

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. Generała Broni K. a Swierczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
SZYBOWEGO
Egz. Nr 000003

plk nawig. doc. dr Eugeniusz GRYSIEWICZ

METODY NAPROWADZANIA SAMOLOTÓW
NA CELE POWIETRZNE



BIBLIOTEKA NALEŻY DO
Kuchniai Szkoły Lotniczej Specjalnej
W warszawie
43036

WARSZAWA

LUTY

1970



10

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. Generała Broni K. i S. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
SŁUŻBOWEGO

~~XXXXXXXXXX~~

Egz. Nr 000003

plk nawig. doc. dr Eugeniusz GRYSIEWICZ

METODY NAPROWADZANIA SAMOLOTÓW NA CELE POWIETRZNE



BIBLIOTEKA NALEŻY DO
Katedry Lotnictwa i Obrony Powietrznej

Wzrost...

43036

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.gen.broni Karola Swierczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1999 roku
art. 86 ust. 2 (Dz.U. RP 1 poz. 99)

815
JAWNE
SŁUŻBOWE

" Z A T W I E R D Z A M "
SZEF KATEDRY PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz. 000.003

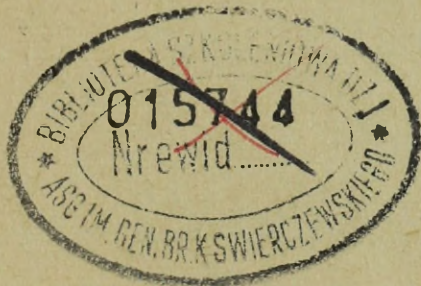
plk nawig.doc. dr Roman DWORAK

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12657

METODY NAPROWADZANIA SAMOLOTÓW
NA CELE POWIETRZNE

O p r a c o w a ł :

plk nawig.doc. dr Eugeniusz GRYSIEWICZ



BIBLIOTEKA NAUCZONA ASG WP
Katedra Lotnictwa Specjalnego

Nr ewid.

~~43036~~

W A R S Z A W A

L U T Y

1 9 7 0 r.

T R E Ś C'

WSTĘP	str. 3
1. <u>NAPROWADZANIE METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA</u>	str. 6
1.1. RUCH MYŚLIWCA WZGLĘDEM CELU ORAZ ANALITYCZNY SPOSÓB ROZWIĄZANIA ZADANIA NAPROWADZANIA METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA.	str. 6
1.2. PRAKTYCZNE SPOSOBY OBLICZENIA ELEMENTÓW PRZECIWIYCENIA METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA	str. 15
1.2.1. <u>Graficzne określanie elementów przechwycenia</u>	str. 16
1.2.2. <u>Obliczanie elementów przechwycenia za pomocą linijek V_m i V_c oraz wzrokowo</u>	str. 22
1.3. OCENA WPLYWU MANEWRU CELU	str. 24
1.4. OGÓLNA OCENA NAPROWADZANIA METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA	str. 36
2. <u>ISTOTA I MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA NAPROWADZANIA MYSLIWCÓW NA CELE POWIETRZNE METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA</u>	str. 38
2.1. ISTOTA METODY	str. 38
2.2. ANALITYCZNY SPOSÓB ROZWIĄZANIA ZADANIA NAPROWADZANIA METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA.	str. 44
2.3. PRAKTYCZNE SPOSOBY OBLICZANIA ELEMENTÓW PRZECIWIYCENIA PRZY NAPROWADZANIU METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA	str. 48
2.4. OCENA WPLYWU MANEWRU CELU	str. 50
2.5. MOŻLIWOŚĆ NAPROWADZANIA NA CEL LECACY Z PRĘDKOŚCIĄ WIEKSZĄ, ANIŻELI PRĘDKOŚĆ LOTU MYSLIWCA	str. 55

2.6. OGÓLNA OCENA METODY "PROSTE ZBLIŻENIE"	str.	56
3. <u>NAPROWADZANIE METODĄ POŚCIGU</u>	str.	57
3.1. TOR LOTU MYŚLIWCA	str.	57
3.2. KURS I CZAS LOTU MYŚLIWCA PO KRZYWEJ POŚCIGU	str.	62
3.3. WYKREŚLANIE KRZYWEJ POŚCIGU	str.	64
3.4. STREFA MOŻLIWYCH ZBLIŻEŃ MYŚLIWCA NAPROWADZANEGO NA CEL METODĄ POŚCIGU	str.	65
3.5. OGÓLNA OCENA NAPROWADZANIA METODĄ POŚCIGU	str.	71
4. <u>TRZYPUNKTOWA METODA NAPROWADZANIA</u>	str.	73
4.1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA METODY	str.	73
4.2. OKREŚLENIE NAWIGACYJNYCH ELEMENTÓW LOTU	str.	74
4.3. KSZTAŁT DROGI LOTU MYŚLIWCA	str.	79
4.4. WPLYW MANEWRU CELU	str.	84
4.5. OGÓLNA OCENA TRZYPUNKTOWEJ METODY NAPROWADZANIA	str.	85
5. <u>NAPROWADZANIE METODĄ MANEWRU</u>	str.	86
5.1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA METODY	str.	86
5.2. WZGLĘDNY TOR SKRĘTU MYŚLIWCA	str.	91
5.3. ETAP LOTU MYŚLIWCA PO PROSTEJ	str.	93
5.4. ETAP SKRĘTU MYŚLIWCA	str.	99
5.5. WPLYW MANEWRU CELU	str.	113
5.6. KOŃCOWA OCENA NAPROWADZANIA METODĄ MANEWRU	str.	120
<u>ZAKOŃCZENIE</u>	str.	123
<u>BIBLIOGRAFIA</u>	str.	126

W S T Ę P

Rozwiązanie problemu skutecznej osłony własnych wojsk i obiektów, a także obszaru kraju przed rozpoznaniem z powietrza i rażeniem przez środki napadu powietrznego nabitra w warunkach zagrożenia wojną termojądrową ogromnego znaczenia.

Lotnictwo myśliwskie, należące do podstawowych środków osłony realizuje tę osłonę w głównej mierze drogą przechwytywania środków napadu i rozpoznania powietrznego z dyżurowania na lotniskach i w powietrzu.

Warunkiem przechwycenia środka napadu powietrznego dyżurowania na lotnisku lub w powietrzu jest uprzednie naprowadzenie myśliwca^{x/} na cel.

Istota naprowadzania polega na kierowaniu lotem myśliwca z zadaniem wyprowadzenia go w taktycznie dogodne położenie w stosunku do celu, czyli w potrzebną dla wykonania ataku półsferę i pod odpowiednim kątem w stosunku do kierunku lotu celu oraz na taką odległość, z której myśliwiec widzi cel na ekranie celownika radiolokacyjnego lub wzrokowo i może samodzielnie wyjść w punkt odpalenia pocisków raketowych lub innych pocisków.

Naprowadzenie jest realizowane przez punkty naprowadzania. Przed rozpoczęciem naprowadzania musi nastąpić wykrycie celu, ocena sytuacji i powzięcie przez dowódcę decyzji odnośnie przechwycenia na podstawie danych przychodzących od systemu wykrywania i powiadamiania. Dane o celu i naprowadzanym myśliwcu, a przede wszystkim współrzędne punktów ich znajdowania się w danym momencie, wykorzystywane są w trakcie naprowadzania dla wypracowania komend naprowadzania, a mianowicie kursu, prędkości i wysokości lotu myśliwca, jak również innych komend i informacji odnośnie położenia myśliwca względem celu. Komendy naprowadzania wypracowuje navigator naprowadzania lub specjalna aparatura.

x/ Pod pojęciem "myśliwiec" rozumie się w niniejszym opracowaniu zarówno samolot myśliwski, jak też i pilota w samolocie myśliwskim.

Następnie komendy te są przekazywane drogą radiową do pilota lub też są wprowadzane automatycznie do autopilota znajdującego się na pokładzie samolotu myśliwskiego. Naprowadzanie rozpoczyna się od momentu podania myśliwcowi pierwszej komendy naprowadzania, a kończy się w momencie zobaczenia celu przez pilota i rozpoczęcia przez niego samodzielnego zbliżenia do celu dla wyjścia w punkt ataku. Podczas trwania samodzielnego zbliżenia myśliwca do celu, wykonywania ataków i manewrowania między atakami, punkt naprowadzania winien kontrolować położenie myśliwca i celu, informować myśliwca o sytuacji, i w razie potrzeby udzielać mu pomocy.

W zależności od szeregu warunków, a przede wszystkim od rodzaju uzbrojenia myśliwca - jego naprowadzanie może być realizowane różnymi metodami. Metody te różnią się w głównej mierze, wzajemnym położeniem myśliwca i celu podczas naprowadzania oraz kierunkiem lotu myśliwca w odniesieniu do aktualnego kierunku na cel i kształtem toru lotu.

Metodyka wypracowania komend naprowadzania i wykonania niezbędnych obliczeń, ocena możliwości przechwycenia, rodzaje pracy aparatury naprowadzania, warunki wobec których zostanie postawiony naprowadzany myśliwiec i w jakich nastąpi spotkanie z celem, to wszystko w znacznej mierze zależy od przyjętej w konkretnej sytuacji metody naprowadzania. Dlatego też bardzo ważną rzeczą jest gruntowna znajomość metod naprowadzania przez dowódców, nawigatorów naprowadzania i pilotów.

Rozróżniamy następujące metody naprowadzania myśliwców na cele powietrzne:

- równoległego zbliżenia;
- prostego zbliżenia;
- pościgu, nazywana również metodą pogoni;
- trzypunktowa;
- manewru.

W literaturze omawiającej metody naprowadzania w sposób ogólny, spotyka się naprowadzanie metodą przechwycenia,

charakteryzującą się prostoliniowym lotem myśliwca do momentu wprowadzenia go do walki. Szczegółowymi wypadkami naprowadzania metodą przechwycenia są metody: równoległego zbliżenia i prostego zbliżenia.

W zależności od wymagań stawianych w stosunku do linii drogi myśliwca podczas zbliżenia oraz potrzebnego kierunku naprowadzania, dla stworzenia możliwości skutecznego ataku - stosujemy na danym etapie naprowadzania jedną z metod naprowadzania. Najczęściej w trakcie naprowadzania myśliwca na określony cel powietrzny stosujemy kolejno kilka metod naprowadzania, w zależności od wyjściowego położenia myśliwca i celu oraz zmiany tego położenia, jak również zmiany sytuacji taktyczno-nawigacyjnej w trakcie naprowadzania.

- Wyświetle dane
- dla czego określamy 1000 m
- Teoretycznie metody, nie charakterystyki

1. NAPROWADZANIE METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA.

1.1. RUCH MYŚLIWCA WZGLĘDEM CELU ORAZ ANALITYCZNY SPOSÓB ROZWIĄZANIA ZADANIA NAPROWADZANIA METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA.

Istotę różnych metod naprowadzania najłatwiej można zrozumieć zakładając, że środek napadu powietrznego i myśliwiec przechwytyjący go, znajdują się na jednakowej wysokości lotu, czyli w jednej płaszczyźnie poziomej.

W większości wypadków wypracowanie komend naprowadzania możliwe jest wtedy, kiedy znamy względne położenie celu i myśliwca oraz parametry ich ruchu.

Względne położenie myśliwca i celu określają następujące elementy:

D - odległość między myśliwcem a celem;

KK_m - kąt kursowy myśliwca $/KK_m/$ zawarty między podłużną osią celu, a kierunkiem na myśliwca;

KK_c - kąt kursowy celu zawarty między podłużną osią myśliwca, a kierunkiem na cel.

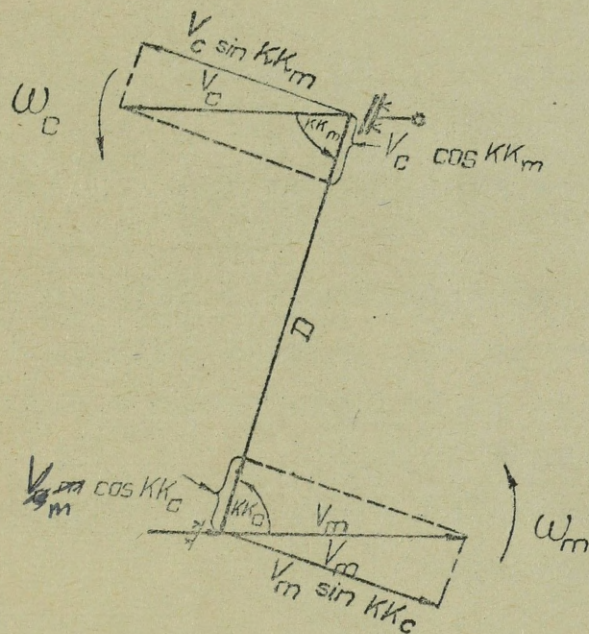
Parametr ruchu celu i myśliwca możemy określić przy pomocy prędkości lotu celu i myśliwca $/V_c$ i $V_m/$ oraz przy pomocy ich prędkości kątowych $/\dot{\omega}_c$ i $\dot{\omega}_m/$. Dla odczytu kątów i określenia znaku prędkości kątowych przyjmujemy umownie za dodatni kierunek ruchu przeciwny, aniżeli kierunek ruchu wskazówek zegara.

Mając na uwadze, że kątowa prędkość myśliwca względem celu $/$ prędkość obrotu linii cel - myśliwiec $/$ składa się z następujących składowych prędkości kątowych:

a/ $\frac{V_m \sin KK_c}{D}$, uwarunkowanej własnym ruchem myśliwca;

b/ $\frac{V_c \sin KK_m}{D}$, uwarunkowanej własnym ruchem celu;

c/ω_c , uwarunkowanej obracaniem się celu podczas skrętu.



Rys. Obrazuje mam

Najzwyczaj

Rys. 1.1.1

Wobec tego:

$$\frac{dKK_m}{dt} = \frac{V_m \sin KK_c + V_c \sin KK_m}{D} - \omega_c ;$$

i tak samo

$$\frac{dKK_c}{dt} = \frac{V_m \sin KK_c + V_c \sin KK_m}{D} - \omega_m ;$$

/1.1.1./

Odległość między myśliwcem i celem zmienia się ze względną prędkością zbliżenia, równą sumie rzutów prędkości myśliwca i celu na linię łączącą ich miejsca znajdowania się:

$$\frac{dD}{dt} = -V_m \cos KK_c + V_c \cos KK_m ;$$

/1.1.2./

Oznaczając, że stosunek $\frac{V_m}{V_c} = m$ oraz wyciągając z

/1.1.1./ i /1.1.2./ V_c przed nawias, otrzymamy:

$$a/ \dot{KK}_m^x = -\frac{V_c}{D} / \sin KK_m + m \sin KK_c / -\omega_c ;$$

$$b/ \dot{KK}_c = -\frac{V_c}{D} / \sin KK_m + m \sin KK_c / -\omega_m ;$$

$$c/ \dot{D} = -V_c / \cos KK_m + m \cos KK_c / ;$$

/1.1.3./
zależności

Istota naprowadzania myśliwca na środek napadu powietrznego metodą równoległego zbliżenia polega na tym, że myśliwca kierujemy do punktu spotkania z celem po linii prostej, ze stałymi warunkami lotu.

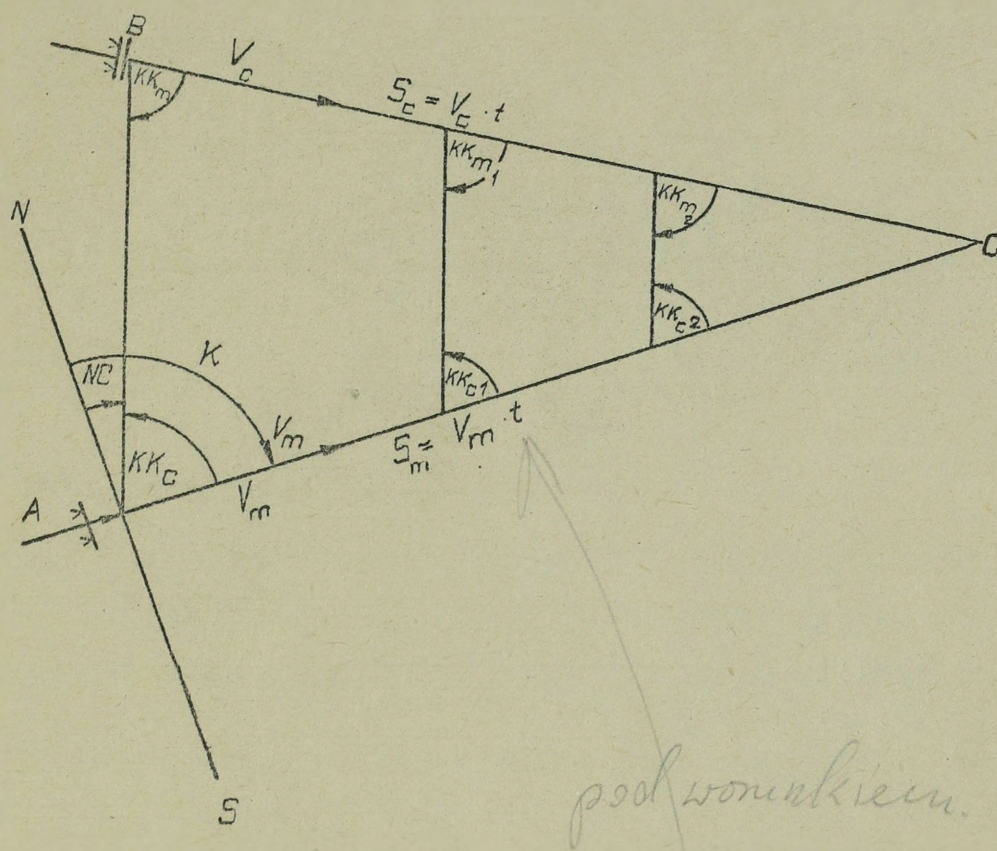
Spotkanie nastąpi tylko wtedy, kiedy kierunek wektora względnej prędkości zbliżenia

$$\overline{V}_{wzg} = \overline{V}_m - \overline{V}_c$$

przechodzi przez cel. W warunkach stałych prędkości jest to możliwe wówczas, kiedy zachowane są stałe wartości kątów kursowych, a mianowicie

$$KK_c = 0; KK_m = 0; \omega_m = 0; \omega_c = 0;$$

x/ Wartości literowe z kropką oznaczają pochodne względem czasu.



Rys. 1.1.2

Z rysunku 1.1.2 wynika, że:

$$K = N_c + KK_c$$

gdzie: K = kurs lotu myśliwca;

N_c = namiar celu;

$KK_m = KK_{m1} = KK_{m2} = \text{const.}$;

$KK_c = KK_{c1} = KK_{c2} = \text{const.}$;

Dla określenia zależności między KK_c i KK_m z trójkąta przedstawionego na rys. 1.1.2, wykorzystując twierdzenie sinusów, możemy napisać, że :

$$\frac{V_m t}{V_c t} = \frac{\sin KK_m}{\sin KK_c} ;$$

Upraszczając lewą stronę równania przez t oraz przyjmując, że

$$\frac{V_m}{V_c} = m, \text{ otrzymamy:}$$

$$m = \frac{\sin KK_m}{\sin KK_c};$$

czyli

$$\sin KK_c = \frac{\sin KK_m}{m} \quad /1.1.4./$$

Zależność wyrażoną wzorem /1.1.4./ możemy również otrzymać drogą następującego rozumowania:
z równania /1.1.3 a/, przyjmując dane wyjściowe:

$$KK_c = \text{const.}; \quad KK_m = \text{const.}; \quad \omega_m = 0; \quad \omega_c = 0;$$

możemy napisać, że:

$$\frac{V_c}{D} / \sin KK_m + m \sin KK_c / = 0;$$

z tego po przekształceniu otrzymamy:

$$\sin KK_c = - \frac{\sin KK_m}{m};$$

Znak plus lub minus kąta KK_c wskazuje, w której ćwiartce znajduje się ten kąt, a więc i wzajemne położenie celu i myśliwca. W praktyce przyjmuje się bezwzględną wartość $\sin KK_c$.

Podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia linia niamiaru celu łączącego jednoczesne położenie myśliwca i celu będzie przemieszczać się równolegle do siebie samej /linie niamiaru celu będą wzajemnie równoległe/. Stąd wywodzi się nazwa tej metody naprowadzania.
Wzór /1.1.4./ jest równaniem charakteryzującym metodę równoległego zbliżenia.

Wzór KK_m bo. - porównać

Czas lotu do punktu spotkania znajdziemy w sposób następujący: z równania /1.1.3c/ mamy:

$$dD = -V_c / \cos KK_m + m \cos KK_c / dt ;$$

Po dokonaniu całkowania w przedziale od D do 0 / dla strony lewej / i od 0 do t / dla strony prawej / otrzymamy:

$$t = \frac{D}{V_c / \cos KK_m + m \cos KK_c} ; \quad /1.1.5./$$

przy zastrzeżeniu, że $\cos KK_m + m \cos KK_c \neq 0$;

Dla uzyskania wzoru na wartość czasu zbliżenia niezależną od KK_c , dokonujemy następujących przekształceń:

Stosując tożsamość trygonometryczną $\cos^2 \alpha = 1 - \sin^2 \alpha$, możemy napisać, że

$$\cos KK_c = \sqrt{1 - \sin^2 KK_c} ; \quad /1.1.6./$$

Podstawiając do równania /1.1.6./ wartość $\sin KK_c$ z równania /1.1.4./ otrzymamy:

$$\cos KK_c = \sqrt{1 - \frac{\sin^2 KK_m}{m^2}} = \frac{1}{m} \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} ;$$

a więc:

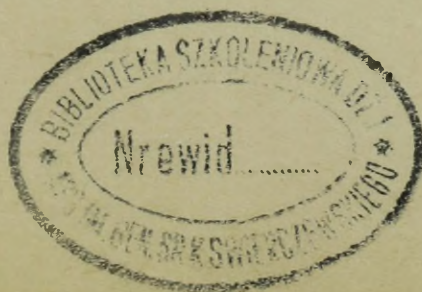
$$m \cos KK_c = \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} ; \quad /1.1.7./$$

Podstawiając powyższą wartość do wzoru /1.1.5./ otrzymamy następujący wzór ostateczny na czas lotu myśliwca do punktu spotkania:

$$t = \frac{D}{V_c \left(\cos KK_m + \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} \right)} ; \quad /1.1.8./$$

Drogę celu do punktu spotkania obliczamy wg wzoru:

$$S_o = V_c t = \frac{D}{\cos KK_m + \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} ; \quad /1.1.9./$$



Drogę zaś myśliwca do punktu spotkania obliczamy wg wzoru:

$$S_m = V_m t = \frac{mD}{\cos KK_m + \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} ; \quad /1.1.10./$$

Po podzieleniu stronami równań /1.1.9./ i /1.1.10/ otrzymamy, że

$$\frac{S_c}{S_m} = \frac{1}{m} ;$$

czyli:

$$S_m = m S_c ; \quad /1.1.11./$$

oraz

$$S_c = \frac{S_m}{m} ; \quad /1.1.12./$$

Minimalny czas lotu do punktu spotkania przy danej odległości będzie w sytuacji, kiedy myśliwiec i cel będą lecieć po jednej prostej, na kursach przeciwnych, czyli kiedy $KK_m = 0$. Podstawiając do wzoru /1.1.8./ wartość $KK_m = 0$, otrzymamy:

$$t_{\min} = \frac{D}{V_c / m + 1} ; \quad /1.1.13./$$

W tej samej sytuacji droga celu i myśliwca do punktu spotkania będzie najkrótsza.

Podstawiając mianowicie wartość $KK_m = 0^0$ do wzoru /1.1.9./ i /1.1.10/ otrzymamy, odpowiednio, że:

$$S_c \min = \frac{D}{m+1} ; \quad /1.1.14./$$

$$S_m \min = \frac{mD}{m+1} ; \quad / 1.1.15./$$

Maksymalny natomiast czas i droga lotu do punktu spotkania będą miały miejsce wtedy, kiedy $KK_m = 180^\circ$, czyli kiedy myśliwiec będzie leciał dokładnie z tyłu za celem i dopędzał go.

