnik  $C = 0,64$  /linia przerywana/.
- 3/ Na podstawie  $C$  i  $\sigma S$  przy pomocy nomogramu określamy  $\Delta S = 10,1$  km /linia przerywana/.

Obliczonym rubieżom wprowadzenia do walki może być nadane pełne prawdopodobieństwo przechwycenia z uwzględnieniem wyjścia celu w strefę możliwego przechwycenia, prawdopodobieństwa wyjścia do ataku, rażenia celu oraz niezawodności pracy technicznych środków, to znaczy:

$$W_p = W_{MRW} \cdot W_c \cdot W_{at} \cdot W_{ra\acute{z}} \cdot K. \quad /58/$$

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 zależności matematycznych. Dlatego też w obliczeniach uwzględnia się nie wszystkie czynniki, a nawet nie wszystkie podstawowe czynniki. Na przykład, niemożliwym 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.

OPRACOWAŁ:

ppłk dr Roman DWORAK



x	$\phi / x$	x	$\phi / x$	x	$\phi / x$	
0,65	0,4843	1,65	0,9011	2,65	0,9920	11
0,70	0,5161	1,70	0,9109	2,70	0,9931	9
0,75	0,5467	1,75	0,9199	2,75	0,9940	9
0,80	0,5763	1,80	0,9281	2,80	0,9949	9
0,85	0,6047	1,85	0,9357	2,85	0,9956	7
0,90	0,6319	1,90	0,9426	2,90	0,9963	7
0,95	0,6579	1,95	0,9488	2,95	0,9968	5
1,00	0,6827	2,00	0,9545	3,00	0,9973	5

$x$	$\phi /  x $	$1 - \phi /  x $	$x$	$\phi /  x $	$1 - \phi /  x $
1,960	0,95	0,05	2,878	0,996	0,004
2,054	0,96	0,04	2,968	0,997	0,003
2,170	0,97	0,03	3,090	0,998	0,002
2,326	0,98	0,02	<u>3,291</u>	<u>0,999</u>	<u>0,001</u>
2,576	0,99	0,01	3,481	0,9995	0,0005
2,612	0,991	0,009	<u>3,891</u>	<u>0,9999</u>	<u>0,0001</u>
2,652	0,992	0,008	4,417		$10^{-3}$
2,697	0,993	0,007			
2,748	0,994	0,006	4,892		$10^{-6}$
2,807	0,995	0,005	5,327		$10^{-7}$

L I T E R A T U R A

- [ 1 ] W.N. Kamiński, Teoria nawiedzenia strzebielnej na wozdusznyje celi. Wydawnictwo KWWA, Monino 1961 r.
- [ 2 ] R. Dworak, Szturmanskoje obiespieczenie bojowych diejstwij istriebitelnoj awiacji po prikritiju suchoputnych wojsk w nastupatelnoj operacji, Wydawnictwo KWWA, Monino 1962 r. /rozprawa doktorska/.
- [ 3 ] E.S. Wencel, Teoria wierojatnostiej, Wydawnictwo GIFL, Moskwa 1962 r.
- [ 4 ] W.J. Kirikow, Kurs teorii wierojatnostiej, Wydawnictwo KWWA, Monino 1959 r.
- [ 5 ] R. Dworak, E. Grysiewicz, Przechwytywanie celów powietrznych i metody naprowadzania samolotów na cele powietrzne, Wydawnictwo ASG, Rembertów 1963 r. /skrypt/.
- [ 6 ] T. Iwan, Podstawy teorii manewrowania, Wydawnictwo ASG, Rembertów 1964 r. /skrypt/.

Wykonano 50 egz.

egz.nr 1-50 bilb.tajna

wyk.ppłk Dworak

druk.IB.dnia 5.09.1964 r.

nr ks.masz.01978/WW

S P I S   T R E S C I

W S T E P	Str.
ROZDZIAŁ I. Metoda pełnych obliczeń skuteczności przechwytywania	3
1. Określenie prawdopodobieństwa przelotu celu w granicach strefy przechwytywania	5
2. Określenie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku	8
a/ Charakterystyka możliwych warunków walki powietrznej. Błędy naprowadzania	8
- dokładność określania współrzędnych;	10
- wpływ niedokładnego wykonania skrętu przez samolot myśliwski w stosunku do nakazanego punktu skrętu;	12
- wpływ niedokładnego określenia prędkości lotu celu;	18
- wpływ niedokładnego utrzymania reżimu skrętu;	20
- dokładność naprowadzania; rozkład błędów naprowadzania.	21
b/ Charakterystyka koniecznych warunków walki powietrznej.	25
ROZDZIAŁ II. Uproszczona metoda określania skuteczności przechwycenia	51
1. Obliczanie granicznych liniowych i kątowych błędów naprowadzania	51
2. Określanie prawdopodobieństwa wyjścia do ataku	53
3. Określanie średnio kwadratowych odchyżeń naprowadzania	56
4. Kolejność obliczania prawdopodobieństwa przechwytywania	59
ROZDZIAŁ III. Probabilistyczna ocena położenia rubieży wprowadzenia do walki.	62

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASB WP  
Archiwum Urzędu Skarbowo-Spedycyjnego

Nr ewid. \_\_\_\_\_

041332