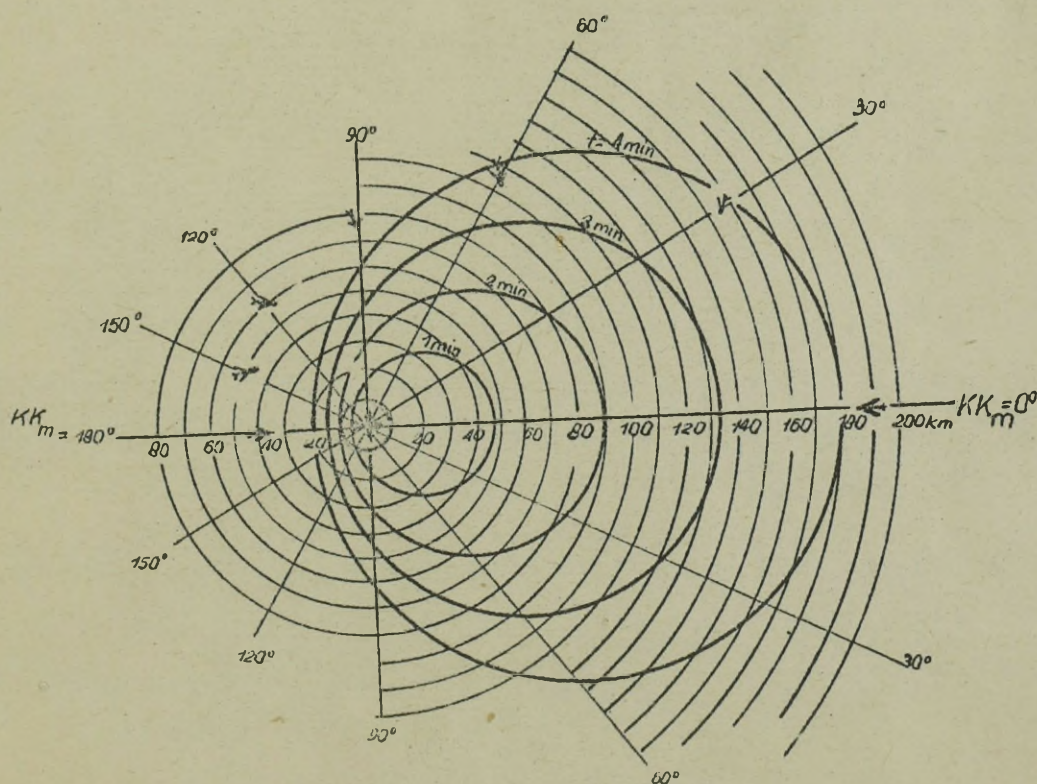
Podstawiając wartość $KK_m = 180^\circ$ do wzoru /1.1.8./, /1.1.9./ i /1.1.10./ otrzymamy:

$$t_{\text{maks}} = \frac{D}{V_c / m - 1} ; \quad /1.1.16./$$

$$S_c \text{ maks} = \frac{D}{m - 1} ; \quad /1.1.17./$$

$$S_m \text{ maks} = \frac{mD}{m - 1} ; \quad /1.1.18./$$

Czas lotu do punktu spotkania dla dowolnych wartości KK_m możemy nie tylko obliczyć matematycznie, wg wzoru /1.1.8./, ale również określić graficznie.



Rys. 1.1.3

Rysunek 1.1.3 przedstawia wykres zależności czasu trwania równoległego zbliżenia od względnego położenia myśliwca i celu oraz od początkowej odległości między nimi. Wykres ten został wykonany dla $V_m = 1500 \text{ km/h}$ i $V_c = 1200 \text{ km/h}$ oraz dla czasów zbliżenia wzrastających o minutę, poczynając od jednej minuty.

Metoda budowy wykresu jest następująca :

- oznaczamy miejsce znajdowania się celu, przyjmujemy go za środek koła i wykreślamy w przyjętej skali okręgi /łuki/ kół współśrodkowych o promieniu rosnącym kolejno o 10 km z tym, że najmniejszy promień wynosi 10 km;

- na podstawie przekształconych wzorów /1.1.13/ i /1.1.16/ obliczamy D_{maks} i D_{min} dla czasu zbliżenia równego jednej minucie. Będą to odległości, o wartość których zbliżą się do siebie myśliwca i cel lecące na kursach przeciwnych lub zgodnych przez okres jednej minuty, a mianowicie :

Dla $KK_m = 0$ /lot na kursach przeciwnych/;

$$D_{maks} = V_c t / m + 1/ = 20.1 / 1,25 + 1/ = 45 \text{ km}$$

Dla $KK_m = 180^\circ$ /lot na kursach zgodnych - dopędzanie/ :

$$D_{min} = V_c t / m - 1/ = 20.1 / 1,25 - 1/ = 5 \text{ km}$$

Wobec tego średnica koła, którego okrąg będzie miejscem geometrycznym punktów możliwych położenia myśliwca odpowiadających czasowi zbliżenia równemu jedna minuta wyniesie $45 + 5 = 50 \text{ km}$, a promień tego koła wyniesie 25 km.

Aby koło to odpowiadało D_{maks} dla $KK_m = 0^\circ$ / myśliwiec 45 km przed celem/ i D_{min} dla $KK_m = 180^\circ$ / myśliwiec 5 km za celem/ należy wykreślić je z punktu leżącego 20 km przed celem.

Poniższa tabelka zawiera dla przyjętych w przykładzie warunków elementy potrzebne dla wykreślenia kół, których okręgi wyznaczą możliwe położenie myśliwca względem celu dla założonych czasów zbliżenia i prędkości lotu myśliwca i celu:

Czas trwania zbliżenia /minut/	D_{maks} / $KK_m = 0^\circ$ /	D_{min} / $KK_m = 180^\circ$ /	Promień koła	Wysunięcie środka koła przed cel
1	45	5	25	20
2	90	10	50	40
3	135	15	75	60
4	180	20	100	80
5	225	25	125	100
6	270	30	150	120

Po wykreśleniu okręgów możliwych położzeń myśliwca dla różnych wartości czasu zbliżenia, wykreślamy z zerowego punktu wykresu, czyli z miejsca znajdowania się celu, kierunki odpowiadające interesującym nas wartościom KK_m .

Dla odczytania z wykresu czasu zbliżenia dla danych wartości D i KK_m należy znaleźć punkt przecięcia D i KK_m i dla tego punktu odczytać czas zbliżenia.

1.2. PRAKTYCZNE SPOSOBY OBLICZANIA ELEMENTÓW PRZECHWYCENIA PODCZAS NAPROWADZANIA METODĄ RÓWNOLEGŁEGO ZBLIŻENIA.

Ponieważ matematyczne obliczenie elementów przechwycenia zabiera, szczególnie w sytuacji, kiedy mają miejsce częste zmiany warunków lotu celu i naprowadzanego myśliwca, stosunkowo dużo czasu i pracy i dla uzyskania dużej częstotliwości obliczeń, wymaga stosowania maszyn matematycznych,

dlatego, na niezautomatyzowanych punktach naprowadzania dane te określa się graficznie, za pomocą linijek V_c i V_m oraz wzrokowo /na oko/.

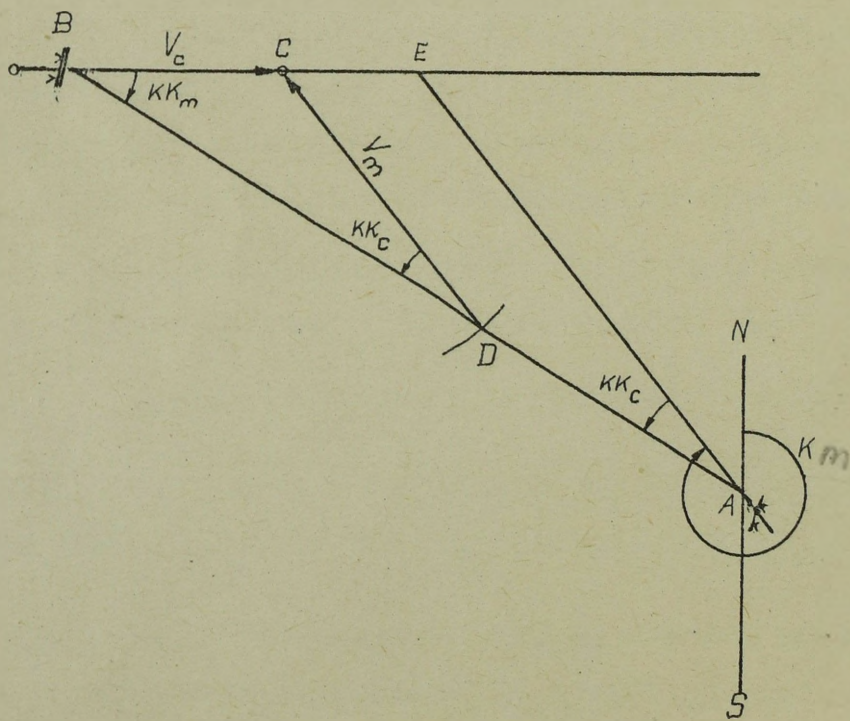
1.2.1. Graficzne określanie elementów przechwycenia.

Określanie elementów przechwycenia sposobem graficznym wykonujemy na mapie, planszecie naprowadzania lub na ekranie wskaźnika radiolokatora naprowadzania. Istota obliczeń polega na wykreśleniu tzw. trójkąta przechwycenia, którego wierzchołkami są: wyjściowe położenie celu, wyjściowe położenie myśliwca w tym samym momencie i punkt spotkania oraz na pomiarze potrzebnych elementów trójkąta ABE /rys.

1.2.1.1./

Założ. $V_m > V_c$ w momencie zobrażenia obrotu moży obrywać kurs.

$$V_m > V_c$$



Rys.1.2.1.1.

Kolejność czynności podczas wykreślenia trójkąta przechwycenia może być następująca:

- na podstawie znajomości warunków lotu celu i myśliwca przechwytyjącego - obliczyć ich położenie w momencie, kiedy myśliwiec będzie w stanie /względnie powinien/ rozpocząć lot zgodnie z obliczonymi przez nas danymi. Ten moment należy wybrać z uwzględnieniem czasu potrzebnego na wykreślenie trójkąta, dokonanie pomiaru interesujących nas elementów i przekazanie danych lotu myśliwcowi. Obliczone położenia myśliwca i celu przyjąć, jako położenia wyjściowe i połączyć je linią prostą /rys. 1.2.1.1./;

- z wyjściowego położenia celu wykreślić w obranej skali wektor prędkości lotu celu \bar{V}_c /wektor BC /;

- z końca wektora \bar{V}_c zatoczyć łuk promieniem równym prędkości lotu myśliwca, przyjętej w tej samej skali, do uzyskania przecięcia z linią łączącą położenia wyjściowe. Połączyć koniec wektora \bar{V}_c z otrzymanym punktem przecięcia, w wyniku czego otrzymany położenie wektora \bar{V}_m /DC/;

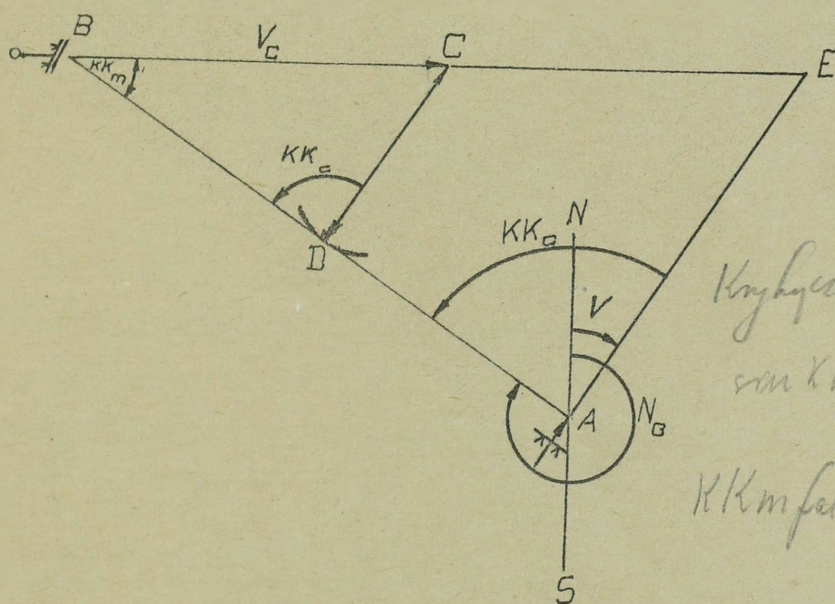
- z punktu wyjściowego położenia myśliwca wykreślić równoległą do wektora \bar{V}_m , aż do przecięcia z linią drogi celu. Uzyskany punkt przecięcia jest punktem spotkania myśliwca z celem /punkt E/, a wykreślony trójkąt / $\triangle ABE$ / jest to trójkąt przechwycenia, w którym bok łączący wyjściowe położenie celu z punktem spotkania jest linią drogi celu /AE/. Ponieważ podczas obliczania elementów przechwycenia nie uwzględniamy wpływu wiatru na lot samolotu, to wykreśloną linię drogi przyjmujemy również za linię kursu;

- na podstawie odległości od wyjściowego punktu myśliwca /względnie celu/ i prędkości lotu myśliwca /względnie celu / obliczyć czas lotu do punktu spotkania, zmierzyć potrzebny kurs lotu i przekazać myśliwcowi moment zmiany warunków lotu, kurs i czas.

W sytuacji, kiedy $V_m > V_c$, otrzymamy zawsze jeden punkt przecięcia wektora V_c z linią łączącą wyjściowe położenie celu i myśliwca /rys. 1.2.1.1./.

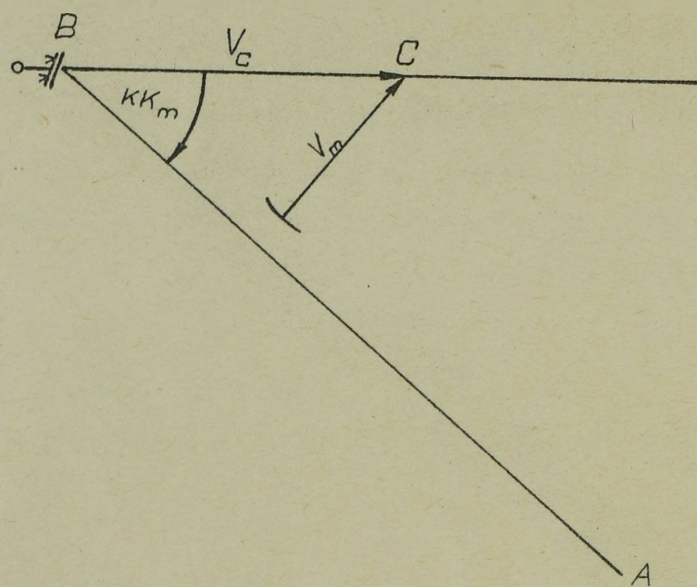
Wówczas możemy wykreślić dwa trójkąty przechwycenia / trójkąt ABC i trójkąt ABH/ i znaleźć dwa punkty spotkania/punkty G i H/, tak, że na ten sam cel możemy równocześnie skierować dwa myśliwce /dwie pary/, przy czym każdego po innej trasie.

b/ Wektor \vec{V}_c nie będzie miał żadnego punktu przecięcia z linią łączącą wyjściowe położenia celu i myśliwca, lecz będzie styczny do tej linii /rys.1.2.1.3./. Wówczas możemy wykreślić trójkąt przechwycenia /trójkąt ABE/ i wyznaczyć jeden punkt spotkania.



Rys. 1.2.1.3.

c/ Wektor \vec{V}_c nie będzie miał żadnego punktu przecięcia, ani też punktu styczności z linią łączącą wyjściowe położenia myśliwca i celu /rys. 1.2.1.4./



Rys.1.2.1.4.

W powyższym wypadku nie możemy wykreślić trójkąta przechwycenia oraz znaleźć punktu spotkania myśliwca i celu. W takiej sytuacji przechwycenie danego celu przez danego myśliwca jest niemożliwe z uwagi na wartość wyjściowego KK_m , który jest zbyt duży na to, żeby myśliwiec lecący z $V_m < V_c$ był w stanie znaleźć się w jakimkolwiek punkcie trasy lotu celu równocześnie z celem.

Z powyższych rozważań wynika, że:

W wypadku, kiedy $V_m > V_c$ oraz w wypadkach a i b w sytuacji, kiedy $V_m < V_c$ przechwycenie jest zawsze, z teoretycznego punktu widzenia możliwe. Jeżeli jednak w trakcie naprowadzania w warunkach, kiedy $V_m < V_c$ zaistnieje wypadek c /rys.1.2.1.4./, wówczas przechwycenie danego celu przez tego samego myśliwca

jest już niemożliwe, ponieważ nie ma możliwości powrotu do sytuacji a lub b.

Wobec tego sytuacja b stanowi krańcowy /graniczny/ wypadek możliwości przechwycenia konkretnego celu przez danego myśliwca.

Dla określenia możliwości przechwycenia celu przy $V_m < V_c$ należy określić krytyczną wartość KK_m /rys.1.2.1.3/

Można to zrobić drogą następującego rozumowania:

Ze wzoru /1.1.4./ wiemy, że :

$$\sin KK_c = \frac{\sin KK_m}{m} ;$$

Wobec tego, że wartość sinusa nie przekracza jedności, musi być spełniony warunek, że:

$$\frac{\sin KK_m}{m} \leq 1$$

czyli

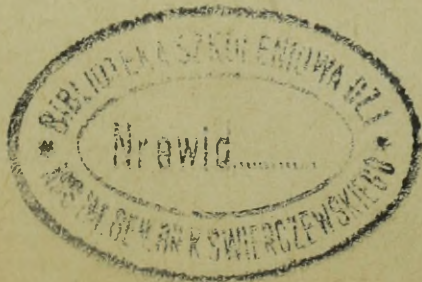
$$\sin KK_m \leq m$$

Tak więc największą wartość $\sin KK_m$ przy której możliwe jest przechwycenie celu w warunkach, kiedy $V_m < V_c$, czyli tak zwaną krytyczną wartość $\sin KK_m$, możemy obliczyć ze wzoru:

$$\sin KK_m \text{ kryt} = m \quad /1.2.1.1./$$

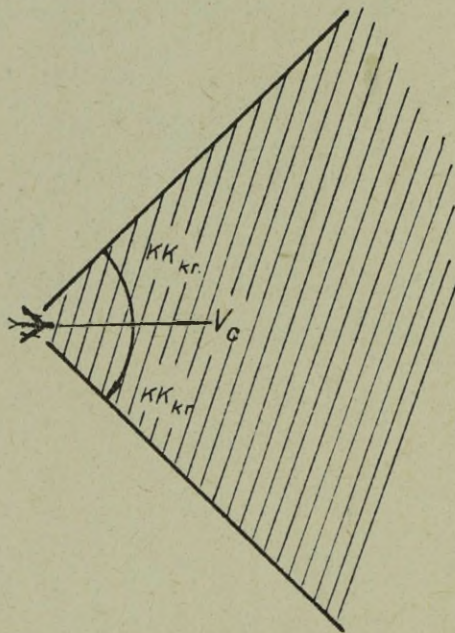
A więc w warunkach, kiedy chcemy przechwycić cel, który posiada prędkość lotu większą, aniżeli naprowadzane myśliwce, musimy tak realizować naprowadzanie, ażeby w każdym momencie był spełniony warunek, że $\sin KK_m \leq m$, /czyli, żeby

$$KK_m \text{ faktyczny} \leq KK_m \text{ kryt.}$$



Z chwilą, kiedy w warunkach $V_m < V_c$ zaistnieje sytuacja, że KK_m faktyczny $> KK_m$ kryt, wówczas już myśliwiec danego celu nie przechwyci i trzeba naprowadzać go na inny cel względnie skierować na lotnisko lądowania.

Uwzględniając powyższe rozważania możemy wyobrazić sobie pewną część przestrzeni rozmieszczoną w stosunku do celu, jak na rys. 1.2.1.5.



Rys. 1.2.1.5.

Zbliżenie myśliwca do celu w warunkach, kiedy $V_m < V_c$ możliwe jest tylko wtedy, kiedy myśliwiec znajduje się wewnątrz zakreskowanej przestrzeni, która nosi nazwę strefy możliwych zbliżeń.

1.2.2. Obliczanie elementów przechwycenia za pomocą linijek V_m i V_c oraz wzrokowo.

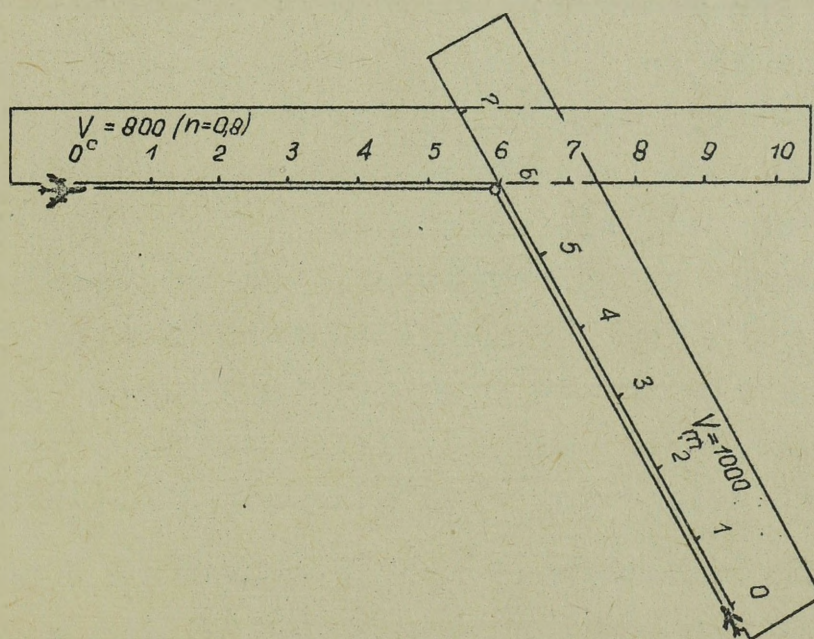
W wypadku, kiedy znamy położenie oraz kierunek i prędkość lotu celu, a także położenie i prędkość lotu myśliwca przechwytyjącego, możemy punkt spotkania myśliwca z celem znaleźć przy pomocy linijek prędkości celu i prędkości myśliwca wyskalowanych w minutach lotu dla danej podziałki mapy /zwykle 1:500000/, planszetu naprowadzania lub wskaźnika obserwacji

określonej radiolokatora naprowadzania. W tym celu należy:

- obliczyć i zaznaczyć wyjściowe położenie celu i myśliwca, według zasad jak przy graficznym rozwiązywaniu trójkąta przechwycenia;

- przyłożyć linijkę V_c wartością zerową w wyjściowym punkcie celu, ustawić ją zgodnie z kierunkiem lotu celu i utrzymywać cały czas w położeniu nieruchomym;

- linijkę V_m przyłożyć wartością zerową w wyjściowym punkcie myśliwca, a następnie obracając ją jak cyrklem ustawić tak, aby w punkcie przecięcia obydwu linijek była na ich skalach jednakowa wartość. Ten punkt przecięcia będzie punktem spotkania myśliwca z celem. Jednakowa wartość na skalach obydwu linijek w punkcie ich przecięcia będzie to czas lotu myśliwca i celu od położenia wyjściowego do punktu spotkania, a krawędź linijki V_m wyznaczy linię drogi oraz kąt drogi myśliwca z punktu położenia wyjściowego do punktu spotkania / rys. 1.2.2.1./



Rys. 1.2.2.1

Istota wzrokowej metody obliczania elementów przechwycenia polega na tym, że na podstawie znajomości i analizy położenia wyjściowych oraz warunków lotu celu i myśliwca - określamy na oko punkt spotkania oraz poszczególne elementy lotu. Dla skutecznego stosowania tej metody potrzebna jest odpowiednia praktyka. Najczęściej metodę tę stosuje nawigator - operator podczas naprowadzania ze wskaźnika obserwacji okrężnej na podstawie obserwacji położenia oraz kierunku i prędkości przemieszczania się impulsów celu i myśliwca. Istota obliczenia elementów przechwycenia metodą wzrokową jest jednakowa dla wszystkich metod naprowadzania.

1.3. Ocena wpływu manewru celu.

W dotychczasowych rozważaniach zakładaliśmy, że cel leci ze stałym kursem i stałą prędkością.

Jeżeli cel zacznie zmieniać kierunek i prędkość lotu, wówczas myśliwiec będzie musiał również zmienić przede wszystkim kierunek lotu, a więc wykonać skręt, który wywoła określone przeciążenia. Ponadto, po zakończeniu manewru celu punkt spotkania może przesunąć się o taką odległość, że przechwycenie celu będzie w praktyce niemożliwe. Należy więc rozpatrzyć zagadnienie, czy i w jakim stopniu właściwości manewrowe myśliwca pozwolą na neutralizowanie skutków zmiany przez cel kierunku lotu.

Założmy, że cel wykonuje skręt z określoną prędkością kątową ω_c , a komendy naprowadzania są wypracowywane i wykonywane tak często, że praktycznie w sposób ciągły spełnione jest równanie /1.1.4./, czyli że wektor prędkości zbliżenia \vec{V}_{zbl} jest skierowany ciągle na cel i względna prędkość kątowa jest równa zeru. W tych warunkach z równania /1.1.3./ otrzymamy, że:

$$KK_c = -\omega_m \quad i \quad KK_m = -\omega_c \quad /1.3.1./$$

Z powyższego wynika, że ω_m jest potrzebną kątową prędkością skrętu myśliwca. Różniczkując równanie /1.1.4./ względem t otrzymamy:

$$\cos KK_c \cdot KK_c = - \frac{\cos KK_m}{m} \cdot KK_m$$

skąd uwzględniając /1.3.1./ otrzymamy:

$$\omega_m = - \frac{\cos KK_m}{m \cos KK_c} \omega_c ;$$

Podstawiając w miejsce $m \cos KK_c$ jego wartość z /1.1.7./

otrzymamy:

$$\omega_m = - \frac{\cos KK_m}{\sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} \cdot \omega_c \quad /1.3.2./$$

albo

$$\omega_m = - \sqrt{\frac{1 - \sin^2 KK_m}{m^2 - \sin^2 KK_m}} \cdot \omega_c \quad /1.3.3./$$

Jeżeli prędkość myśliwca jest większa od prędkości celu / $m > 1$ /, to współczynnik przy ω_c we wzorze /1.3.3./ jest zawsze mniejszy od jedności.

Wobec tego potrzebny promień skrętu myśliwca będzie zawsze większy od promienia skrętu manewrującego celu i wyniesie:

$$R_m = m \sqrt{\frac{m^2 - \sin^2 KK_m}{1 - \sin^2 KK_m}} \cdot R_c \quad /1.3.4./$$

ponieważ $\omega_m = \frac{V_m}{R_m}$, a $\omega_c = \frac{V_c}{R_c}$

Z wzorów na potrzebną prędkość kątową manewru myśliwca w wypadku manewru celu /1.3.2./ i /1.3.3./ wynika, że prędkość kątową myśliwca nie zależy od odległości do celu.

Kiedy myśliwiec znajduje się w przedniej półsferze celu $/KK_m < 90^\circ/$, wówczas winien wykonać skręt w kierunku przeciwnym niż cel. Jeżeli zaś myśliwiec znajduje się w tylnej półsferze celu to winien wykonać skręt w kierunku tym samym, w którym skręca cel.

Ponadto w warunkach, kiedy $V_m > V_c$, /współczynnik przy ω_c we wzorze 1.3.3. mniejszy od jedności/, potrzebna prędkość kątowna manewru myśliwca dla uwzględnienia zmiany kierunku lotu celu, będzie zawsze mniejsza od prędkości kątowej manewru celu. Manewr więc myśliwca dla uwzględnienia manewru kierunku lotu celu będzie stosunkowo łatwy do wykonania.

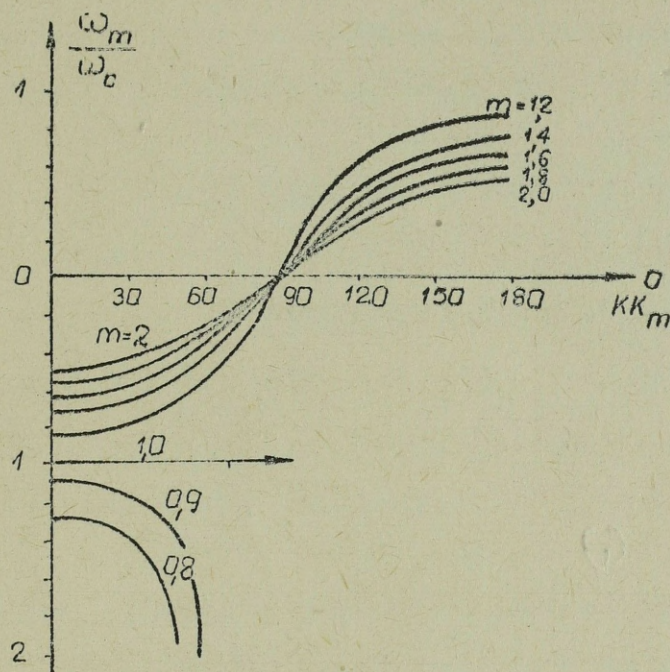
Największa prędkość kątowna manewru myśliwca będzie potrzebna w warunkach lotu myśliwca i celu na kursach przeciwnych lub zgodnych $/KK_m = 0^\circ$ lub $180^\circ/$. Wówczas:

$$\omega_{m \text{ maks}} = \frac{\omega_c}{m};$$

Podczas lotu na kursach prostopadle przecinających się lub im bliskich manewr celu wywrze w praktyce bardzo niewielki wpływ, ponieważ wtedy

$$\omega_m = 0;$$

Zależność wartości stosunku między kątowymi prędkościami lotu celu i myśliwca od wielkości KK_m , przy której cel rozpoczął zmieniać kierunek lotu obrazuje rys. 1.3.1.



Rys. 1.3.1.

Po to, żeby ocenić wpływ manewru celu polegającego na zmianie prędkości lotu, należy zróżniczkować wyrażenie /1.1.4./ względem t , przyjmując za wielkości zmienne KK_c i V_c .

Wówczas otrzymamy:

$$\cos KK_c \cdot KK_c = - \frac{V_c}{V_m} \cdot \sin KK_m$$

skąd, uwzględniając wzór /1.3.1./ mamy:

$$\omega_m = \frac{\sin KK_m}{\cos KK_c} \cdot \frac{V_c}{V_m} = \frac{\sin KK_m}{m \cos KK_c} \frac{V_c}{V_c};$$

i ostatecznie :

$$\omega_m = \frac{\sin KK_m}{\sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} \frac{V_c}{V_c} \quad /1.3.5./$$

Tak więc przyśpieszenie lotu celu V_c zmusi myśliwca do wykonania skrętu z prędkością kątową, której wielkość nie jest zależna od odległości myśliwca do celu. Wielkość tej prędkości kątowej będzie maksymalna w wypadku lotu myśliwca i celu na kursach zgodnych przecinających się

$$\omega_{m_{maks}} = \frac{1}{\sqrt{m^2 - 1}} \cdot \frac{V_c}{V_c} ; \quad /1.3.6./$$

Podczas natomiast zbliżania myśliwca z celem na kursach zgodnych lub przeciwnych, gdy $\sin KK_m = 0$ / $KK_m = 0^\circ$ lub 180° / zmiana prędkości lotu celu nie wymaga stosowania przez myśliwca przeciwmanewru związanego ze zmianą kierunku lotu ponieważ potrzebna $\omega_m = 0$.

Należy podkreślić, że w odróżnieniu od zmiany kursu lotu celu, w wypadku zmiany przez cel prędkości lotu, wielkość potrzebnej prędkości kątowej przeciwmanewru myśliwca, jest odwrotnie proporcjonalna do prędkości lotu celu.

Przy niezmienionej wartości stosunku prędkości myśliwca i celu / $m = \text{const.}$ / - wzrost prędkości celu nie utrudnia przechwycenia z punktu widzenia wzrostu przeciążeń myśliwca. Można również przyjąć, że cel nie będzie w zasadzie dokonywać długotrwałego manewru prędkością, ponieważ to utrudnia w określonym stopniu wykonanie lotu.

Poniższa tabelka zawiera wartości ω_m oraz odpowiadające im wartości kąta przechyłu myśliwca / β / w zależności od wartości KK_m dla $m = 1,2$ oraz $\frac{V_c}{V_c} = 0,02 \text{ sek}^{-1}$

/co odpowiada, przykładowo, dużemu przyśpieszeniu lotu celu 5 m/sek^2 przy prędkości 900 km/h /, ponieważ:

$$V_c = \frac{V_c}{V_c} \cdot V_c = 0,02 \frac{1}{\text{sek}} \cdot 250 \frac{\text{m}}{\text{sek}} = 5 \text{ m/sek}^2$$

KK_m°	0 lub 180	30 lub 150	60 lub 120	90
$\omega_m^\circ / \text{sek}$	0	0,5	1,2	1,7
β	0	15	32	41

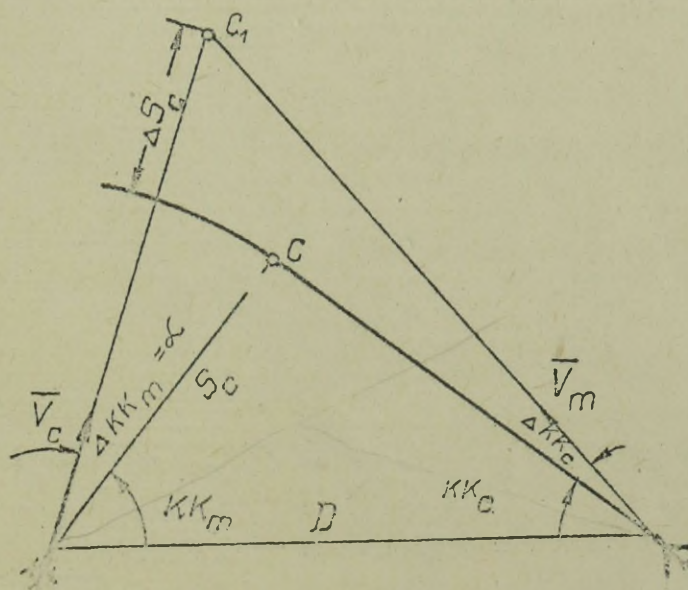
Tak więc w wypadku manewrowania przez cel kierunkiem i prędkością lotu, lot naprowadzanego myśliwca jest stosunkowo łatwy do wykonania przez pilota, ponieważ potrzebna manewrowość myśliwca nie jest większa od manewrowości celu.

Z równań /1.3.3./ i /1.3.5./ wynika, że myśliwiec powinien stosować przeciwmanewr tylko wtedy, kiedy cel manewruje, to jest w czasie, kiedy $\omega_c \neq 0$ i $V_c \neq 0$.

Z chwilą przejścia celu do lotu prostoliniowego linia drogi myśliwca winna również przybrać kształt linii prostej. W wyniku jednak manewru celu - przesunie się punkt spotkania.

Wielkość przesunięcia punktu spotkania w wyniku zmiany kierunku lotu przez cel można ocenić następująco:

Założmy, że w wypadku lotu celu i myśliwca ze stałymi warunkami lotu - spotkanie miało nastąpić w punkcie C /rys. 1.3.2./.



Rys. 1.3.2.

Po zmianie przez cel kierunku lotu o kąt $\Delta KK_m = \alpha$ /przyjmujemy, że $\alpha > 0$ w sytuacji, kiedy cel zmienił kierunek lotu od myśliwca i odwrotnie/ myśliwiec również zmienił kierunek lotu o kąt ΔKK_c i w tej sytuacji spotkanie będzie możliwe w punkcie C_1 . Nie uwzględniamy przy tym czasu trwania skrętu o stosunkowo nieduże kąty oraz czasu opóźnienia rozpoczęcia przeciwmanewru przez myśliwca w stosunku do początku manewru celu, ponieważ to zmienia rezultaty tylko w niewielkim stopniu. Przesunięcie punktu spotkania będziemy charakteryzowali przy pomocy przyrostu drogi celu ΔS_c .

Uwzględniając wzór /1.1.7./ zapisujemy wzór /1.1.9/ w następującej postaci:

$$\Delta S_c = \frac{D}{m \cos KK_c + \cos KK_m} \quad /1.3.7./$$

Wielkość ΔS_c otrzymujemy po zrózniczkowaniu wyrażenia /1.3.7./, przyjmując jako wielkości zmienne S_c ; KK_c oraz KK_m i po zamianie różniczek przez przyrosty końcowe:

$$\Delta S_c = D \frac{m \sin KK_c \Delta KK_c + \sin KK_m \Delta KK_m}{/m \cos KK_c + \cos KK_m /^2}$$

Po uwzględnieniu, że:

$$a/ \Delta KK_c = - \frac{\cos KK_m}{m \cos KK_c} \Delta KK_m ;$$

$$b/ m \sin KK_c = - \sin KK_m ;$$

$$c/ m \cos KK_c = \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} ;$$

$$d/ \Delta KK_m = \alpha ;$$

Po dokonaniu podstawień oraz pewnych przekształceń otrzymujemy:

$$\Delta S_c = \frac{D \sin KK_m}{\sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} + \cos KK_m} \cdot \frac{1}{\sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} \alpha ;$$

/1.3.8./

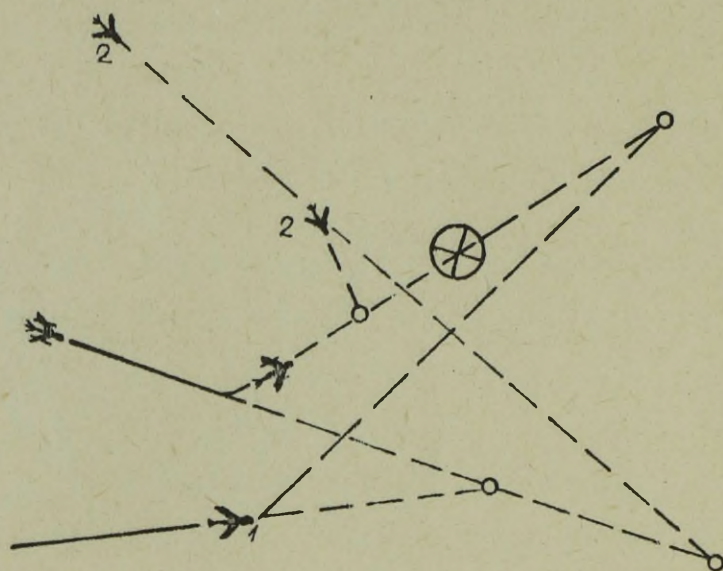
Wyrażenie /1.3.8./ jest przybliżone, ponieważ zamieniliśmy różniczki przyrostami granicznymi i tym mniej dokładne im większy jest kąt skrętu celu.

Analizując przy pomocy wyrażenia /1.3.8./ wpływ manewru celu możemy wyciągnąć następujące wnioski:

Przechwycenie celu zostanie dokonane na odległości większej / $\Delta S_c > 0$ /, niż miałyby to miejsce w wypadku prostoliniowego lotu celu, w sytuacji, kiedy cel wykona skręt od myśliwca / $\alpha > 0$ / oraz nastąpi ono na odległości mniejszej / $\Delta S_c < 0$ /, wówczas, kiedy cel skrętu w kierunku na myśliwca / $\alpha < 0$ /.

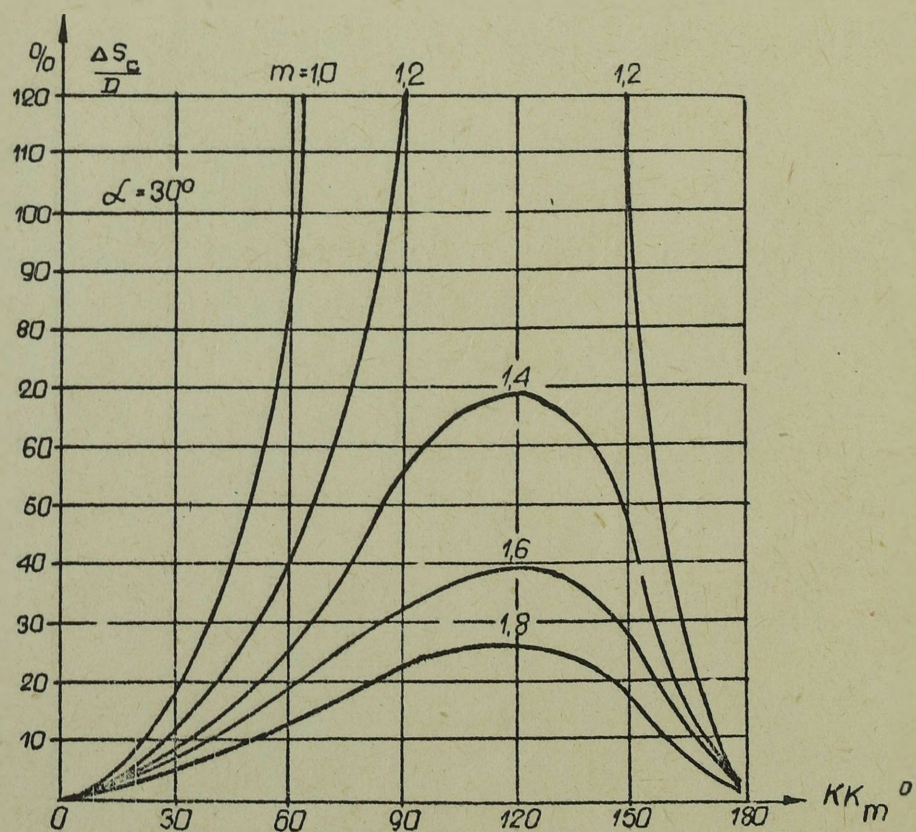
W wypadku przechwytywania celu zmieniającego kurs lotu wskazane jest jednoczesne naprowadzanie na ten cel dwóch myśliwców, z dwóch stron. Wówczas bowiem zmiana kierunku lotu celu utrudni jego przechwycenie przez jednego myśliwca, ale jednocześnie ułatwi osiągnięcie tego przez drugiego /rys. 1.3.3./.

Wielkość ΔS_c jest proporcjonalna do odległości D i kąta skrętu celu α . Dlatego też duża zmiana trasy lotu celu dokonana na odpowiedniej odległości, może uniemożliwić przechwycenie celu przed osłanianym obiektem /rys. 1.3.3 - myśliwiec 1/.



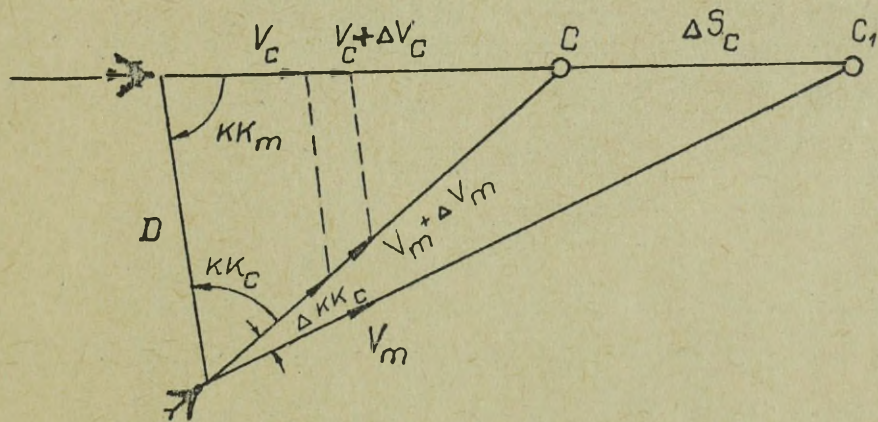
Rys. 1.3.3.

Najmniejszy wpływ na przechwycenie celu / $\Delta S_c = 0$ /
 wywrze zmiana kierunku lotu celu w warunkach zbliżania na
 kursach przeciwnych lub zgodnych / $KK_m = 0^\circ$ lub 180° /.



Rys. 1.3.4.

Rys. 1.3.4. przedstawia wykres zależności wielkości względnej $\frac{\Delta S_c}{D}$ przy $\alpha = 30^\circ$ w zależności od wartości KK_m i stosunku prędkości m . Z wykresu wynika, że manewr celu wywiera największy wpływ w warunkach zbliżania na kursach zgodnie przecinających się $/KK_m = 90^\circ - 150^\circ/$ szczególnie wówczas, kiedy prędkość myśliwca jest niewiele większa od prędkości celu $/m$ bliskie jednościi/. Wielkość przesunięcia punktu spotkania na skutek zmiany prędkości lotu w zależności od KK_m i m objaśnia rys. 1.3.5.



Rys. 1.3.5.

Wartość ΔS_c możemy otrzymać drogą różniczkowania wyrażenia /1.3.7./, względem V_c i KK_m :

$$\Delta S_c = \frac{m \cos KK_c \frac{\Delta v_c}{v_c} + m \sin KK_c \Delta KK_c}{/m \cos KK_c + \cos KK_m /^2} \cdot D;$$

Jeżeli uwzględnimy, że

$$\Delta KK_c = - \frac{\sin KK_m}{m \cos KK_c} \cdot \frac{\Delta v_c}{v_c};$$

to po dokonaniu odpowiednich podstawień oraz przekształceń, otrzymamy :

$$\Delta S_c = \frac{m^2 D}{/ \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m} + \cos KK_m /^2 \sqrt{m^2 - \sin^2 KK_m}} \cdot \frac{\Delta v_c}{v_c}$$

/1.3.9./

Ze wzoru /1.3.9./ wynika, że $\Delta S_c > 0$, to jest przechwycenie celu nastąpi później, jeżeli cel zwiększy prędkość lotu $\Delta v_c > 0$.

Wielkość przesunięcia punktu spotkania ΔS_c jest proporcjonalna do odległości D oraz do względnej wartości zmiany prędkości celu $\frac{\Delta v_c}{v_c}$.

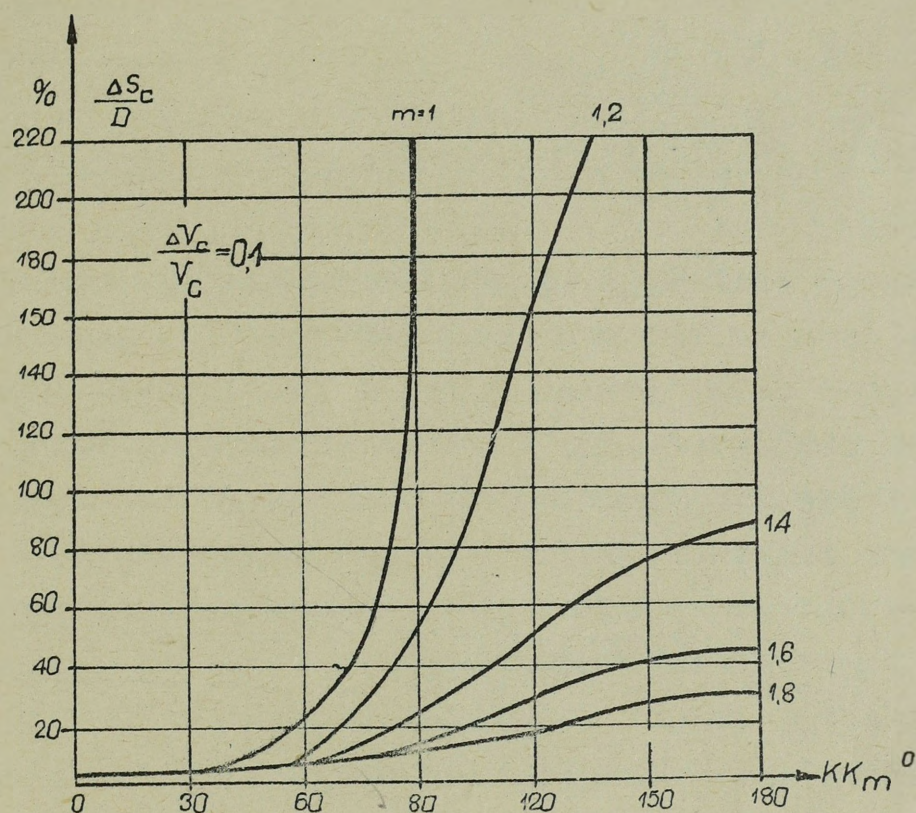
Tak więc istotny wzrost prędkości lotu celu na odpowiedniej odległości od myśliwca może w znacznym stopniu pogorszyć możliwość przechwycenia.

Najmniejszy wpływ na wielkość przesunięcia punktu przechwycenia wywiera zmiana prędkości lotu celu podczas zbliżania na kursach przeciwnych $/KK_m = 0^\circ/$, kiedy

$$\Delta S_{c \min} = \frac{m D}{/m + 1 /^2} \cdot \frac{\Delta v_c}{v_c};$$

a największy w trakcie zbliżania na kursach zgodnych, kiedy

$$\Delta S_{c \max} = \frac{m D}{/m - 1 /^2} \cdot \frac{\Delta v_c}{v_c};$$



Rys. 1.3.6.

Powyższe wnioski potwierdza rys. 1.3.6 przedstawiający wykres zależności wartości $\frac{\Delta S_c}{D}$ w zależności od KK_m^0 dla $\frac{\Delta v_c}{v_c} = 0,1$ oraz dla różnych stosunków prędkości.

Jako przeciwdziałanie /przeciwmanewr/ dla uzyskania przechwycenia celu, zmieniającego prędkość lotu, w punkcie, w którym nastąpiło by przechwycenie w warunkach lotu celu ze stałą prędkością - należy stosować zmianę prędkości lotu myśliwca tak, ażeby stosunek prędkości myśliwca i celu pozostawał cały czas jednakowy, czyli żeby

$$\frac{v_m + \Delta v_m}{v_c + \Delta v_c} = m = \text{const.};$$

Tak więc wielkość potrzebnej zmiany prędkości lotu myśliwca dla uniknięcia przesunięcia punktu przechwycenia celu zmieniającego prędkość lotu wynosi:

$$\Delta v_m = m \Delta v_c \quad /1.3.10./$$

1.4. Ogólna ocena naprowadzania metodą równoległego zbliżenia.

Metoda równoległego zbliżenia nie zapewnia wprowadzenia myśliwca na cel w żadaną półsferę i w potrzebnym kierunku względem celu, ponieważ myśliwiec naprowadzany tą metodą znajduje się przez cały czas naprowadzenia w tej samej półsferze i pod tym samym kątem w stosunku do celu, co i w początkowym momencie. Metoda ta nie może więc być stosowana, jako podstawowa metoda naprowadzania na cele powietrzne myśliwców z nieruchomym uzbrojeniem, mogących atakować cel tylko z tylnej półsfery i pod odpowiednią sylwetką. Metoda ta może stać się w przyszłości jedną z podstawowych metod naprowadzania myśliwców wyposażonych w uzbrojenie umożliwiające atakowanie celu z dowolnej półsfery i pod dowolnym kątem.

Do podstawowych zalet naprowadzania metodą równoległego zbliżenia należy zaliczyć to, że :

- spotkanie myśliwca z celem odbywa się w najkrótszym czasie, a więc i w możliwie największej odległości od osłanianego obiektu, ponieważ linia drogi myśliwca naprowadzanej tą metodą na cel niemanewrujący - jest linią prostą;

- prostoliniowość drogi myśliwca umożliwia mu lot ze stałym kursem i brakiem przechyłów, co ułatwia pracę pilota wykonującego przechwycenie. W czasie zbliżenia, cel znajduje się pod stałym kątem kursowym względem myśliwca, w związku z czym poszukiwanie celu może być zlokalizowane w odpowiednim sektorze /znany jest kierunek, w którym znajduje się cel/, a anteny pokładowego radiolokacyjnego celownika myśliwca mogą być już wcześniej skierowane w stronę celu. Po wykryciu celu

jego obraz będzie przesuwiał się na ekranie celownika po stałym azymucie;

- w wypadku stosowania przez cel manewru, przeciążenia myśliwca wykonującego przeciwmanewr nie są większe, aniżeli przeciążenia manewrującego celu;

- manewr celu przez zmianę kierunku lotu, w warunkach naprowadzania na niego myśliwców z obu stron - ułatwia przechwycenie myśliwcowi w stronę którego cel skręca;

- manewr celu przez zmianę kierunku lotu podczas zbliżenia na kursach przeciwnych lub zgodnych oraz manewr prędkością na kursach przeciwnych powoduje stosunkowo niewielkie przesunięcia punktu spotkania;

- naprowadzanie metodą równoległego zbliżenia można stosować z powodzeniem w wypadku dużej początkowej odległości między myśliwcem i celem, nawet w sytuacji, kiedy myśliwiec znajduje się w przedniej półsfery celu, ponieważ pozwala najkrótszą drogą, a więc i w najkrótszym czasie zbliżyć myśliwca do celu. Następnie można przejść do naprowadzania sposobem bardziej odpowiednim w konkretnej sytuacji;

- metoda równoległego zbliżenia może być wykorzystana dla przechwytywania celu również w takiej sytuacji, kiedy $V_m < V_c$ z tym, że wówczas należy tak naprowadzać, ażeby $\sin KK_m \leq m$.

Naprowadzanie metodą równoległego zbliżenia posiada również szereg cech ujemnych, do których, prócz podanych na wstępie, należy to, że: - duże prędkości zbliżenia na kursach od przeciwnych do prostopadle przecinających się wymagają zastosowania przez myśliwca wczesnego manewru dla uniknięcia możliwości zderzenia się z celem i wykluczają użycie nieruchomego uzbrojenia myśliwca. Dlatego dla myśliwca wyposażonego w nieruchome uzbrojenie metoda równoległego zbliżenia jest tylko uzupełniającą metodą naprowadzania;

- naprowadzanie metodą równoległego zbliżenia wymaga znajomości nie tylko współrzędnych celu i myśliwca, ale także ich prędkości i kierunku lotu. Określenie zaś tych wszystkich elementów wymaga odpowiedniego czasu i nie w każdej sytuacji jest możliwe.

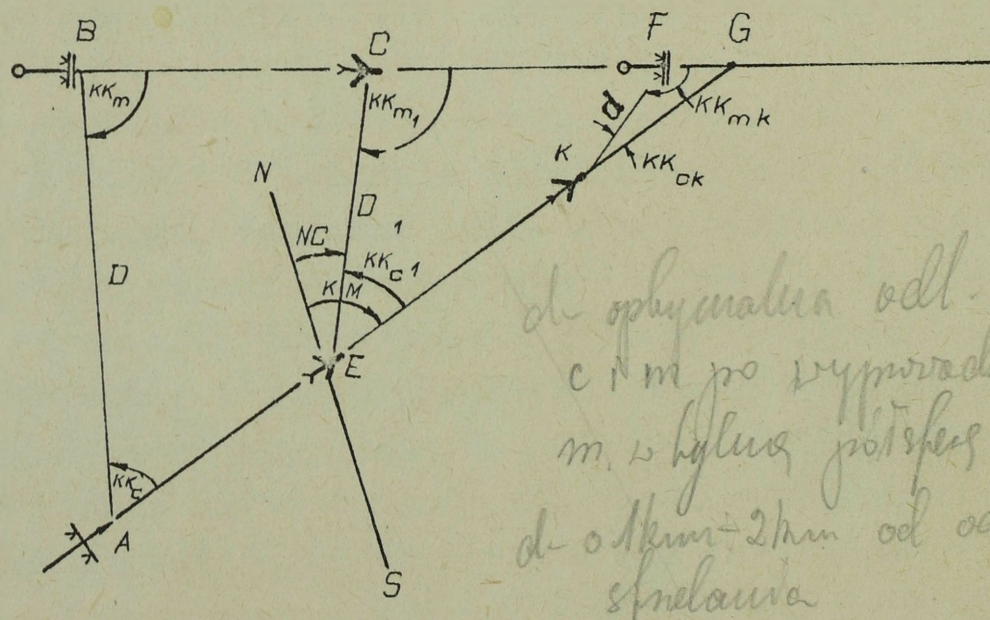
Stosuje się ją przy dużych odległościach między celami oraz gdy myśliwca nie ma uzbrojenia nieruchomego

2. ISTOTA I MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA NAPROWADZANIA MYSLIWCOW NA CELE POWIETRZNE METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA.

2.1. ISTOTA METODY.

Istota metody prostego zbliżenia polega na naprowadzaniu myśliwca na cel powietrzny po linii prostej, ale nie w punkt spotkania z celem /jak to ma miejsce przy naprowadzaniu metodą równoległego zbliżenia/, lecz w punkt rozpoczęcia ataku, znajdujący się wewnątrz lub na granicy strefy możliwego zbliżenia do ataku, który znajduje się w odległości "d" od celu /odległości, z której myśliwiec widzi cel na ekranie celownika radiolokacyjnego lub wzrokowo i może samodzielnie bez naprowadzania z ziemi wyjść w punkt rozpoczęcia ataku/.

Podczas naprowadzania metodą prostego zbliżenia kąty kursowe celu i myśliwca ciągle zmieniają się, przy czym kąt kursowy celu, w miarę zbliżenia się myśliwca do celu, zmniejsza się dążąc do zera, a kąt kursowy myśliwca o taką samą wartość rośnie.



Rys. 2.1.1.

Umieć narysować

Trójkąt KBC i trójkąt utworzony przez wektory prędkości są podobne /rys. 2.1.2./. Wobec tego:

$$\frac{X_k}{d} = \frac{V_c}{V_m},$$

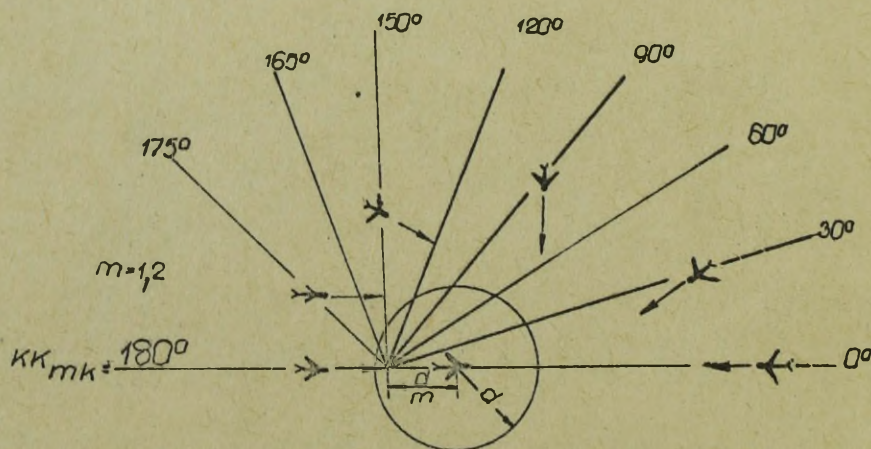
skąd

$$X_k = \frac{d}{m} \quad /2.1.2./$$

Tak więc, niezależnie od kierunku lotu, myśliwiec zawsze przechodzi przez punkt leżący za celem w odległości $\frac{d}{m}$.

Z powyższego wypływa ważny wniosek, że z wyjątkiem lotu na kursach przeciwnych, myśliwiec nie musi budować specjalnego manewru wyjścia z ataku, ponieważ sama metoda prostego zbliżenia wyklucza możliwość zderzenia się myśliwca z celem.

Dla różnych wartości KK_{mk} względne tory lotu myśliwca tworzą pęk prostych, przecinających się w punkcie położonym z tyłu celu na odległość $\frac{d}{m}$ /rys. 2.1.3./, przy czym względem tego punktu myśliwiec przemieszcza się metodą równoległego zbliżenia.



Rys. 2.1.3.

Dla uzyskania równania toru lotu myśliwca we względnym biegunowym układzie współrzędnych $/KK_m, D/$ zapisujemy równania różniczkowe ruchu względnego $/1.1.3/$ z uwzględnieniem zależności $/2.1.1./$ oraz tego, że $\omega_m = \omega_c = 0$:

$$\left. \begin{aligned} \dot{KK}_m &= \frac{V_c}{D} \left[\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/ \right]; \\ \dot{KK}_c &= \frac{V_c}{D} \left[\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/ \right]; \\ \dot{D} &= - V_c \left[\cos KK_m + m \cos /KK_m - KK_{mk}/ \right] \end{aligned} \right\} /2.1.3./$$

Dzielimy członami trzecie z równań $/2.1.3./$ przez pierwsze:

$$\frac{dD}{dKK_m} = - \frac{\cos KK_m + m \cos /KK_m - KK_{mk}/}{\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/} \cdot D ;$$

czyli:

$$\frac{dD}{D} = - \frac{\cos KK_m + m \cos /KK_m - KK_{mk}/}{\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/} \cdot dKK_m /2.1.4./$$

Po scałkowaniu równania $/2.1.4./$ w przedziałach od D do d i od KK_m do KK_{mk} otrzymamy:

$$\ln d - \ln D = - \ln \sin KK_{mk} + \ln \left[\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/ \right]$$

skąd

$$D = \frac{d \sin KK_{mk}}{\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/} ; /2.1.5./$$

Dokonujemy analizy równania toru lotu myśliwca $/2.1.5./$. Na bardzo dużych odległościach do celu $/D \rightarrow \infty/$ mianownik w prawej części $/2.1.5./$ powinien dążyć do zera, czyli

$$\bullet \sin KK_m \rightarrow - m \sin /KK_{mk} - KK_m/ = - m \sin KK_c$$

albo

$$\sin KK_c \rightarrow - \frac{1}{m} \sin KK_m ; \quad /2.1.6./$$

Otrzymaliśmy zależność charakterystyczną dla metody równoległego zbliżenia /patrz wzór 1.1.4./.

Tak więc, przy dużych odległościach między myśliwcem i celem metoda prostego zbliżenia pokrywa się, praktycznie rzecz biorąc, z metodą równoległego zbliżenia i kąt kursowy celu zmienia się w miarę zbliżania się myśliwca do celu w bardzo niewielkim zakresie.

Dokładne pojęcie o charakterze zmiany kąta kursowego celu można uzyskać, przedstawiając równanie 2.1.5. w postaci

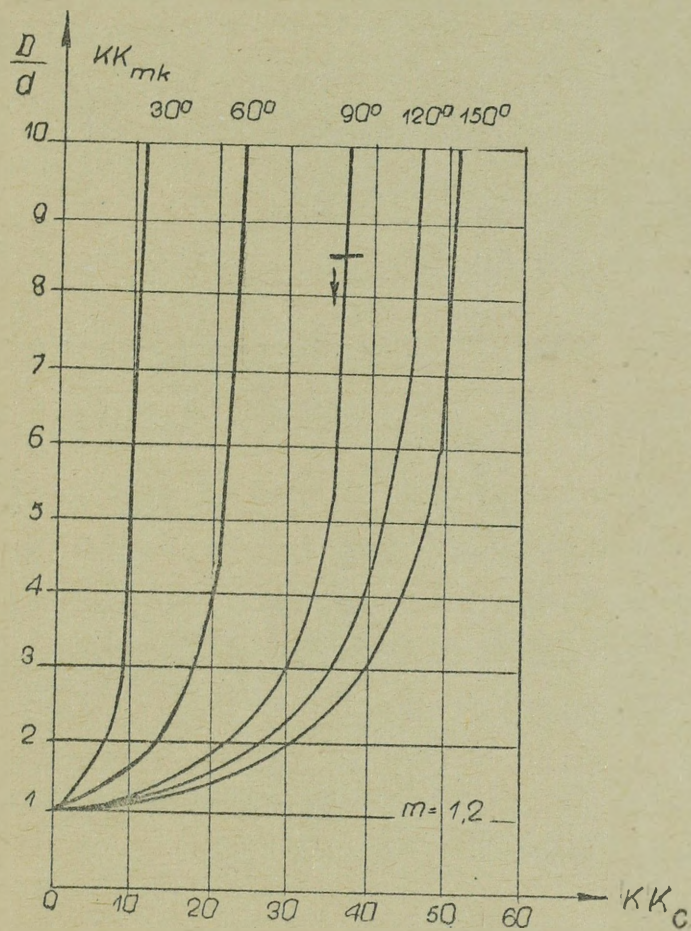
$$m \sin KK_c + \sin /KK_{mk} + KK_c/ = \frac{d}{D} \sin KK_{mk} \quad /2.1.7./$$

i obliczając przy jego pomocy wykres zależności typu $KK_c = f /D/$ dla konkretnych wartości m i parametru KK_{mk} .

Podobny wykres dla $m = 1,2$ podany jest na rys. 2.1.8. Wykres charakteryzuje przesuwanie się obrazu celu na ekranie radiolokacyjnej stacji pokładowej myśliwca w zależności od odległości do celu. Na dużych odległościach $/\frac{D}{d} = 5 - 10/$

kąt kursowy celu prawie nie zmienia się.

Na mniejszych natomiast odległościach obraz celu zbliża się stopniowo do linii azymutu zerowego i wychodzi na tę linię na odległości nakazanej $/\frac{D}{d} = 1/$. W związku z tym powstają warunki bardzo sprzyjające wykryciu celu: cel jak gdyby sam wchodzi w środek strefy obserwacji pokładowej stacji radiolokacyjnej myśliwca. W miarę jednak zmniejszania się odległości prędkość zmiany kąta kursowego celu rośnie.



Rys. 2.1.4.

Prędkość kątową, przesuwania się celu względem myśliwca możemy określić następująco: z równania /2.1.5./ otrzymamy, że:

$$\sin KK_m + m \sin /KK_m - KK_{mk}/ = \frac{d \sin KK_{mk}}{D} ;$$

Po podstawieniu tego wyrażenia do drugiego z równań /2.1.3./ otrzymamy szukaną zależność:

$$KK_c = \frac{V_c d \sin KK_{mk}}{D^2} ; \quad /2.1.8./$$

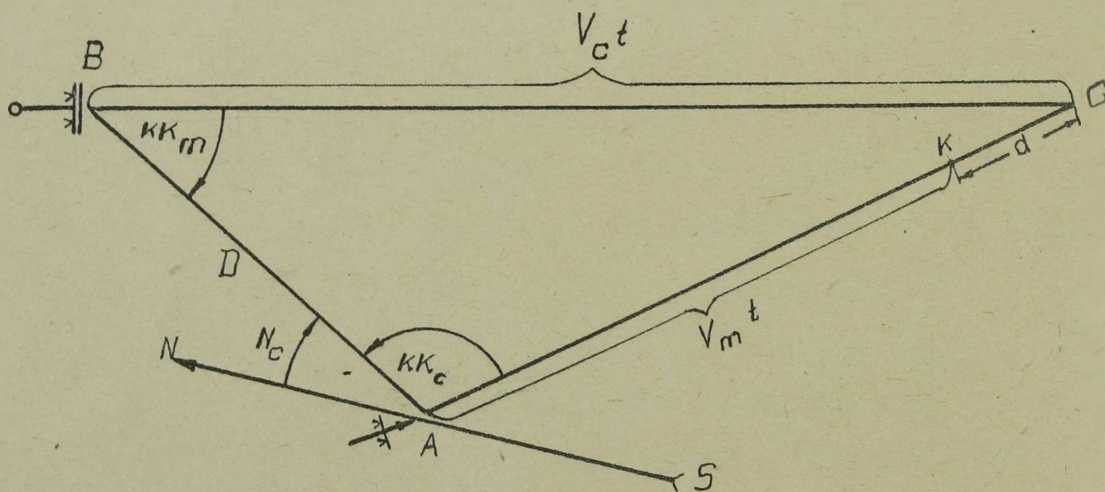
Ze wzoru /2.1.8./ wynika, że w miarę zmniejszania się odległości między myśliwcem i celem bezwzględna wartość prędkości kątowej przemieszczania się celu względem myśliwca ciągle wzrasta, odwrotnie proporcjonalnie do kwadratu odległości.

Na nakazanej odległości d

$$KK_c = \frac{V_c \sin KK_{ck}}{d};$$

Na przykład, przy $V_c = 1800 \text{ km/h}$, $KK_c = 90^\circ$ i $d = 10 \text{ km}$ prędkość kątowa $KK_m \approx 3^\circ/\text{sek}$. Tak więc, w zależności od konkretnych warunków, cel na nakazanej odległości może dosyć szybko "przeskoczyć" obok myśliwca. W związku z tym podczas stosowania metody prostego zbliżenia pożądany jest określony stopień automatyzacji procesów naprowadzania, celowania i prowadzenia ognia.

2.2. ANALITYCZNY SPOSÓB ROZWIĄZANIA ZADANIA NAPROWADZANIA METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA.



Rys. 2.2.1.

Z rysunku 2.2.1 wynika, że cel znajduje się w punkcie B w odległości D od myśliwca, będącego w punkcie A. Położeniom celu i myśliwca w tych punktach odpowiadają określone wartości KK_m i KK_c . Czas lotu myśliwca do punktu K odległego od punktu spotkania C o wielkość d, możemy obliczyć, następująco:

Z twierdzenia cosinusów wynika, że

$$\sqrt{V_m t + d}^2 = D^2 + V_c^2 t - 2 D V_c t \cos KK_m ; \quad /2.2.1./$$

Po dokonaniu odpowiednich przekształceń otrzymamy równanie kwadratowe wielkości "t", a mianowicie:

$$t^2 + \frac{2/md + D \cos KK_m /}{V_c / m^2 - 1 /} t - \frac{D^2 - d^2}{V_c^2 / m^2 - 1 /} = 0 ; \quad /2.2.2./$$

Fizycznemu sensowi zadania odpowiada tylko jeden / dodatni / pierwiastek tego równania:

$$t = \frac{\sqrt{(md + D \cos KK_m)^2 + (D^2 - d^2)(m^2 - 1)} - (md + D \cos KK_m)}{V_c (m^2 - 1)}$$

Dyżur
/2.2.3./

Dla danej odległości D najkrótszy czas lotu będzie podczas lotu na kursach przeciwnych, kiedy $KK_m = 0$;

$$t_{\min} = \frac{D - d}{V_c / m + 1 /} ; \quad /2.2.4./$$

Wobec tego droga:

$$S_{c \min} = \frac{D - d}{m + 1} \quad \text{oraz} \quad /2.2.5./$$

$$S_{m \min} = \frac{m(D-d)}{m + 1} \quad /2.2.6./$$

Najdłuższy zaś czas i droga lotu będzie przy $KK_m = 180^\circ$,
 podczas zbliżania na kursach zgodnych, czyli podczas dopędzania:

Wówczas:

$$t_{\text{maks}} = \frac{D - d}{V_c / m - 1} ;$$

V 2297
/2.2.7./

oraz:

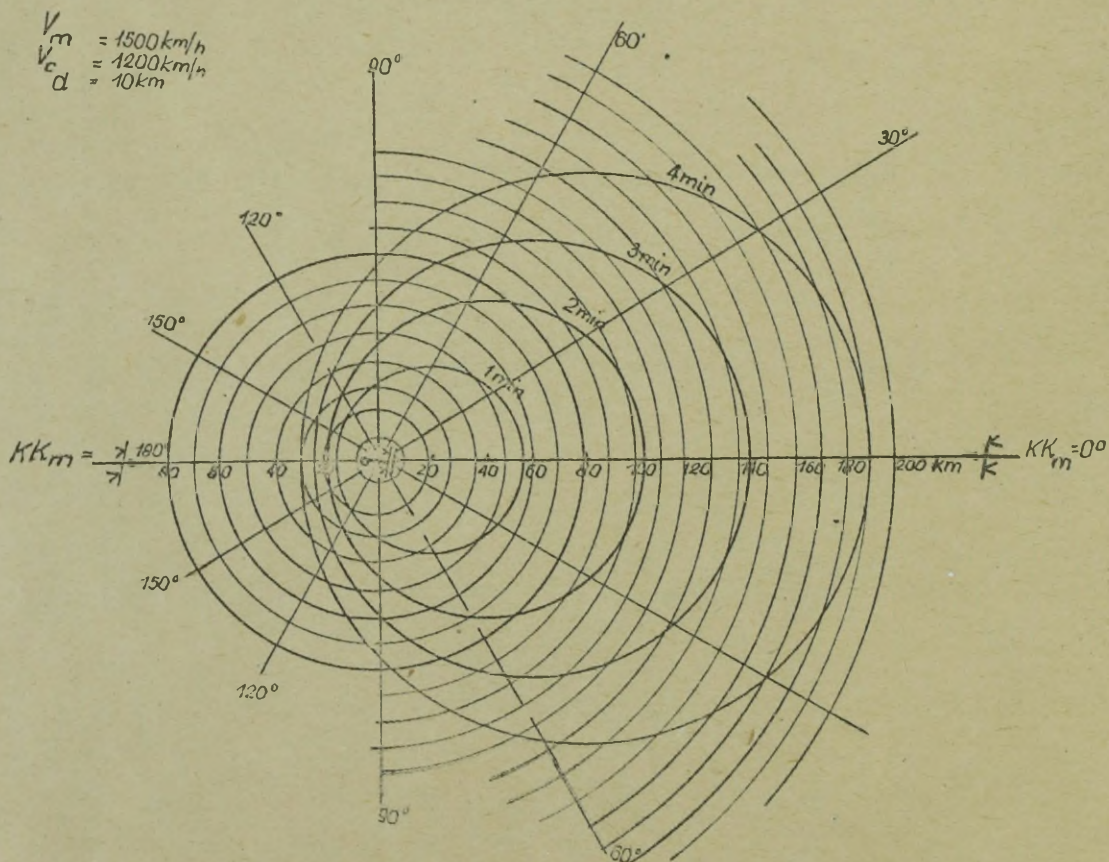
$$S_{c_{\text{maks}}} = \frac{D - d}{m - 1} ;$$

V 2297
/2.2.8./

i

$$S_{m_{\text{maks}}} = \frac{m / D - d /}{m - 1} ;$$

V 2297
/2.2.9./



Rys. 2.2.2.

Rys. 2.2.2. przedstawia wykres czasu lotu myśliwca naprowadzanego metodą prostego zbliżenia, do momentu znalezienia się od celu w odległości d , w zależności od wyjściowego położenia myśliwca względem celu.

Wykres został sporządzony dla następujących warunków:

$$V_m = 1500 \text{ km/h};$$

$$V_c = 1200 \text{ km/h};$$

$$d = 10 \text{ km}$$

Zasady budowy wykresu oraz posługiwania się nim są analogiczne do zasad budowy wykresu czasu przy naprowadzaniu metodą równoległego zbliżenia.

Znając wielkość czasu "t" możemy obliczyć wartość KK_c dla danego punktu.

$$\text{Ponieważ } \frac{\sin KK_c}{V_c t} = - \frac{\sin KK_m}{V_m t + d}, \text{ to}$$

$$\sin KK_c = - \frac{V_c t}{V_m t + d} \sin KK_m;$$

dzieląc licznik i mianownik przez V_m otrzymamy:

$$\sin KK_c = - \frac{\frac{V_c t}{V_m}}{\frac{V_m t + d}{V_m}} \cdot \sin KK_m;$$

$$\text{Ponieważ } \frac{V_c}{V_m} = \frac{1}{m}, \text{ a więc:}$$

$$\sin KK_c = - \frac{\frac{1}{m} t \sin KK_m}{t + \frac{d}{V_m}}$$

dzieląc licznik i mianownik przez t , otrzymamy:

$$\sin KK_c = - \frac{-\frac{1}{m} \sin KK_m}{1 + \frac{d}{V_m t}} ; \quad \text{czyli}$$

$$\sin KK_c = - \frac{\sin KK_m}{m} \cdot \frac{1}{1 + \frac{d}{V_m t}} \quad / 2.2.10./$$

Wzór /2.2.10./ różni się od wzoru /1.1.4./ obecnością w prawej części dodatkowego zmiennego współczynnika, który jest zawsze mniejszy od jedności i który w miarę zbliżania się myśliwca do celu /zmniejszania się t / dąży do zera. Tak więc, podczas naprowadzania metodą prostego zbliżenia kąt kursowy celu jest zawsze mniejszy, aniżeli podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia.

Kurs lotu myśliwca na przechwycenie, kiedy znamy już KK_c , możemy obliczyć według wzoru:

$$K_m = P_c + KK_c ;$$

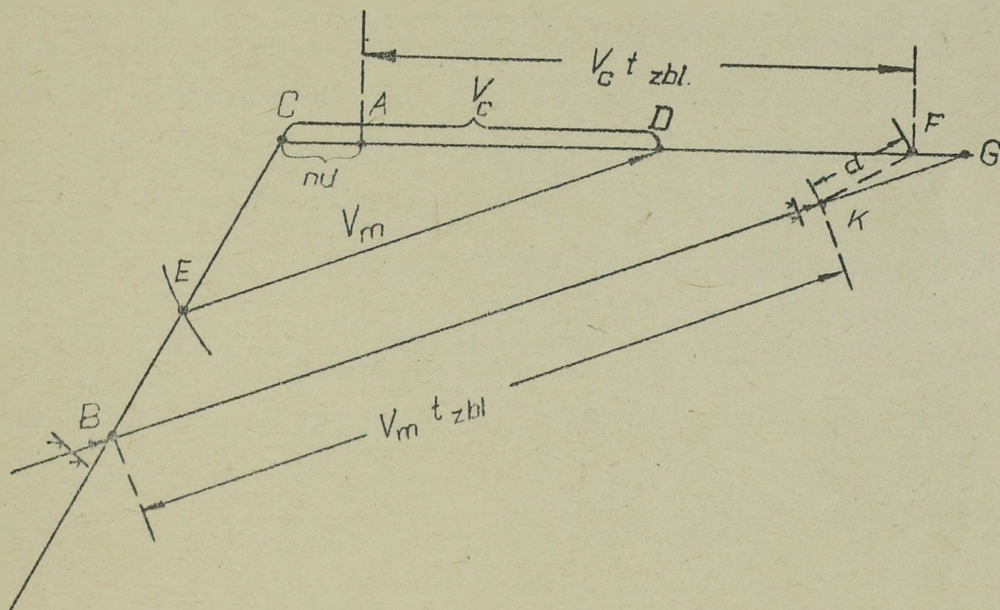
gdzie: P_c = peleng celu;

a końcowy kąt kursowy myśliwca /sylwetkę ataku celu/ według wzoru:

$$KK_{mk} = KK_m - KK_c ;$$

2.3. PRAKTYCZNE SPOSOBY OBLICZANIA ELEMENTÓW PRZECHWYCENIA PRZY NAPROWADZANIU METODĄ PROSTEGO ZBLIŻENIA.

Dla celów praktycznych, nie wymagających dużej dokładności rozwiązania, możemy elementy przechwycenia przy naprowadzaniu metodą prostego zbliżenia określać graficznie lub przy pomocy linijek prędkości lotu wyskalowanych w podziałce minutowej.



Rys. 2.3.1.

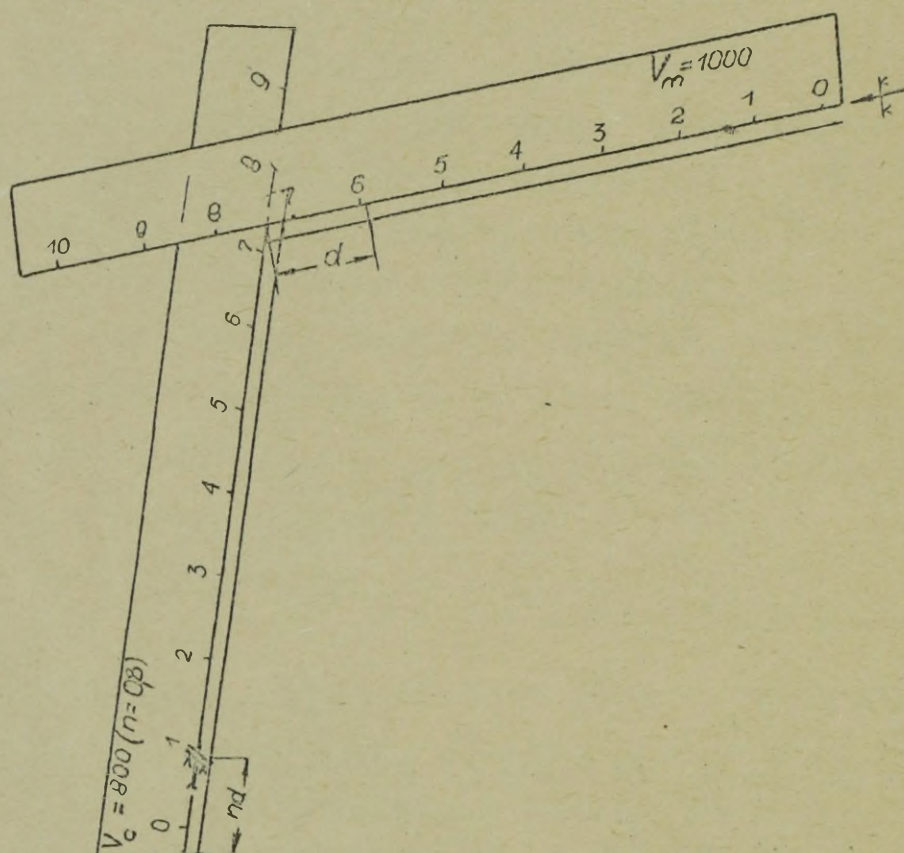
a/ Określanie graficzne

Graficzne określenie elementów przechwycenia przy naprowadzaniu metodą prostego zbliżenia polega na wykreśleniu w odpowiedniej skali trójkąta przechwycenia /rys. 2.3.1./, podobnie jak przy metodzie równoległego zbliżenia z tym, że jako punkty początkowe przyjmujemy wyjściowe położenie myśliwca oraz punkt wyniesiony na wielkość nd do tyłu w stosunku do wyjściowego położenia celu i kierunku lotu. Punkt F /rys. 2.3.1./ oznacza położenie celu w momencie, w którym myśliwiec znajdzie się w punkcie K, na odległości d od celu. Znając długość drogi myśliwca do punktu K możemy obliczyć czas lotu myśliwca, a linia drogi pozwala na zmierzenie kąta drogi,

$$M = \frac{V_C}{V_m} \quad m = \frac{V_m}{V_C}$$

b/ Obliczanie przy pomocy linijek wyskalowanych w minutach lotu.

Obliczanie wykonujemy analogicznie, jak przy metodzie równoległego zbliżenia z tym, że linijkę prędkości celu przykładamy podziąką zerową do punktu przesuniętego na wielkość nd do tyłu w stosunku do wyjściowego położenia celu i kierunku jego lotu /rys. 2.3.2./



Rys. 2.3.2.

2.4. OCENA WPŁYWU MANEWRU CELU.

Dla oceny przydatności naprowadzania metodą prostego zbliżenia należy określić w jakim stopniu manewrowanie celu sposobem zmiany kierunku i prędkości lotu powoduje konieczność zastosowania przeciwmanewru przez naprowadzanego myśliwca.

Założmy, że cel wykonuje skręt z pewną stałą prędkością kątową ω_c , co powoduje konieczność wykonania przez myśliciela skrętu z prędkością kątową ω_m .

Przedstawimy równanie /2.1.4./ w postaci:

$$D/\sin KK_m + m \sin KK_c / = d \sin /KK_m - KK_c/ ; \quad /2.4.1./$$

i zrózniczkujemy je względem czasu, przyjmując za wielkości zmienne D , KK_m , KK_c :

$$D / \sin KK_m + m \sin KK_c / + D / \cos KK_m KK_m + \cos KK_c KK_c / = \\ = d \cos /KK_m - KK_c/ / KK_m - KK_c/ ;$$

Po podstawieniu w miejsce pochodnych D , KK_m i KK_c ich wartości z równań /1.1.3/ i dokonaniu pewnych przekształceń, otrzymamy:

$$\omega_m \left[d \cos /KK_m + KK_c / + m D \cos KK_c \right] = \\ = \omega_c \left[d \cos /KK_m - KK_c / - D \cos KK_m \right],$$

lub ostatecznie:

$$\omega_m = \frac{\cos KK_m - \frac{d}{D} \cos KK_{mk}}{m \cos /KK_m - KK_{mk} / + \frac{d}{D} \cos KK_{mk}} \omega_c ; \quad /2.4.2/$$

Wiemy już, że podczas naprowadzania metodą prostego zbliżenia kąt kursowy celu, jest zawsze mniejszy, niż podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia, a więc:

$$m \sin KK_c < \sin KK_m ,$$

dlatego

$$m \cos /KK_m - KK_{mk} / = m \cos KK_c > \cos KK_m ,$$

i mianownik w prawej części wyrażenia /2.4.2./ jest, oczywiście, większy aniżeli licznik. Tak więc, prędkość kątowna skrętu myśliwca naprowadzanego metodą prostego zbliżenia na cel stosujący manewr kierunkiem lotu, jest zawsze mniejsza od prędkości kątowej celu.

Na dużych odległościach do celu $/D \rightarrow \infty/$

$$\omega_m \rightarrow - \frac{\cos KK_m}{m \cos KK_c} \omega_c,$$

a więc potrzebna prędkość kątowna myśliwca pokrywa się, praktycznie rzecz biorąc, z prędkością kątowną potrzebną podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia /patrz wyprowadzenie wzoru 1.3.2./.

W miarę zmniejszania się odległości do celu, w odróżnieniu od naprowadzania metodą równoległego zbliżenia, prędkość kątowna przeciwmanku myśliwca ciągle maleje i na nakazanej odległości $/D = d, KK_m = KK_{mk}/$, jest równa zeru, bez względu na kontynuowanie manewru przez cel.

Dla dokonania oceny wpływu manewrowania celu prędkością lotu zróżniczkujemy równanie /2.4.1./ względem czasu, przyjmując za wielkości zmienne D, KK_m, KK_c i V_c :

$$D \left[\frac{1}{\sin KK_m} + m \frac{1}{\sin KK_c} \right] + D \left[\frac{1}{\cos KK_m} \frac{1}{KK_m} - \frac{V_m \cdot V_c}{V_c^2} \sin KK_c + m \cos KK_c \frac{1}{KK_c} \right] = d \cos \left[\frac{KK_m - KK_c}{KK_m - KK_c} \right];$$

Po podstawieniu w miejsce pochodnych ich wartości z równań /1.1.3/ z uwzględnieniem tego, że $\dot{\omega}_c = 0$ oraz po dokonaniu odpowiednich przekształceń otrzymamy:

$$m \left[D \sin KK_c \frac{V_c}{V_c} = m D \cos KK_c + d \cos \left[\frac{KK_m + KK_c}{KK_m - KK_c} \right] \right] \omega_m,$$

i ostatecznie:

$$\omega_m = \frac{m \sin /KK_m - KK_{mk}/}{m \cos /KK_m - KK_{mk}/ + \frac{d}{D} \cos KK_{mk}} \cdot \frac{\dot{V}_c}{V_c}; \quad /2.4.3./$$

Porównując wzory /2.4.3./ i /1.3.5./ widzimy, że współczynnik przy $\frac{\dot{V}_c}{V_c}$ we wzorze /2.4.3./ jest zawsze }
 mniejszy od odpowiedniego współczynnika we wzorze /1.3.5./.
 Ponadto, w miarę zbliżania się myśliwca do celu $KK_m \rightarrow KK_{mk}$ /
 ten współczynnik nieprzerwanie zmniejsza się i na nakazanej
 odległości do celu, kiedy $KK_m = KK_{mk}$, - jest równy zeru.
 Odpowiednio zmniejsza się też do zera kątowa prędkość prze-
 ciwmanewru myśliwca. Tak więc podczas naprowadzania metodą
 prostego zbliżenia manewrowanie celu prędkością lotu wywie-
 ra jeszcze mniejszy wpływ, niż przy metodzie równoległego
 zbliżenia.

2.5. MOŻLIWOŚĆ NAPROWADZENIA NA CEL LECĄCY Z PRĘDKOŚCIĄ WIEKSZĄ, ANIŻELI PRĘDKOŚĆ LOTU MYŚLIWCA.

Naprowadzanie metodą prostego zbliżenia może być sto-
 sowane również wtedy, kiedy $V_m < V_c$. To oczywiście może
 mieć miejsce wówczas, kiedy we wzorze /2.2.10./.

$$\frac{\sin KK_m}{m} \cdot \frac{1}{1 + \frac{d}{V_m t}} \leq 1,$$

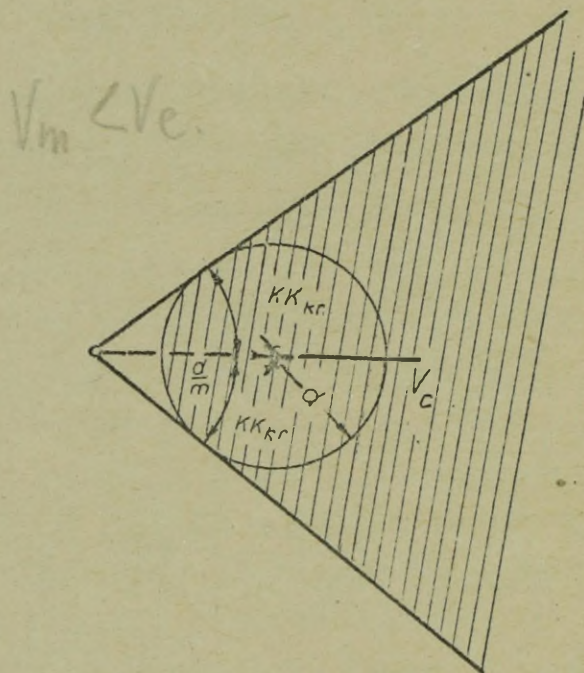
albo

$$\sin KK_m \leq m/1 + \frac{d}{V_m t}; \quad /2.5.1./$$

Jeżeli do wzoru /2.5.1./ podstawimy wartość t ze wzo-
 ru /2.2.3./, to otrzymamy złożoną uwikłaną zależność KK_m
 od stosunku prędkości i odległości do celu.

Należy uwzględnić jednak, że proste zbliżenie jest równoważne równoległemu zbliżeniu myśliwca do punktu leżącego z tyłu celu w odległości nd . Strefa możliwych zbliżeń do tego punktu określa krytyczny /graniczny/ kąt kursowy /rys. 2.5.1./ obliczony ze wzoru:

$$\sin KK_{m_{kr}} = m;$$



Rys. 2.5.1.

Boki kąta $KK_{m_{kr}}$ są oczywiście, styczne do okręgu w promieniu d . Ponieważ $V_m < V_c$, to myśliwiec nie będzie w stanie zbliżyć się do celu na odległość d , jeżeli znajdzie się między wierzchołkami kąta, punktami styczności i łukiem okręgu łączącym punkty styczności. Wyłączając ten wycinek przestrzeni, otrzymamy strefę możliwych zbliżeń /na rys. 2.5.1. strefa zakreskowana/.

2.6. OGÓLNA OCENA METODY "PROSTEGO ZBLIŻENIA". *Celów*

Prostoliniowość drogi myśliwca przy naprowadzaniu metodą "prostego zbliżenia" sprawia, że metoda ta posiada szereg cech dodatnich, charakterystycznych dla metody "równoległego zbliżenia".

Do nich należą:

- krótki czas lotu do punktu przechwycenia;
- lot myśliwca ze stałym kursem i bez przechyłów, co w istotnej mierze ułatwia pracę pilota;
- dogodny warunki wykrycia celu przez myśliwca przy pomocy pokładowego celownika radiolokacyjnego oraz dogodne warunki wyprowadzenia myśliwca z ataku /nie ma niebezpieczeństwa zderzenia się myśliwca z celem/ ;
- manewr celu w trakcie naprowadzania myśliwca metodą "proste zbliżenie" jeszcze mniej wpływa na dokładność na prowadzania, niż przy naprowadzaniu metodą "równoległe zbliżenie" ;
- naprowadzanie metodą prostego zbliżenia umożliwia również przechwycenie celu, lecącego z prędkością większą od prędkości przechwytywanego myśliwca. W tym wypadku w przybliżeniu można przyjąć, że przechwycenie celu jest możliwe w sytuacji, kiedy początkowy kąt kursowy myśliwca nie jest większy od kąta krytycznego, czyli, kiedy

$$\sin K_{K_m} \leq m ;$$

Jednakże ograniczone możliwości wyprowadzenia myśliwca z dowolnego kierunku w potrzebny punkt ataku oraz trudność wyprowadzenia myśliwca na nakazaną odległość względem celu, nie dają możliwości stosowania tej metody, jako samodzielnej metody naprowadzania myśliwców wyposażonych w uzbrojenie umożliwiające atakowanie celu tylko z tej półsfery.

Dla takich myśliwców metoda proste zbliżenie może być wykorzystana jako metoda samonaprowadzania, to jest zbliżania się myśliwca do celu przy pomocy obserwacji celu na ekranie radiolokacyjnego celownika lub obserwacji wzrokowej, bez naprowadzania z ziemi pod warunkiem jednak, że myśliwiec został wyprowadzony uprzednio w tylną półsferę celu na niezbędną odległość. Jest to więc pomocnicza metoda naprowadzania.

Natomiast metodę "proste zbliżenie" można traktować jako podstawową metodę naprowadzania myśliwców mogących atakować cele z dowolnego kierunku.

Naprowadzanie metodą prostego zbliżenia wymaga znajomości nie tylko współrzędnych punktów znajdowania się celu i myśliwca, ale wymaga również znajomości parametrów ich lotu.

2.6. OGÓLNA OCENA METODY "PROSTE ZBLIŻENIE".

Prostoliniowość drogi myśliwca przy naprowadzaniu metodą "proste zbliżenie" sprawia, że metoda ta posiada szereg cech dodatnich, charakterystycznych dla metody "równoległe zbliżenie".

Do nich należą:

- krótki czas lotu do punktu przechwycenia;
- lot myśliwca ze stałym kursem i bez przechyłów, co w istotnej mierze ułatwia pracę pilota;
- dogodne warunki wykrycia celu przez myśliwca przy pomocy pokładowego celownika radiolokacyjnego oraz dogodne warunki wyprowadzenia myśliwca z ataku /nie ma niebezpieczeństwa zderzenia się myśliwca z celem/;
- manewr celu w trakcie naprowadzania myśliwca metodą "proste zbliżenie" jeszcze mniej wpływa na dokładność naprowadzania, niż przy naprowadzaniu metodą "równoległe zbliżenie" ;

- naprowadzanie metoda prostego zbliżenia umożliwia również przechwycenie celu, lecącego z prędkością większą od prędkości przechwytywanego myśliwca. W tym wypadku w przybliżeniu można przyjąć, że przechwycenie celu jest możliwe w sytuacji, kiedy początkowy kąt kursowy myśliwca nie jest większy od kąta krytycznego, czyli kiedy

$$\sin KK_m \leq m;$$

Jednakże ograniczone możliwości wyprowadzenia myśliwca z dowolnego kierunku w potrzebny punkt ataku oraz trudność wyprowadzenia myśliwca na nakazaną odległość względem celu, nie dają możliwości stosowania tej metody, jako samodzielnej metody naprowadzania myśliwców wyposażonych w uzbrojenie umożliwiające atakowanie celu tylko z tylnej półsfery.

Dla takich myśliwców metoda "proste zbliżenie" może być wykorzystana jako metoda samonaprowadzania, to jest zbliżania się myśliwca do celu przy pomocy obserwacji celu na ekranie radiolokacyjnego celownika lub obserwacji wzrokowej, bez naprowadzania z ziemi pod warunkiem jednak, że myśliwiec został wyprowadzony uprzednio w tylną półsferę celu na niezbędną odległość. Jest to więc pomocnicza metoda naprowadzania.

Natomiast metodę "proste zbliżenie" można traktować jako podstawową metodę naprowadzania myśliwców mogących atakować cele z dowolnego kierunku.

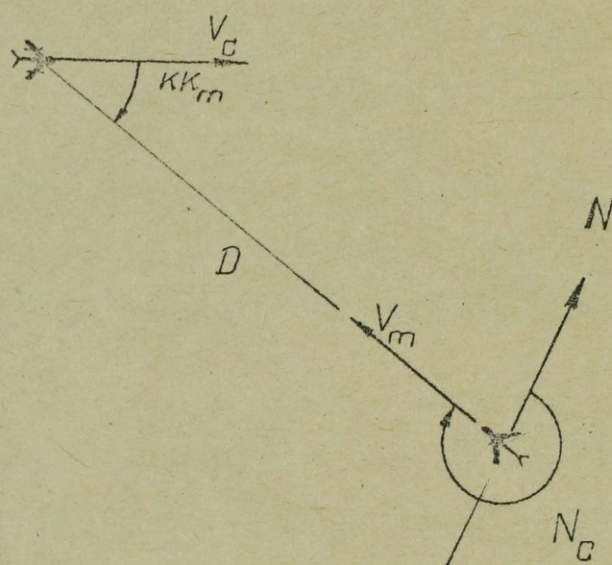
Naprowadzanie metodą prostego zbliżenia wymaga znajomości nie tylko współrzędnych punktów znajdowania się celu i myśliwca, ale wymaga również znajomości parametrów ich lotu.

3. NAPROWADZANIE METODĄ POŚCIGU

3.1. TOR LOTU MYSLIWCA.

Istota naprowadzania metodą pościgu, albo inaczej pogoni, polega na tym, że wektor prędkości lotu / a więc i os

podłużna/ naprowadzanego myśliwca jest ciągle skierowana na cel, podobnie jak podczas lotu metodą bierną do radiostacji prowadzącej. Kąt kursowy celu jest wobec tego stały i równy zero, rys. 3.1.1.



Rys. 3.1.1.

W warunkach naprowadzania metodą pościgu na cel niewykonyjący manewru, z uwzględnieniem, że $KK_c = 0$ i $\omega_c = 0$, równania /1.1.3./ przybierają następującą postać:

$$\left. \begin{aligned}
 \text{a/ } KK_m &= \frac{V_c}{D} \sin KK_m ; \\
 \text{b/ } KK_c &= \frac{V_c}{D} \sin KK_m - \omega_m = 0; \\
 \text{c/ } D &= -V_c / \cos KK_m + m /
 \end{aligned} \right\} /3.1.1./$$

Linia krzywa, po której porusza się samolot naprowadzany metodą pościgu nosi nazwę krzywej pościgu. Dla wyprowadzenia równania toru względnego ruchu myśliwca

/tak zwanej krzywej pościgu/ możemy posłużyć się następującą metodą:

Dzieląc trzecią z równań /3.1.1./ przez pierwsze otrzymamy:

$$\frac{dD}{dKK_m} = - \frac{m + \cos KK_m}{\sin KK_m} D ;$$

albo

$$\frac{dD}{D} = - \frac{m + \cos KK_m}{\sin KK_m} d KK_m ;$$

Po scałkowaniu tego równania w przedziałach od początkowych wartości współrzędnych $/D_0, KK_0/$ do dowolnych bieżących $/D, KK_m/$ otrzymamy:

$$\begin{aligned} \ln D - \ln D_0 = & - m/lr \operatorname{tg} \frac{KK_m}{2} - \ln \operatorname{tg} \frac{KK_0}{2} / - \\ & - / \ln \sin KK_m - \ln \sin KK_0 / ; \end{aligned}$$

a po przekształceniu

$$D = D_0 \left(\frac{\operatorname{tg} \frac{KK_0}{2}}{\operatorname{tg} \frac{KK_m}{2}} \right)^m \cdot \frac{\sin KK_0}{\sin KK_m} ; \quad /3.1.2./$$

Dla analizy wygodniej jest często posłużyć się nieco inną postacią równania, którą można otrzymać ze wzoru /3.1.2./ po podstawieniu do niego znanego z trygonometrii wzoru tangensa kąta połówkowego:

$$\operatorname{tg} \frac{KK}{2} = \frac{\sin KK}{1 + \cos KK}$$

Wówczas z /3.1.2./ otrzymamy:

$$D = D_0 \left(\frac{\sin KK_0}{\sin KK_m} \right)^{m+1} \left(\frac{1 + \cos KK_m}{1 + \cos KK_0} \right)^m ; \quad /3.1.3./$$

gdzie:

D_0 i KK_0 = wartości w początkowym momencie naprowadzania;

D i KK_m = wartości w rozpatrywanym momencie naprowadzania.

Jeżeli $V_m > V_c$, to spotkanie myśliwca z celem $/D = 0/$ odbywa się w ten sposób, że myśliwiec wychodzi w pewnym momencie dokładnie w tylną półsferę celu $/KK_m = 180^\circ/$, a następnie dopędza cel na kursach zgodnych.

Analiza równania /3.1.3./ pozwala dojść do szeregu charakterystycznych właściwości metody pościgu. I tak rozpatrzmy co dzieje się z chwilą osiągnięcia przez KK_m wartości 180° , jeżeli $KK_0 \neq 0$ i $m > 1$.

Podstawienie wartości $KK_m = \pi$ do równania /3.1.3./ daje w mianowniku nieokreśloność typu $\infty 0$. Dla jej rozwiązania przekształcimy wyrażenie znajdujące się w liczniku wzoru /3.1.2./ :

$$\operatorname{tg}^m \frac{KK_m}{2} \sin KK_m = \left(\frac{\sin \frac{KK_m}{2}}{\cos \frac{KK_m}{2}} \right)^m 2 \sin \frac{KK_m}{2}$$

$$\cos \frac{KK_m}{2} = 2 \frac{/\sin \frac{KK_m}{2}/^{m+1}}{/\cos \frac{KK_m}{2}/^{m-1}} ;$$

Przy podstawieniu do niego wartości $KK_m = \pi$ otrzymamy nieokreśloność i wobec tego, $D = 0$.

Inaczej mówiąc, jeżeli $V_m > V_c$, wówczas spotkanie myśliwca z celem $/D = 0/$ odbywa się drogą wyjścia myśliwca w tylną półsferę celu $/KK_m = 180^\circ/$ na kurs zgodny z kursem lotu celu.

Dla rozpatrzenia natomiast wypadku, kiedy $V_m = V_c$, czyli kiedy $m = 1$, wykorzystamy równanie /3.1.3/ i zachodzącą w nim w wyniku podstawienia $KK_m = \pi$ nieokreśloność typu $\frac{0}{0}$ rozwiążmy zgodnie z prawidłem l'Hospitala:

$$\lim_{KK_m \rightarrow \pi} \frac{1 + \cos KK_m}{\sin KK_m} \frac{1}{m+1} = \lim_{KK_m \rightarrow \pi} \frac{1 + \cos KK_m}{\sin^2 KK_m} =$$

$$= - \lim_{KK_m \rightarrow \pi} \frac{\sin KK_m}{2 \sin KK_m \cos KK_m} = - \frac{1}{2} \lim_{KK_m \rightarrow \pi} \frac{1}{\cos KK_m} = \frac{1}{2} ;$$

Po podstawieniu tej wartości do wzoru /3.1.3/ otrzymamy:

$$\lim_{KK_m \rightarrow \pi} D = \frac{1}{2} D_0 \frac{\sin^2 KK_0}{1 + \cos KK_0} = D_0 \sin^2 \frac{KK_0}{2} \quad /3.1.4./$$

W przypadku naprowadzania więc metodą pościgu myśliwca, którego prędkość lotu jest równa prędkości lotu celu, myśliwiec wyjdzie w tylną półsferę celu na pewną odległość końcową, której wartość obliczymy ze wzoru /3.1.4./ i na tej odległości pozostanie, ponieważ jednakowa prędkość nie pozwoli mu zbliżyć się bardziej do celu.

A oto obliczona według wzoru /3.1.3./ tabela wartości odległości, na jakiej w warunkach $V_m = V_c$ myśliwiec naprowadzany metodą pościgu wyjdzie w tylną półsferę celu w zależności od wartości KK_0 .

KK_0 , stopni	0	60	90	120	180
D, km	0	0,25	0,5	0,75	
/dla $KK_m = \pi$ /		D_{pocz}	D_{pocz}	D_{pocz}	D_{pocz}

Z powyższych rozważań wynika, że naprowadzanie metodą pościgu może być skuteczne tylko w takich warunkach, kiedy prędkość lotu myśliwca jest większa od prędkości lotu celu. Jedyny wyjątek stanowi wypadek, kiedy lot myśliwca i celu odbywa się dokładnie na kursach przeciwnych $/KK_0 = 0^\circ /$ bo wówczas dojdzie do spotkania myśliwca z celem nawet w sytuacji, kiedy $V_m < V_c$.

3.2. KURS I CZAS LOTU MYŚLIWCA PO KRZYWEJ POŚCIGU.

Kurs lotu myśliwca naprowadzanego metodą pościgu określa się, w porównaniu z innymi metodami naprowadzania, łatwo, ponieważ kurs ten jest równy namiarowi celu dla miejsca znajdowania się myśliwca w danym momencie. Kurs ten, z wyjątkiem lotu na kursach dokładnie zgodnych lub dokładnie przeciwnych, nieprzerwanie zmienia się z prędkością zmiany namiaru celu.

Czas lotu myśliwca po krzywej pościgu od odległości początkowej do celu $/D_0/$ do danej odległości $/D/$ obliczamy ze wzoru:

$$t = \frac{D_0 / m - \cos KK_0 / - D / m - \cos KK_m /}{V_c / m^2 - 1 /} ; \quad /3.2.1./$$

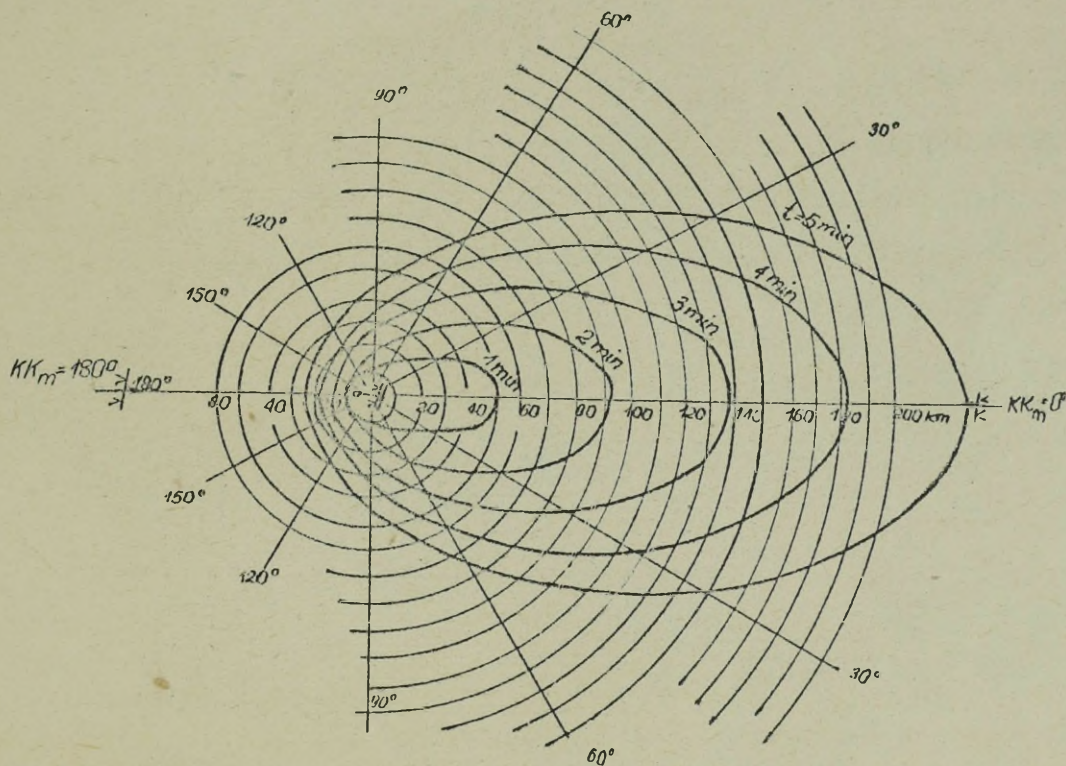
Integracja

Natomiast czas lotu myśliwca po krzywej pogoni do momentu spotkania /zderzenia/ z celem /czyli dla $D = 0/$ możemy obliczyć według wzoru:

$$t = \frac{D_0 / m - \cos KK_0 /}{V_c / m^2 - 1 /} ; \quad /3.2.2./$$

Integracja

Wykres czasu lotu myśliwca po krzywej pościgu do momentu spotkania /zderzenia/ z celem /czyli dla $D = 0/$ jest przedstawiony na rysunku 3.2.1.



Rys. 3.2.1.

Droga celu do punktu spotkania będzie:

$$S_c = V_c t = \frac{D_0 / m - \cos KK_0 /}{m^2 - 1} ; \quad /3.2.3./$$

Droga myśliwca lecącego po krzywej pościgu /długość krzywej pościgu/ wyniesie:

$$S_m = V_m \cdot t = \frac{m D_0 / m - \cos KK_0 /}{m^2 - 1} ; \quad /3.2.4./$$

Promień krzywizny drogi myśliwca w początkowym momencie lotu wynosi:

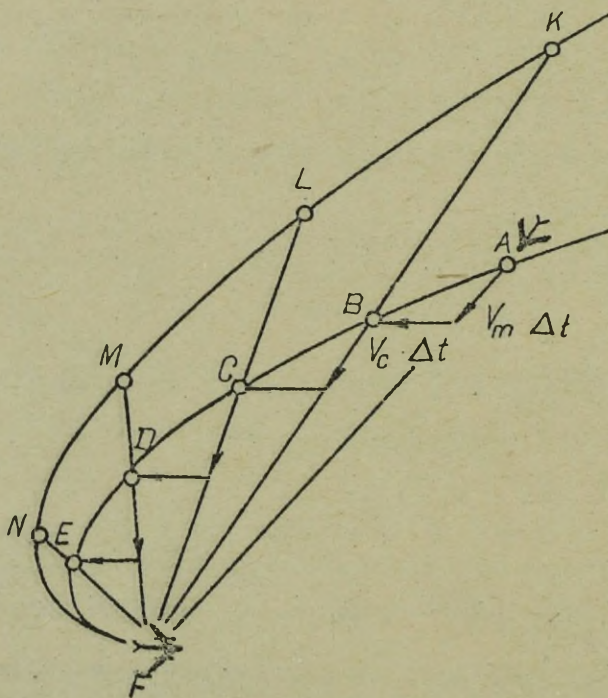
$$\rho = \frac{m D_0}{\sin KK_0} \quad /3.2.5./$$

Przy jednakowej początkowej wielkości odległości / D_0 / najkrótszy czas lotu będzie w wypadku lotu myśliwca

i celu na kursach przeciwnych $/KK_0 = 0^\circ/$, a najdłuższy na kursach zgodnych $/KK_0 = 180^\circ/$ /rys. 3.2.1./. W obu tych wypadkach linia drogi myśliwca jest linią prostą i pokrywa się z linią drogi myśliwca naprowadzanego /przy zachowaniu tych samych warunków /metodą równoległego i metodą prostego zbliżenia.

3.3. WYKRESLANIE KRZYWEJ POŚCIGU.

Z dokładnością wystarczającą dla celów praktycznych możemy wykreślić krzywą pościgu, stosując tak zwaną metodę końcowych przyrostów, przy czym konieczne jest przyjęcie stosunkowo małych odstępów czasowych $/\Delta t/$ oraz względnego układu współrzędnych.



Rys. 3.3.1.

W celu wykreślenia krzywej pościgu /rys. 3.3.1./ łączymy punkt wyjściowego położenia myśliwca /A / z celem oraz począwszy od punktu A wykreślamy po linii łączącej odcinek

/wektor/ $V_m \Delta t$. Z końca tego odcinka wykreślamy równoległą do linii drogi celu, ale w kierunku przeciwnym, odcinek $V_c \Delta t$ i koniec jego / β / łączymy z celem, odkładamy na linii łączącej odcinek $V_m \Delta t$ itd. Otrzymane w rezultacie punkty ABCDEF itd. są punktami położenia myśliwca lecącego po krzywej pościgu.

Cechą charakterystyczną różnych krzywych pościgu jest to, że są one podobne oraz, że wielkość kolejnych odległości /D/ w poszczególnych punktach krzywej pościgu jest dla tych samych wartości m i KK_m proporcjonalna do początkowej odległości D_0 .

Z tego względu, mając jedną krzywą pościgu dla określonych wartości D_0 i KK_0 - łatwo można wykreślić krzywe pościgu dla innych wartości D_0 i KK_0 przy tych samych wartościach m i KK_m . W tym celu należy wartość D dla nowej krzywej obliczyć, mnożąc D posiadanej krzywej dla danego KK_m przez stosunek nowej początkowej odległości /dla tego samego KK_m / do dotychczasowej początkowej odległości:

$$D_2 = D_1 \frac{D_{02}}{D_{01}} ;$$

Na przykład $FL = FC \frac{FK}{FB}$; $FM = FD \frac{FK}{FB}$ itd./rys.3.3.1./

Myśliwce lecące z jednakową prędkością i naprowadzane po krzywej pościgu z różnych punktów na ten sam cel nie zderzą się ze sobą, jeżeli ich wyjściowe położenia względem celu nie są dokładnie symetryczne /lustrzane/.

3.4. STREFA MOŻLIWYCH ZBLIŻEN MYSLIWCA NAPROWADZANEGO METODĄ POSCIGU.

Z analizy matematycznej oraz z doświadczeń praktycznych wynika, że najbardziej sprzyjające warunki dla zastosowania na prowadzania metodą pościgu istnieją wtedy, kiedy jest spełniona nierówność:

$$V_c < V_m \leq 2 V_c ;$$

Jednakże spotkanie /zderzenie z celem jest charakterystyczne nie dla myśliwca, lecz dla wystrzelonych przez niego środków rażenia.

Wystarczy więc, ażeby myśliwiec zbliżył się do celu na odległość otwarcia ognia, która w zależności od rodzaju uzbrojenia myśliwca może być tak duża /np. rzędu kilku kilometrów/, że krzywizna drogi myśliwca nie stwarza jeszcze poważniejszych trudności w zakresie wykonania lotu.

Przy dowolnej wartości stosunku prędkości "m" lot po krzywej pościgu będzie wykonalny dla myśliwca tak długo, jak długo promień krzywizny krzywej pościgu nie stanie się mniejszy od dopuszczalnego promienia skrętu myśliwca, uwarunkowanego rozporządzalnym przeciążeniem, albo inaczej, kiedy potrzebna prędkość kątowna podczas lotu po krzywej pościgu nie będzie większa od maksymalnej prędkości kątownej, jaką w danych warunkach może osiągnąć myśliwiec.

Ten warunek można wyrazić w postaci nierówności:

$$\frac{V_c \sin KK_m}{d} \leq \frac{V_m}{R_{\min}},$$

czyli:

$$D \geq \frac{R_{\min} \sin KK_m}{m}; \quad /3.4.1./$$

gdzie:

R_{\min} - minimalny promień skrętu myśliwca.

Przy odległości myśliwca od celu większej niż prawa część /3.4.1./ promień krzywizny krzywej pościgu jest większy od R_{\min} i lot po krzywej pościgu jest w pełni możliwy.

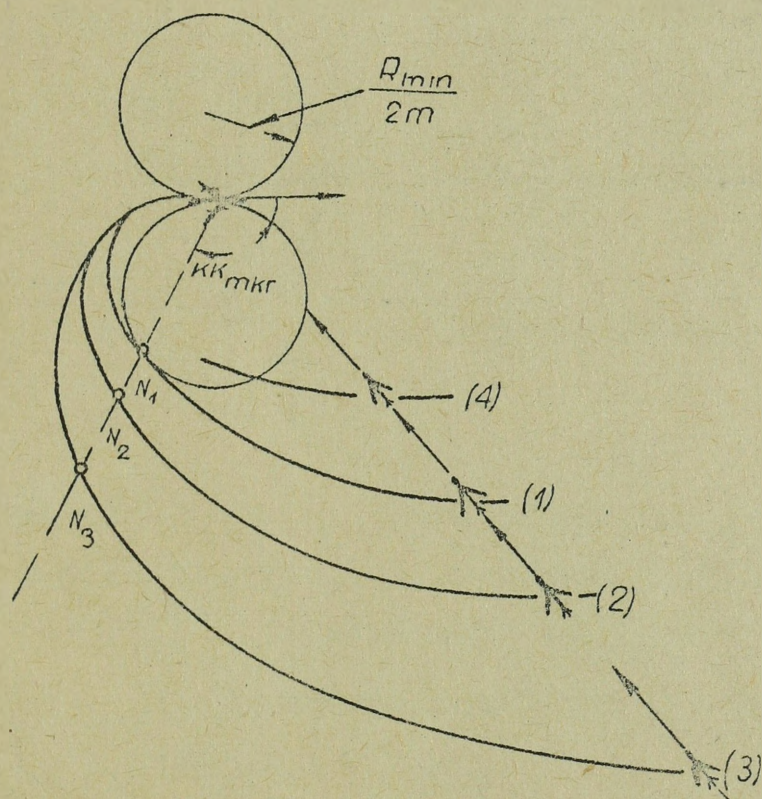
Na mniejszych natomiast odległościach lot jest niemożliwy do wykonania, ponieważ promień krzywej pościgu jest mniejszy aniżeli R_{\min} .

Wyrażenie obrazujące sytuację, kiedy

$$D = \frac{R_{\min} \sin KK_m}{m} \quad /3.4.2./$$

jest równaniem wewnętrznych granic strefy możliwych zbliżeń.

Granice strefy możliwych zbliżeń można wykreślić stosunkowo łatwo, ponieważ równanie /3.4.2./ jest równaniem dwóch okręgów /w biegunowym układzie współrzędnych/ o promieniu $\frac{R_{\min}}{2m}$, przechodzących przez początek układu współrzędnych, czyli przez cel /rys. 3.4.1./



Rys. 3.4.1.

Poza tymi granicami lot po krzywej może być wykonywany do końca / $D = 0$ /, jeżeli na to pozwala początkowe położenie myśliwca względem celu /2 i 3 na rys. 3.4.1./, albo też lot ten może być wykonany tylko do momentu wyjścia myśliwca na granicę strefy możliwych zbliżeń /4 na rys.3.4.1./

Granice między tymi krzywymi pościgu, po których lot jest wykonalny i tymi po których lot jest niemożliwy do wykonania stanowi krzywa pościgu styczna do granicy strefy możliwych zbliżeń /1 na rys. 3.4.1./. W punkcie styczności promień krzywizny krzywej pościgu osiąga swą wartość minimalną równą minimalnemu promieniowi skreću myśliwca

$$\rho_{\min} = R_{\min}.$$

Myśliwiec lecący po dowolnej krzywej pościgu znajdzie się w punkcie, w którym promień krzywizny tej krzywej pościgu jest najmniejszy, kiedy KK_m osiągnie wartość krytyczną, którą obliczamy ze wzoru:

$$\cos KK_{mkr} = - \frac{m}{2}; \quad /3.4.3./$$

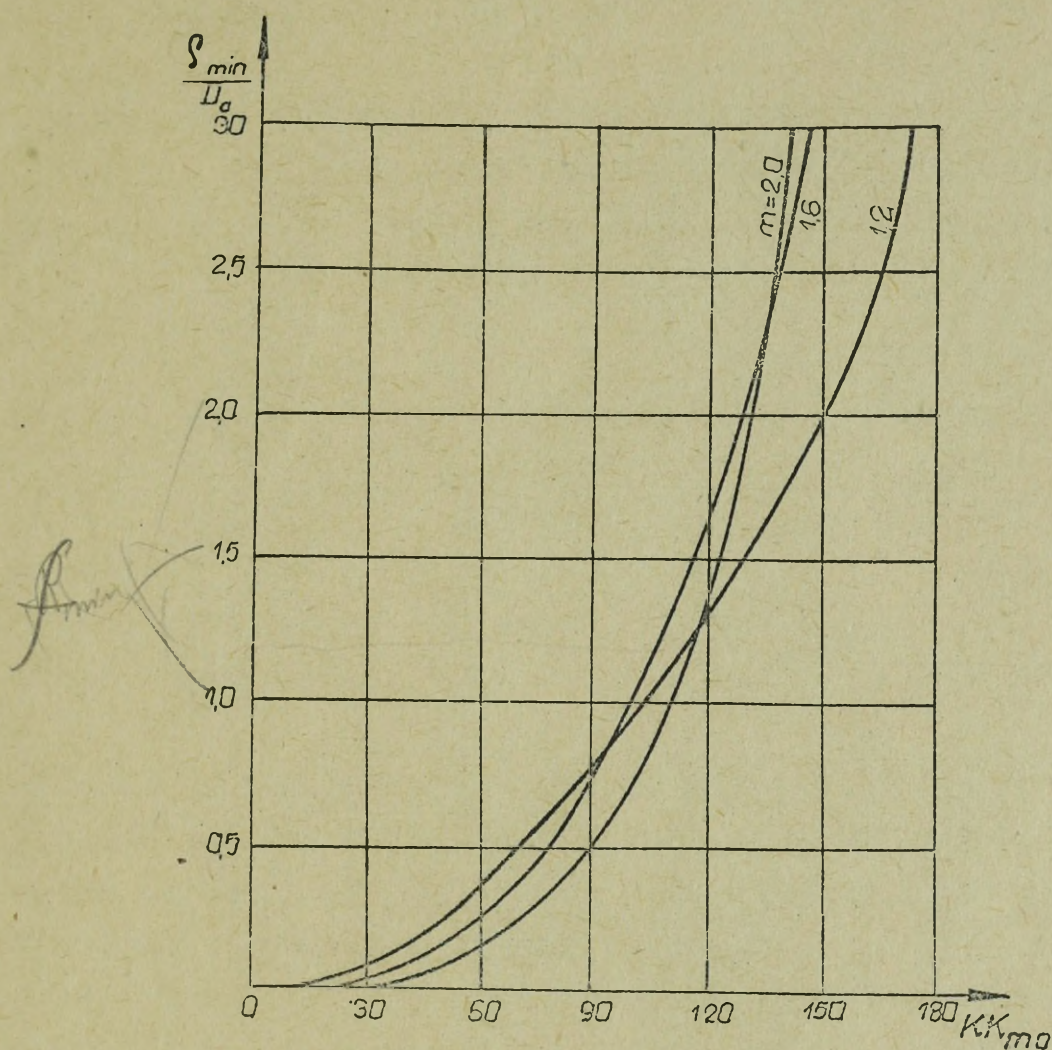
Ma to miejsce w punktach N_1, N_2, N_3 itd. /rys. 3.4.1./.

Minimalny promień krzywej pościgu obliczamy według wzoru:

$$\rho_{\min} = \frac{4 m D_0}{4 - m^2} \cdot \frac{/\sin KK_0/^{m+1}}{/1 + \cos KK_0/^{1/m}} \left(\frac{2 - m}{2 + m} \right)^{\frac{m}{2}} \quad /3.4.4./$$

Wykres minimalnych promieni krzywej pościgu odniesionych do odległości początkowej, w zależności od wartości KK_0 oraz m przedstawia rys. 3.4.2.

Wykres został opracowany dla stosunku $\frac{\rho_{\min}}{D_0}$ w funkcji KK_0 i m .



Rys. 3.4.2.

Po znalezieniu przy pomocy tego wykresu dla określonych warunków $/D_0, KK_0, m/$ wartości s_{min} i porównaniu jej z wartością R_{min} , możemy odpowiedzieć na pytanie, czy możliwy jest lot po krzywej pościgu.

Tak na przykład, dla $m = 1,2$, $D_0 = 20$ km i $R_{min} = 18$ km, lot po krzywej pościgu jest możliwy przy $KK_0 = 120^\circ$, ponieważ w tym wypadku:

$$\frac{s_{min}}{D_0} = 1,3 ; \text{ /dla } m = 1,2 \text{ oraz } KK_0 = 120^\circ, \text{ z wykresu.}$$

/3.4.2./

Wobec tego $\rho_{\min} = 1,3 \cdot 20 = 26 \text{ km} > R_{\min} = 18 \text{ km}$.

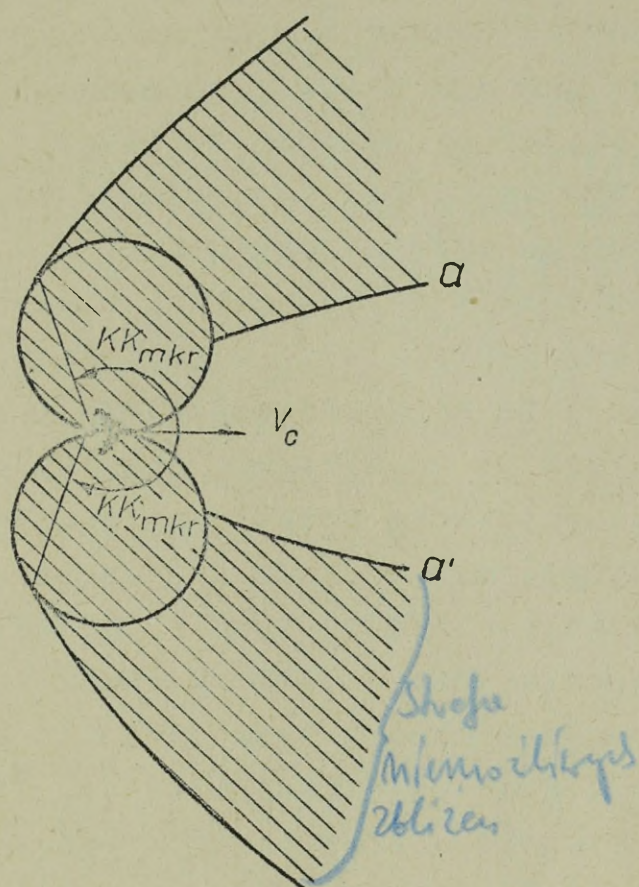
Dla tych samych warunków jednak lot po krzywej pościgu nie jest możliwy przy $KK_0 = 100^\circ$, ponieważ :

$$\frac{\rho_{\min}}{D_0} = 0,6 ;$$

Wobec tego $\rho_{\min} = 0,6 \cdot 20 = 12 \text{ km} < R_{\min} = 18 \text{ km}$

To samo zagadnienie można również rozwiązać drogą uprzedniego wykonania rysunku przedstawiającego strefę możliwych zbliżeń, oraz krzywe pościgu styczne do granic tego rejonu. Punkt styczności wyznaczy graniczny kąt kursowy /rys. 3.4.3./.

Jeżeli myśliwiec znajdzie się wewnątrz strefy ograniczonej tymi krzywymi /rys. 3.4.3 - strefa zakreskowana/ wówczas jego zbliżenie do celu po krzywej pościgu na odległość $D = 0$, jest niewykonalne. Można co prawda, wewnątrz tej strefy przy kątach kursowych zbliżonych do zera znaleźć takie krzywe pościgu /krzywe a i a' na rys. 3.4.3./, które zapewniają wystarczający czas na wykonanie celowania i prowadzenia ognia od wykrycia celu przy pomocy pokładowych urządzeń myśliwca do momentu wyjścia myśliwca na granicę strefy możliwych zbliżeń.



Rys. 3.4.3.

3.5. OGOLNA OCENA NAPROWADZANIA METODĄ POSCIGU.

Do cech dodatnich naprowadzania metodą pościgu należy zaliczyć:

- łatwość i prostotę określenia kursu lotu myśliwca oraz dogodne warunki poszukiwania celu przez myśliwca na końcowym etapie naprowadzania, dzięki temu, że kąt kursowy celu jest stały i równy zeru;
- możliwość szybkiego reagowania na manewr celu;
- zabezpieczenie wyprowadzenia myśliwca w tylną półsferę celu /z wyjątkiem lotu na kursach dokładnie przeciwnych/ co jest istotne przy naprowadzaniu myśliwców, które mogą atakować cel tylko z tylnej półsfery;

- dla zastosowania naprowadzania metodą pościgu wystarczy znajomość współrzędnych myśliwca i celu, Nie jest natomiast niezbędna znajomość ich warunków lotu;

- metoda pościgu pozwala na samonaprowadzanie się myśliwca na cel stosujący aktywne zakłócenia radiolokacyjne, jeżeli samolot myśliwski posiada urządzenie umożliwiające określenie kierunku na źródło zakłóceń.

Jeżeli chodzi o cechy ujemne, których ta metoda naprowadzania posiada sporo, to do nich należy zaliczyć fakt, iż metoda pościgu jest najtrudniejszą dla myśliwca metodą naprowadzania, z uwagi na konieczność ciągłej zmiany kursu i przechyłu, którego potrzebna wartość może w końcowym etapie naprowadzania okazać się większa niż wielkość dopuszczalna dla danego typu samolotu. Najdłuższa w porównaniu z innymi metodami naprowadzania, droga lotu myśliwca powoduje wydłużenie czasu lotu, opóźnia moment przechwycenia i przesuwą rubież przechwycenia w głąb osłanianego rejonu, co z punktu widzenia możliwości wykonania osłony określonego rejonu przez lotnictwo myśliwskie jest niekorzystne. Przy tym im mniejszą przewagę prędkości posiada myśliwiec, tym gorsze są możliwości przechwycenia. Naprowadzanie metodą pościgu nie może być stosowane z pomyślnym skutkiem w warunkach, kiedy $V_m < V_c$.

Metoda ta daje możliwość wyprowadzenia myśliwca wyłącznie w tylną półsferę, na zgodne kursy. Znacznego sektora przestrzeni wokół celu /np. prawie całej przedniej półsfery/ nie można, praktycznie biorąc, wykorzystać do końca dla naprowadzania tą metodą. Sektor ten jeszcze zwiększa się w wypadku stosowania przez cel manewru kursem lotu.

Na małych jednak odległościach między myśliwcem i celem, szczególnie wtedy, kiedy myśliwiec znajduje się w tylnej półsferze celu, te ujemne właściwości naprowadzania metodą pościgu wywierają znacznie mniejszy wpływ na rezultaty przechwycenia. Dlatego też metodę tę zaleca się stosować nie jako samodzielną /podstawową/ metodę naprowadzania, lecz jako me-

todę samonaprowadzania na cel przy pomocy urządzeń samolotowych, po uprzednim wyprowadzeniu myśliwca w tylną półsferę celu. W tym wypadku lot po krzywej pościgu umożliwia najbardziej płynne wejście myśliwca na tor ataku celu.

Ponadto metodę pościgu wskazane jest stosować w początkowym okresie naprowadzania, kiedy dane o celu mają charakter niesystematyczny, są niezbyt pewne i na ich podstawie trudno jest określić kierunek prędkości lotu celu.

W takiej sytuacji metoda pościgu pozwala najprościej i najszybciej skierować myśliwca do rejonu znajdowania się celu, z tym, że z chwilą zaistnienia sprzyjających warunków należy przejść do naprowadzania inną metodą.

4. TRZYPUNKTOWA METODA NAPROWADZANIA.

4.1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA METODY.

Istota trzypunktowej metody naprowadzania polega na tym, że naprowadzany za pomocą komend przekazywanych z ziemi myśliwiec, winien znajdować się przez cały czas w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez cel i punkt naprowadzania /radiolokacyjną stację naprowadzania/. Ponieważ lot myśliwca i celu rozpatrujemy w płaszczyźnie poziomej, to rzuty na tę płaszczyznę trzech punktów: celu, myśliwca i punktu naprowadzania /na rys. 4.1.1. punkty B, A i O/ winny znajdować się bez przerwy na jednej prostej, lub na jednym promieniu wodzącym. Stąd nazwa "trzypunktowa metoda naprowadzania", albo metoda naprowadzania wzdłuż promienia wodzącego. Na rysunku 4.1.1. przedstawiającym trzypunktową metodę naprowadzania, współrzędne myśliwca i celu podane są w biegunowym układzie współrzędnych.

Układanie biegunowe

Jeżeli w trakcie naprowadzania myśliwiec znajduje się na promieniu azymutalnym, łączącym punkt naprowadzania z celem, to zamiar celu w odniesieniu do tego punktu jest równy namiarowi myśliwca. Kąt zaś kursowy celu możemy określić drogą następującego rozumowania.

Myśliwiec wtedy będzie leciał po krzywej trzypunktowej i znajdował się bez przerwy na promieniu wodzącym, kiedy jego prędkość kątowna względem punktu naprowadzania będzie równa prędkości kątownej celu względem tegoż punktu, czyli kiedy

$$\frac{d\theta}{dt} = - \frac{V_m \sin KK_c}{D_m} = - \frac{V_c \sin \theta}{D_c} ; \quad /4.2.2./$$

gdzie:

D_m i D_c - odległość myśliwca i celu;

θ - kąt biegunowy celu.

Równania /4.2.2./ wynikają bezpośrednio z rysunku 4.1.1.

Wynika z nich, że

$$\sin KK_c = - \frac{1}{m} \sin \theta \frac{D_m}{D_c} ; \quad /4.2.3./$$

Znając współrzędne myśliwca / θ i D_m / i celu / θ i D_c / możemy przy pomocy wzoru /4.2.3./ obliczyć kąt kursowy celu, a następnie według wzoru /4.2.1./ obliczyć kurs myśliwca.

Porównując wzór na kąt kursowy celu przy naprowadzaniu metodą trzypunktową /4.2.3./ z analogicznym wzorem w wypadku naprowadzania metodą równoległego zbliżenia /1.1.4./ widzimy, że wzory te różnią się tylko obecnością mnożnika

$\frac{D_m}{D_c}$ w prawej części wzoru /4.2.3/.

Ponieważ zaś do momentu spotkania myśliwca z celem odległość od punktu naprowadzania do myśliwca jest mniejsza niż odległość od tegoż punktu do celu, dlatego też kąt kursowy celu przy naprowadzaniu metodą trzypunktową jest zawsze mniejszy, aniżeli przy naprowadzaniu metodą równoległego zbliżenia.

Z wzoru /4.2.3./ wynika również, że w wypadku naprowadzania myśliwca przez punkt naprowadzania rozmieszczony na jego lotnisku startu, w początkowej fazie naprowadzania / $D_m = 0$ / metoda trzypunktowa zbliżona jest do metody pościgu, ponieważ $KK_c = 0$.

W końcowym zaś etapie naprowadzania, kiedy $D_m = D_c$, a α_k końcową wartość KK_c określamy przy pomocy wzoru:

$$\sin KK_{ck} = - \frac{\sin \Theta_k}{m} \quad /4.2.4./$$

gdzie:

Θ_k - końcowa wartość kąta biegunowego celu / w momencie spotkania/;

KK_{ck} - końcowa wartość kąta kursowego celu.

W końcowej więc fazie naprowadzania metoda trzypunktowa zbliżona jest do metody równoległego zbliżenia.

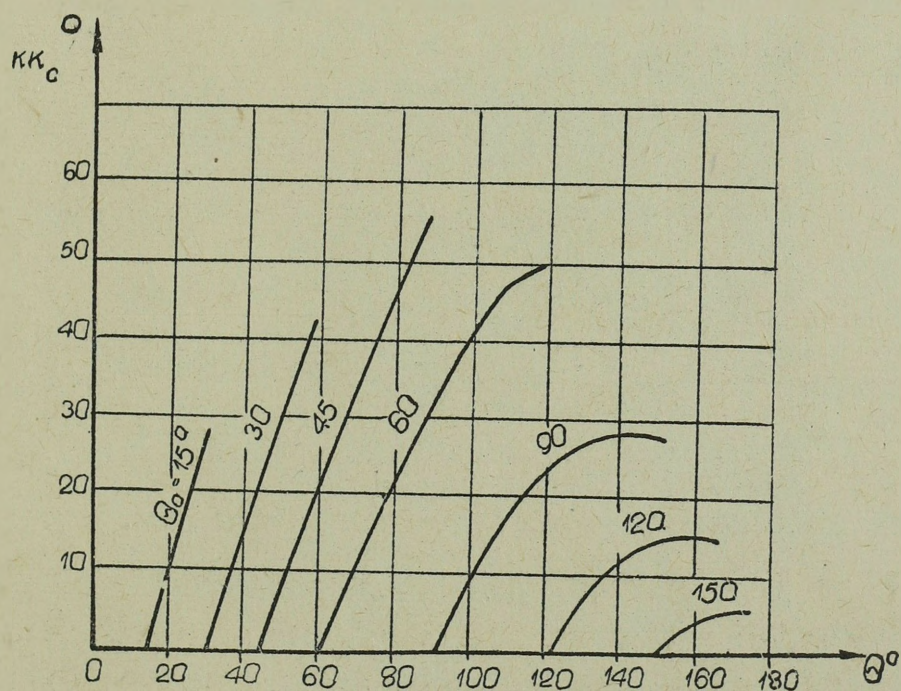
Kąt kursowy celu w trakcie naprowadzania metodą trzypunktową ciągle rośnie, a warunki wykrycia celu przez myśliwca pogarszają się, ponieważ cel stara się jak gdyby wyjść ze strefy obserwacji pokładowych radiolokacyjnych środków myśliwca.

Podczas naprowadzania metodą trzypunktową kąt kursowy celu określa się tylko na podstawie wartości początkowej i wartości bieżących kąta biegunowego celu / Θ / .

Wartość kąta kursowego celu nie zależy natomiast od stosunku prędkości m .

Charakter zmiany kąta kursowego celu w zależności od zmiany kąta Θ przedstawia rys. 4.2.1. Warto zwrócić uwagę na fakt zwolnienia tempa wzrostu wielkości kąta KK_c w miarę wzrostu Θ dla niektórych wartości Θ_0 . Świadczy to o tym, że największa zbieżność w końcowym etapie naprowadzania metodą trzypunktową z metodą równoległego zbliżenia występuje w sytuacji, kiedy $\Theta_0 = 90^\circ$ lub więcej.

Wzrost kąta KK_c stwarza największe trudności w zakresie wykrycia celu przez myśliwca wtedy, kiedy jego wielkość końcowa KK_{ck} jest zbliżona do kątowej szerokości strefy obserwacji pokładowego celownika radiolokacyjnego myśliwca, albo kiedy jest większa od tej szerokości.

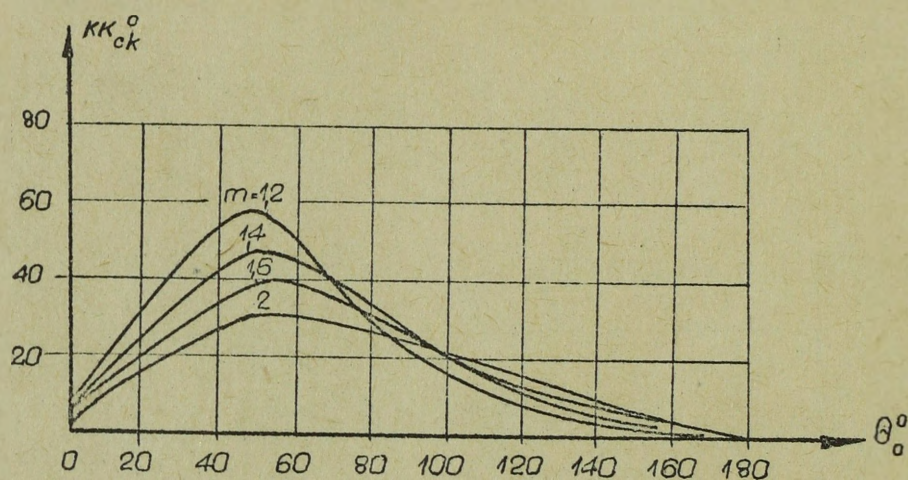


Rys. 4.2.1.

Zależność końcowej wielkości kursowego kąta celu od θ_0 przedstawia rys. 4.2.2. z którego wynika, że największe wartości KK_{ck} występują przy $\theta_0 = 40^\circ - 60^\circ$.

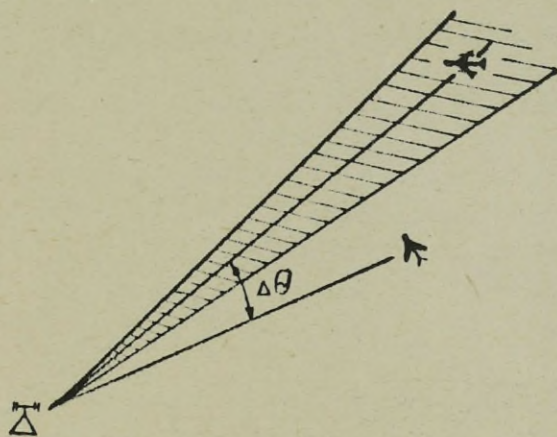
Obliczony według wzorów /4.2.1./ i /4.2.3./ kurs lotu myśliwca będzie prawidłowy tylko w tym wypadku, jeżeli myśliwiec nie odchyli się i nie wyjdzie z azymutalnego promienia celu.

W praktyce takie odchylenia zawsze będą i będzie występowała różnica $\Delta\theta$ między azymutami celu i myśliwca /rys.4.2.3./,



Rys. 4.2.2.

Dla realizacji naprowadzania, ogólnie mówiąc, wystarczy znać tylko tę różnicę. Zadanie naprowadzania sprowadza się wówczas do tego, ażeby przy pomocy odpowiednich komend naprowadzania sprowadzić tę różnicę do zera, czyli, żeby utrzymać myśliwca na azymucie celu.



Rys. 4.2.3.

Znajomość odległości do celu nie jest przy tym konieczna. To zaś wskazuje na ważną dodatnią cechę trzypunktowej metody naprowadzania, a mianowicie na możliwość jej stosowania w warunkach zakłóceń radiolokacyjnych. W warunkach bowiem stosowania przez cel zakłóceń czynnych nie można określić odległości do celu. Na podstawie jednak dwusiecznej sektora zakłóceń można określić azymut celu. Natomiast współrzędne myśliwca można określić drogą wykorzystania pokładowej aparatury rozpoznania lub aktywnej odpowiedzi.

4.3. KSZTAŁT DROGI LOTU MYŚLIWCA.

Myśliwiec naprowadzany na cel metodą trzypunktową podobnie jak podczas naprowadzania metodą pościgu, znajduje się w ciągłym skręcie. Możliwość wykonania lotu zależy od krzywizny drogi myśliwca. Ponieważ promień krzywizny możemy przedstawić przy pomocy wzoru:

$$\rho = \frac{V_m}{\omega_m} ;$$

Wobec tego należy obliczyć prędkość kątową skrętu, jaki wykonuje myśliwiec naprowadzany metodą trzypunktową. W tym celu różniczkujemy obydwie części równania /4.2.3./ względem czasu:

$$\cos KK_c \cdot \dot{KK}_c = - \frac{D_m}{m D_c} \cos \theta \cdot \dot{\theta} - \frac{D_c D_m - D_m D_c}{m D_c^2} \sin \theta \dot{\theta};$$

/4.3.1./.

Z różniczkowych równań ruchu względnego /1.1.3/ z uwzględnieniem wzoru /4.2.3./ oraz tego, że dla trzypunktowej metody naprowadzania $KK_m = \theta$ oraz $D = D_c - D_m$, w sytuacji, kiedy cel nie manewruje / $\dot{\omega}_c = 0$ / otrzymamy:

$$\dot{\theta} = \frac{V_c}{D_c - D_m} / \sin \theta - \frac{D_m}{D_c} \sin \theta / = \frac{V_c \sin \theta}{D_c};$$

$$KK_c = \frac{V_c}{D_c - D_m} / \sin \theta - \frac{D_m}{D_c} \sin \theta / - \omega_m = \frac{V_c \sin \theta}{D_c} - \omega_m;$$

Ponadto, jak wynika z rys. 4.1.1.

$$\left. \begin{aligned} D_m &= V_m \cos KK_c \\ D_c &= - V_c \cos \theta \end{aligned} \right\} /4.3.3./$$

Po podstawieniu wyrażeń /4.3.2./ i /4.3.3./ do /4.3.1./ otrzymamy:

$$\cos KK_c / \omega_m - \frac{V_c \sin \theta}{D_c} / = \frac{D_m V_c \sin \theta \cos \theta}{m D_c^2} +$$

$$+ \frac{D_c V_m \cos KK_c + D_m V_c \cos \theta}{m D_c^2} \sin \theta ;$$

skąd

$$\omega_m = 2 \frac{V_c \sin \theta}{D_c} / 1 + \frac{D_m \cos \theta}{m D_c \cos KK_c} / ; \quad /4.3.4./$$

ale odległość celu:

$$D_c = \frac{z}{\sin \theta} ;$$

a z uwzględnieniem /4.2.3./

$$\cos KK_c = \sqrt{1 - \frac{1}{m} \sin \frac{D_m^2}{D_c}} = \frac{\sin \theta}{D_c} / \sqrt{\frac{mz}{\sin^2 \theta} /^2 - D_m^2}$$

Wobec tego z /4.3.4./ otrzymamy ostatecznie:

$$\omega_m = \frac{2 V_c \sin^2 \theta}{z} \left[1 + \frac{D_m \operatorname{ctg} \theta}{\sqrt{\frac{mz}{\sin^2 \theta} /^2 - D_m^2}} \right] ; \quad /4.3.5./$$

a promień krzywizny drogi /toru lotu/ myśliwca naprowadzającego metodą trzypunktową w każdym punkcie tej drogi / θ, D_m / będzie wynosił:

$$\rho = \frac{mz}{2 \sin^2 \theta \left[1 + \frac{D_m \operatorname{ctg} \theta}{\sqrt{\frac{mz}{\sin^2 \theta} /^2 - D_m^2}} \right]} \quad /4.3.6./$$

Jak wynika ze wzoru /4.3.6./ promień krzywizny drogi myśliwca naprowadzanego metodą trzypunktową nie zależy od bezwzględnych wartości prędkości myśliwca i celu, lecz tylko od ich stosunku m . Dlatego przy jednych i tych samych warunkach wyjściowych $/D_{co}, \theta_o/$ oraz jednakowych stosunkach prędkości m kształt linii drogi myśliwca oraz położenie punktu spotkania myśliwca z celem będą jednakowe dla różnych prędkości lotu celu i myśliwca.

W sytuacji, kiedy punkt naprowadzania znajduje się na lotnisku startu myśliwca - w początkowym momencie naprowadzania $/D_m = 0; \theta = \theta_o/$ promień krzywizny wynosi:

$$\rho_o = \frac{mz}{2 \sin^2 \theta_o} ;$$

albo

$$\rho_o = \frac{m D_{co}}{2 \sin \theta_o} \quad /4.3.7./$$

Porównując wzór /4.3.7./ ze wzorem /3.2.5./ widzimy, że podczas naprowadzania metodą trzypunktową promień krzywizny drogi myśliwca jest dwa razy mniejszy, a wobec tego potrzebna prędkość kątowna i przeciążenie myśliwca są większe, aniżeli na początku naprowadzania metodą pościgu. W początkowej jednak fazie naprowadzania, kiedy odległość do celu jest duża, wartości te są niewielkie, nie sprawiają z reguły, myśliwcowi żadnych trudności. Tak, na przykład, przy $V_m = 1500 \text{ km/h}$, $V_c = 1200 \text{ km/h}$, $D_{co} = 100 \text{ km}$ i $\theta_o = 30^\circ$ promień krzywizny wynosi 125 km, co odpowiada kątowi przechyłu myśliwca rzędu 8° .

W końcowym momencie naprowadzania, kiedy

$$\theta = \theta_k \text{ i } D_m = D_k = \frac{z}{\sin \theta_k} ;$$

promień krzywizny drogi myśliwca wynosi:

$$\rho_k = \frac{mz}{2 \sin^2 \theta_k / 1 + \frac{\cos \theta_k}{\sqrt{m^2 - \sin^2 \theta_k}}}; \quad /4.3.8./$$

gdzie:

ρ_k - promień krzywizny w końcowej fazie naprowadzania.

Jeżeli $V_m > V_c$, to w odróżnieniu od krzywej pościgu, w końcowym etapie naprowadzania promień krzywizny drogi myśliwca naprowadzanego metodą trzypunktową będzie miał zawsze pewną określoną końcową wielkość.

Lot przy naprowadzaniu metodą trzypunktową /podobnie jak przy metodzie pościgu/ jest możliwy do wykonania wówczas, kiedy minimalna wartość promienia krzywizny drogi myśliwca nie jest mniejsza od minimalnego promienia skrętu, dopuszczalnego dla samolotu danego typu.

Należy podkreślić, że w odróżnieniu od metody pościgu, naprowadzanie metodą trzypunktową jest w zasadzie wykonalne przy wartościach θ bliskich zeru, a więc przy początkowych wartościach kursów lotu celu i myśliwca zbliżonych do przeciwnych.

Na podstawie analizy wzoru /4.3.8./ można wyciągnąć wniosek, że trzypunktową metodę naprowadzania w określonych warunkach można stosować również w wypadkach, kiedy prędkość myśliwca nie przewyższa prędkości celu. Końcowa mianowicie wartość promienia krzywizny nie zmniejsza się do zera tak długo, jak długo pod pierwiastkiem we wzorze /4.3.8./ jest spełniona nierówność:

$$m^2 - \sin^2 \theta_k > 0;$$

czyli kiedy:

$$\sin \theta_k < m;$$

Nierówność ta może mieć miejsce również i przy $m < 1$, ale dla stosunkowo małych wartości kątów θ_0 . Tak więc przy niedużych wartościach θ_0 , czyli w warunkach lotu myśliwca i celu z kursami zbliżonymi do kursów przeciwnych, możliwe jest naprowadzanie metodą trzypunktową również wtedy, kiedy prędkość lotu myśliwca nie przewyższa prędkości lotu celu.

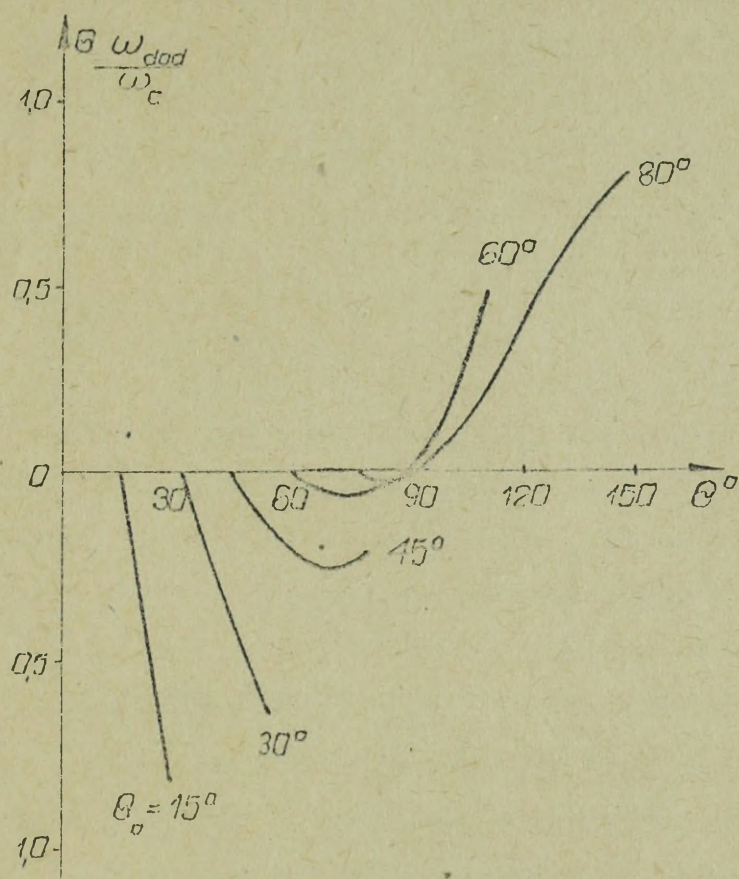
4.4. WPLYW MANEWRU CELU

Jeżeli cel zmienia kierunek lotu, to manewr ten w warunkach naprowadzania myśliwca metodą trzypunktową, w zależności od kierunku skrętu celu, może utrudnić, albo ułatwić lot myśliwca. Tak na przykład, jeżeli w trakcie naprowadzania na kursach przeciwnych $/\theta < 90^\circ/$ - cel wykona skręt w kierunku od myśliwca, albo też jeżeli przy naprowadzaniu na kursach zgodnych, a więc w wypadku pościgu $/\theta > 90^\circ/$, cel będzie skręcał w kierunku na myśliwca, wówczas wielkość potrzebnej prędkości kątowej myśliwca będzie większa, niż prędkość kątowa potrzebna przy naprowadzaniu na cel lecący ze stałym kursem. W tych samych warunkach odpowiednio odwrotne kierunki skrętu celu, spowodowałyby zmniejszenie potrzebnej prędkości kątowej myśliwca w porównaniu z jego prędkością kątową potrzebną w warunkach naprowadzania na cel nie manewrujący

Na rysunku 4.4.1. jest przedstawiony wykres stosunku wartości dodatkowych prędkości kątowych myśliwca potrzebnych dla uwzględnienia zmiany kierunku lotu celu do prędkości celu

$\frac{\omega_m \text{ dod}}{\omega_0}$, w zależności od wartości kąta biegunowego celu

$/\theta/$ dla niektórych wartości kąta biegunowego celu $/\theta_0/$, w początkowym momencie naprowadzania.



Rys. 4.4.1.

4.5. OGÓLNA OCENA TRZYPUNKTOWEJ METODY NAPROWADZANIA.

Podstawową cechą dodatnią trzypunktowej metody naprowadzania jest możliwość jej wykorzystania przy naprowadzaniu myśliwców na cele stosujące aktywne zakłócenia radiotechniczne. Przy naprowadzaniu bowiem metodą trzypunktową nie jest niezbędna znajomość parametrów lotu celu, a nawet i jednej współrzędnej położenia celu, a mianowicie odległości. Wystarczy pomiar azymutu, na którym znajduje się cel, co w warunkach zakłóceń jest osiągalne.

Poza tym do zalet tej metody naprowadzania, w porównaniu z metodą pościgu, należy zaliczyć to, że krzywizna drogi myśliwca jest, całościowo rzecz biorąc, mniejsza oraz

to, że manewr celu w jednym przypadku wprowadzie utrudnia, ale w innych ułatwia naprowadzanie myśliwca, jak również możliwość zastosowania. Metoda trzypunktowa może być również zastosowana do naprowadzania myśliwca na cel lecący z kursem zbliżonym do przeciwnego w stosunku do kursu myśliwca.

Cechą ujemną jest to, że w wyniku naprowadzania metodą trzypunktową spotkanie myśliwca z celem może nastąpić pod dowolną sylwetką /przy dowolnej wartości θ_k / ponieważ wartość θ_0 może być również dowolna.

Metoda trzypunktowa będzie mogła być stosowana w pełni w warunkach zakłóceń, dla naprowadzania myśliwców wyposażonych w uzbrojenie pozwalające atakować cel pod każdą sylwetką.

W trakcie zbliżenia się myśliwca do celu, kąt kursowy celu ciągle zwiększa się /na skutek wzrostu prędkości kątownej celu w stosunku do myśliwca/, co może utrudnić wykrycie celu przez myśliwca.

Dla zwiększenia gwarancji wykrycia celu przez myśliwca można stosować przesunięcie strefy obserwacji samolotowej stacji radiolokacyjnej w kierunku celu, na rozkaz przekazany z punktu naprowadzania.

5. NAPROWADZANIE METODĄ MANEWRU.

5.1. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA METODY.

Naprowadzanie metodą manewru jest główną metodą naprowadzania na cele powietrzne takich samolotów myśliwskich, które z uwagi na właściwości ich uzbrojenia muszą być wyprowadzane w tylną półsferę celu.

Ponieważ zaś uzbrojenie artyleryjsko-rakietowe większości współczesnych myśliwców pozwala na wykonanie ataków tylko w ściśle określonych granicach tylnej półsfery celu, dlatego też obecnie naprowadzanie metodą manewru jest z konieczności podstawową metodą naprowadzania na cele powietrzne.

Istota naprowadzania metodą manewru polega na wyprawadzeniu myśliwca przy pomocy przekazywania mu z ziemi odpowiednich komend w taktycznie dogodny punkt leżący w tylnej półsfery celu, w takiej odległości od celu, z której pilot może zobaczyć cel na ekranie celownika lub bezpośrednio wzrokowo, a następnie samodzielnie /bez dalszego naprowadzania z ziemi/ zbliżyć się do celu, wykonać atak /ze-strzelić cel/.

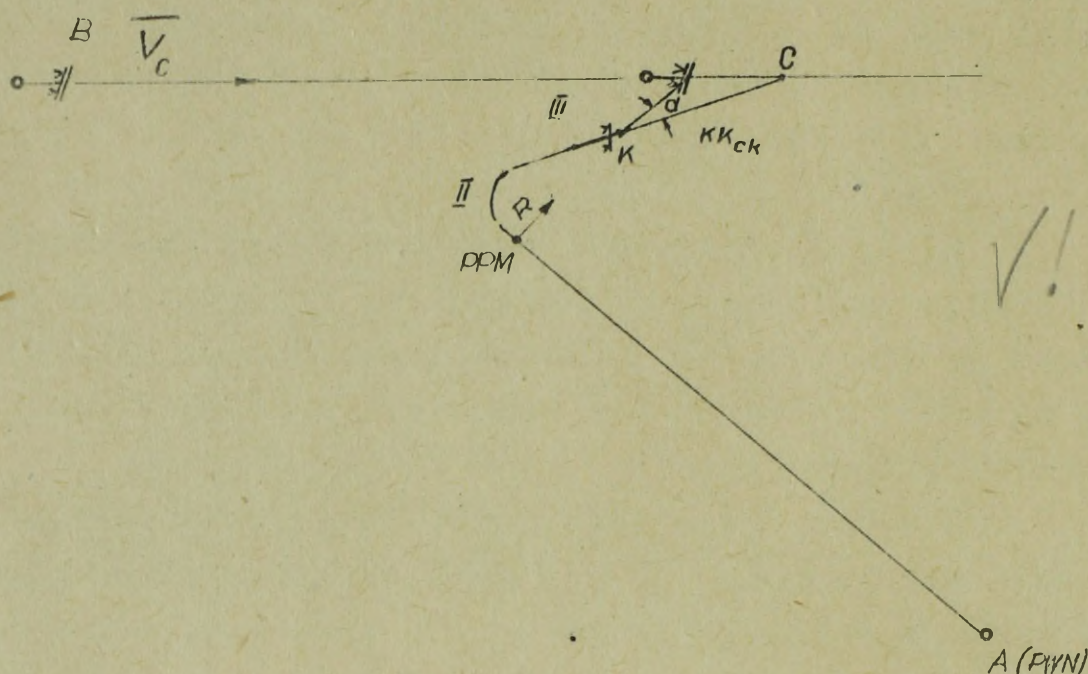
Wyjście myśliwca w omówione wyżej taktycznie dogodne położenie względem celu osiąga się w rezultacie lotu myśliwca po linii drogi złożonej z kilku odcinków. Lot myśliwca na poszczególnych odcinkach linii drogi jest nazywany również etapami lotu.

Pierwszy etap lotu myśliwca naprowadzanego na cel metodą manewru jest to lot po linii prostej od punktu wyjściowego naprowadzania /PWN/ lub od lotniska do punktu początku manewru /PPM/ poziomego /skrętu/ lub pionowego /przewrót, półprzewrót, półpętla i inne/, dla wyjścia w tylną półsferę celu. Na pierwszym etapie lotu myśliwiec osiąga określoną wysokość i prędkość lotu potrzebną dla pomyślnego wykonania manewru.

Najbardziej typowy Drugi etap naprowadzania jest to lot myśliwca po krzywej manewru. W wypadku manewru w płaszczyźnie poziomej, czyli skrętu będzie to łuk łączący punkt rozpoczęcia skrętu z punktem jego zakończenia. *Wzrost prędkości jest tym większy*

W zależności od tego w jakiej odległości za celem będzie znajdował się myśliwiec w momencie zakończenia manewru, a także w zależności od możliwości stacji radiolokacyjnej lub od odległości wzrokowej widoczności celu /przy naprowadzaniu myśliwca nie posiadającego celownika radiolokacyjnego/, pilot cel zobaczy i przejdzie do dalszego lotu metodą samonaprowadzania, albo też celu nie zobaczy i będzie musiał być nadal naprowadzany z ziemi metodą prostego lub równoległego zbliżenia, co będzie stanowiło trzeci etap naprowadzania.

Poszczególne etapy naprowadzania myśliwca na cel metodą manewru przedstawia rys. 5.1.1.



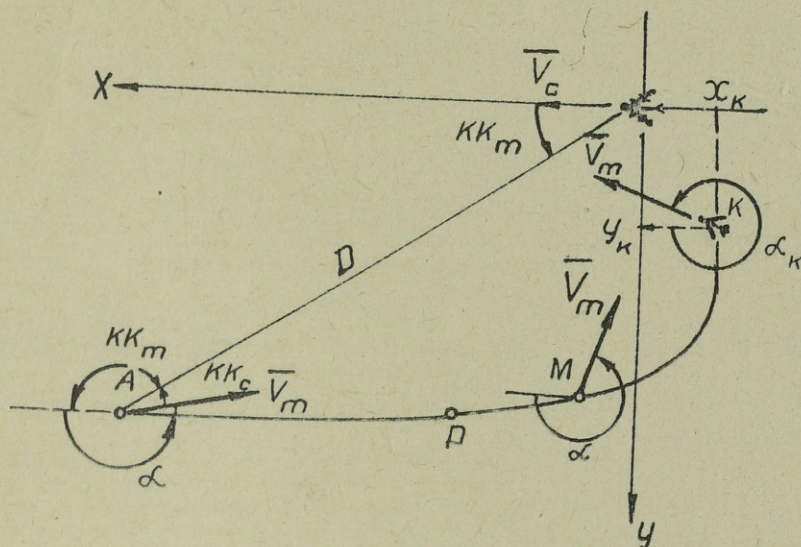
Rys. 5.1.1.

Dla wykreślenia toru lotu /linii drogi/ myśliwca naprowadzanego metodą manewru należy określić punkt zakończenia manewru, /punkt K na rys. 5.1.1./ tak, aby punkt ten znajdował się w tylnej półsferze celu w odległości potrzebnej dla rozpoczęcia samodzielnego zbliżenia myśliwca do celu /d/ lub większej i pod dogodnym kątem / KK_{ck} - rys. 5.1.1./.

Następnie należy wykreślić tor manewru myśliwca i wyznaczyć punkt początku manewru. W wypadku naprowadzania z zastosowaniem manewru poziomego będzie to punkt styczności półprostej wykreślonej z punktu początku naprowadzania do łuku skreću. Łącząc punkt początku naprowadzania z punktem początku manewru otrzymamy trasę lotu myśliwca po prostej, czyli trasę pierwszego etapu naprowadzania /odcinek PWN-PPM na rys. 5.1.1./.

naprowadzenie jest skomplikowane, metoda jest prosta i przystępna.

Tor /linię drogi/ myśliwca naprowadzanego metodą manewru wygodnie jest rozpatrywać we względnym, prostokątnym układzie współrzędnych, którego początek stanowi cel. /rys.5.1.2/.



Rys. 5.1.2.

W tym układzie położenie myśliwca względem celu będziemy określać na podstawie wielkości współrzędnych x, y oraz różnicy kursów α :

$$\alpha = K_c - K_m ; \quad /5.1.1./$$

albo jak wynika z rysunku 5.3.2.

$$\alpha = \pi + KK_m - KK_c ; \quad /5.1.2./$$

Względny ruch myśliwca w ogólnym wypadku można scharakteryzować przy pomocy układu równań różniczkowych :

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= -V_c + V_m \cos \alpha + D \omega_c \sin KK_m ; \\ \dot{y} &= V_m \sin \alpha - D \omega_c \cos KK_m ; \\ \dot{\alpha} &= K_c - K_m ; \end{aligned} \right\} /5.1.3./$$

które wynikają bezpośrednio z rys. 5.1.2., a także z wyrażenia /5.1.1./

Ale

$$D \sin KK_m = y$$

$$D \cos KK_m = x$$

/5.1.4/

i ponadto

$$K_c = -\omega_c ;$$

$$K_m = -\omega_m ;$$

ponieważ prędkość zmiany kursu lotu samolotów jest to ich kątowna prędkość skrętu /pamiętajmy, że $\omega_m, \omega_c > 0$ podczas skrętu w lewo/.

Wobec tego z /5.1.3./ otrzymamy:

$$\dot{x} = -V_m / n - \cos \alpha / + y \omega_c ;$$

$$\dot{y} = V_m \sin \alpha - x \omega_c ;$$

$$\dot{\alpha} = \omega_m - \omega_c ;$$

/5.1.5/

gdzie

$$n = \frac{V_c}{V_m} ;$$

Równania ruchu /5.1.5./ są jednoznaczne z równaniami /1.1.3./. W tym wypadku nakazany punkt K będzie określony współrzędnymi x_k i y_k . W momencie wyjścia myśliwca w punkt K jego kurs winien różnić się od kursu celu o nakazaną wielkość α_k za dodatni kierunek odczytania kątów przyjmujemy umownie kierunek przeciwny do ruchu wskazówek zegara/. Łuk skrętu myśliwca ma postać krzywej PMK /cykloidy/, a prosta pierwszego

etapu /AP /będzie styczna do tej krzywej /rys. 5.1.2./.

Jeżeli znane są parametryczne równania krzywej, to równanie stycznej możemy przedstawić w następującej postaci:

$$\frac{y - y_{PPM}}{y'_{PPM}} = \frac{x - x_{PPM}}{x'_{PPM}} \quad /5.1.6./$$

gdzie x, y - współrzędne dowolnego punktu na odcinku prostoliniowego lotu myśliwca;

x_{PPM}, y_{PPM} - współrzędne punktu początku manewru;

x'_{PPM}, y'_{PPM} - pochodne parametru.

5.2. WZGLĘDNY TOR SKRĘTU MYŚLIWCA.

Jeżeli cel nie manewruje / $\omega_c = 0$ /, a myśliwiec wykonuje skręt ze stałym nakazanym promieniem, wówczas z równań /5.1.5./ otrzymamy:

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

$$y = V_m \sin \alpha ; \quad /5.2.1./$$

$$\alpha = \omega_m = \frac{V_m}{R} ;$$

gdzie α - różnica kursów lotu myśliwca i celu w rozpatrywanym momencie.

$$\alpha = K_c - K_m ; \quad /5.2.2./$$

Jeżeli myśliwiec wykonuje skręt ze stałą prędkością kątową:

$$\omega_m = \frac{V_m}{R};$$

gdzie R - nakazany promień skrętu, wówczas :

$$dt = \frac{d\alpha}{\omega_m} = \frac{R}{V_m} d\alpha;$$

Po podstawieniu powyższego wyrażenia do równania /5.2.1./ otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} dx &= -R /n - \cos\alpha / d\alpha; \\ dy &= R \sin\alpha d\alpha; \end{aligned} \right\} /5.2.3./$$

Całkując równania /5.2.3./ otrzymamy:

$$\int_x^{x_k} dx = -R \int_{\alpha}^{\alpha_k} /n - \cos\alpha / d\alpha;$$

$$\int_y^{y_k} dy = R \int_{\alpha}^{\alpha_k} \sin\alpha d\alpha;$$

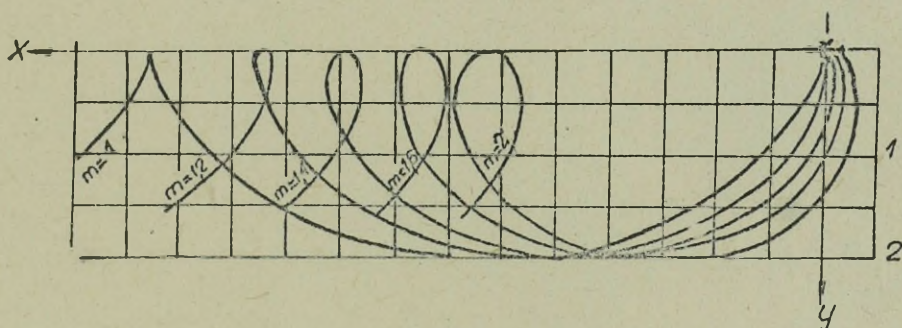
Oznaczając zmieniające się współrzędne toru skrętu x_{PPM} y_{PPM} otrzymamy:

$$\left. \begin{aligned} x_{PPM} &= x_k \pm R n \left[/ \alpha_k - \alpha / - / \sin\alpha_k - \sin\alpha / \right] \\ y_{PPM} &= y_k \pm R / \cos\alpha_k - \cos\alpha / \end{aligned} \right\} /5.2.4./$$

Jest to parametryczne /parametr - kąt/ równanie toru skrętu, który we względnym układzie współrzędnych jest krzywą typu cykloidy.

Rys. /5.2.1./ przedstawia cykloidy skreću dla niektórych wielkości m przy $\alpha_k = 0$; $x_k = y_k = 0$, czyli dla momentu spotkania się myśliwca z celem.

Każdy punkt cykloidy odpowiada określonej wartości parametru α . Układ współrzędnych wykresu /rys.5.2.1./ został tak dobrany, że wszystkim punktom analogicznych krzywych o jednakowych rzędnych odpowiada jedna i ta sama różnica kursów.



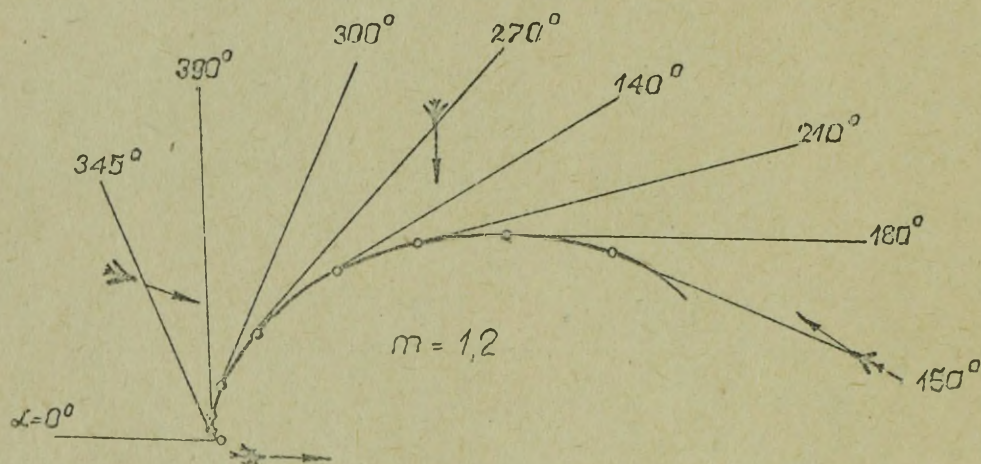
Rys. 5.2.1.

5.3. ETAP LOTU MYSLIWCA PO PROSTEJ.

Podstawiając wyrażenie /5.2.4./ i /5.2.3./ do równania /5.1.6./ otrzymamy następujące równanie toru lotu myśliwca na pierwszym etapie naprowadzania:

$$y - y_k + R \frac{\cos \alpha_k - \cos \alpha}{\cos \alpha - n} = \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha - n} \left\{ x - x_k + R \left[n \frac{\alpha_k - \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} \right] \right\};$$

Ponieważ każdemu punktowi krzywej skrętu odpowiada określona wartość parametru α , a prosta po której leci myśliwiec podczas pierwszego etapu naprowadzania jest styczna do krzywej skrętu, to podczas lotu po prostej różnica kursów między myśliwcem a celem winna być taka sama, jak w punkcie początku skrętu /w punkcie styczności/.



Rys. 5.3.1.

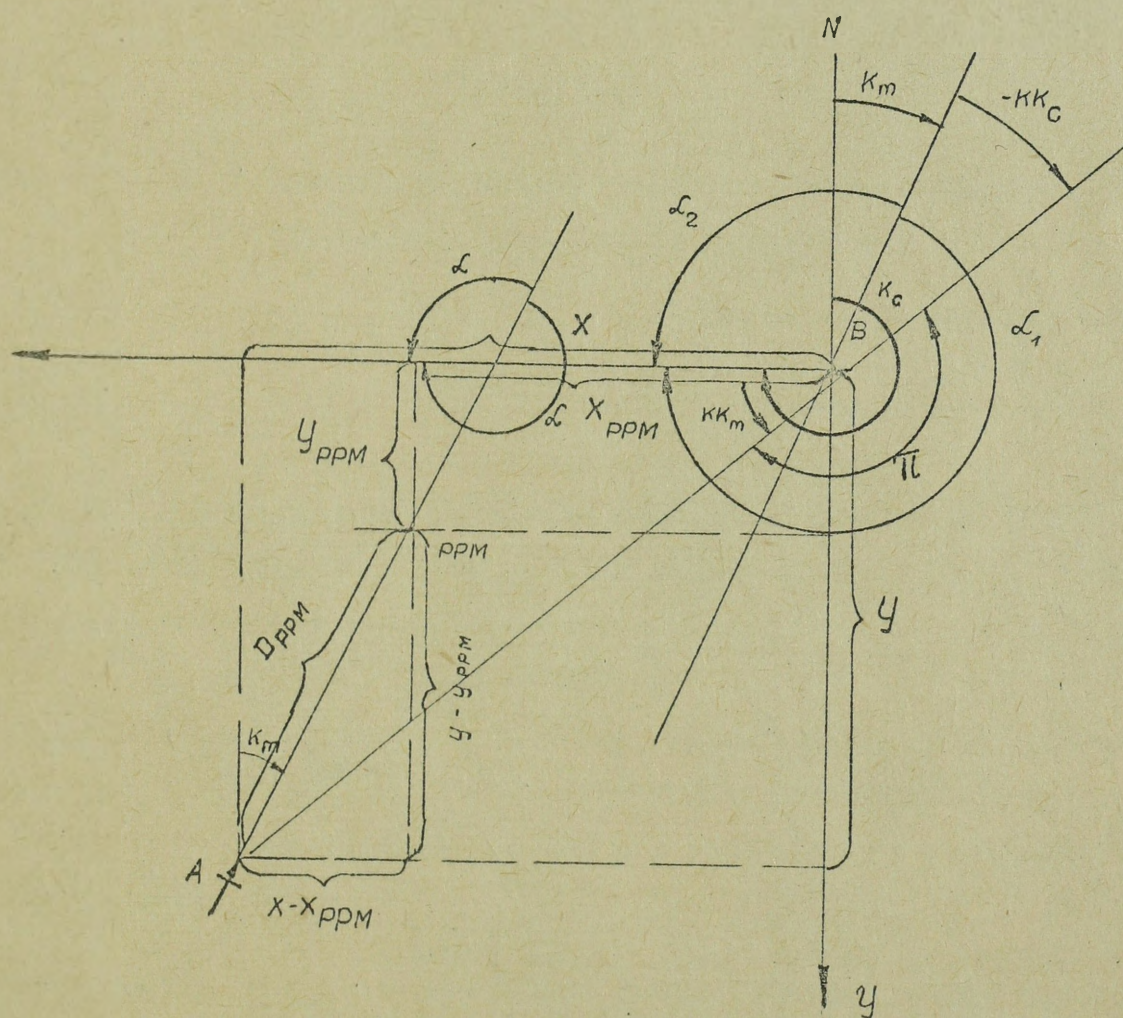
Rys. /5.3.1./ przedstawia charakter względnych torów pierwszego etapu z oznaczeniem odpowiednich wielkości kąta α przy $m = 1,2$, dla lewego skrętu myśliwca. Dla skrętu prawego obraz będzie symetryczny względem kierunku wektora prędkości celu. Istotnym wnioskiem z analizy równania /5.3.1./ jest to, że każdemu punktowi przestrzeni dookoła celu /po zewnętrznej stronie skrętu/ to jest każdej parze wartości $/x, y/$ odpowiada określona różnica kursów α . Dlatego też, jeżeli znamy względne współrzędne myśliwca /np w rezultacie zmiany kierunku i odległości celu, które później można przeliczyć na względne współrzędne $x, y /$,

to równanie /5.3.1./ umożliwia nam obliczenie różnicy kursów α . Jeżeli znamy więc kurs celu, to możemy obliczyć kurs lotu myśliwca na przechwycenie ze wzoru:

$$K_m = K_c - \alpha ; \quad /5.3.2./$$

Po obliczeniu przy pomocy równania /5.3.1./ wielkości kąta α można znaleźć współrzędne punktu skrętu myśliwca /5.2.4./, a następnie obliczyć długość odcinka drogi lotu myśliwca po prostej /rys. 5.3.2/ do punktu początku manewru /skrętu/:

$$D_{PPM} = \sqrt{(x - x_{PPM})^2 + (y - y_{PPM})^2} ; \quad /5.3.3./$$



Rys. 5.3.2.

x/ Względem kąta α równanie to rozwiązujemy sposobem wyliczeń przybliżonych.

Dzieląc równanie /5.3.3./ przez względną prędkość zbliżenia, otrzymamy wzór na czas lotu myśliwca do punktu początku manewru:

$$t_{PPM} = \sqrt{\frac{\sqrt{x - x_{PPM}}^2 + \sqrt{y - y_{PPM}}^2}{x^2 + y^2}} = \sqrt{\frac{\sqrt{x - x_{PPM}}^2 + \sqrt{y - y_{PPM}}^2}{v_m^2 / n - \cos \alpha / ^2 + v_m^2 \sin^2 \alpha}}$$

albo:

$$t_{PPM} = \frac{1}{v_m} \sqrt{\frac{\sqrt{x - x_{PPM}}^2 + \sqrt{y - y_{PPM}}^2}{1 - 2n \cos \alpha + n^2}} ; \quad /5.3.4./$$

Ponadto, znając wielkość kąta α możemy obliczyć

- kąt skrętu myśliwca ze wzoru:

$$KS_m = \alpha_k - \alpha ; \quad /5.3.5./$$

gdzie: α_k - potrzebna różnica kursów myśliwca i celu w punkcie zakończenia manewru /punkt K/,

- czas trwania skrętu ze wzoru:

$$t_{KS} = \frac{R / \alpha_k - \alpha /}{v_m} ; \quad /5.3.6./$$

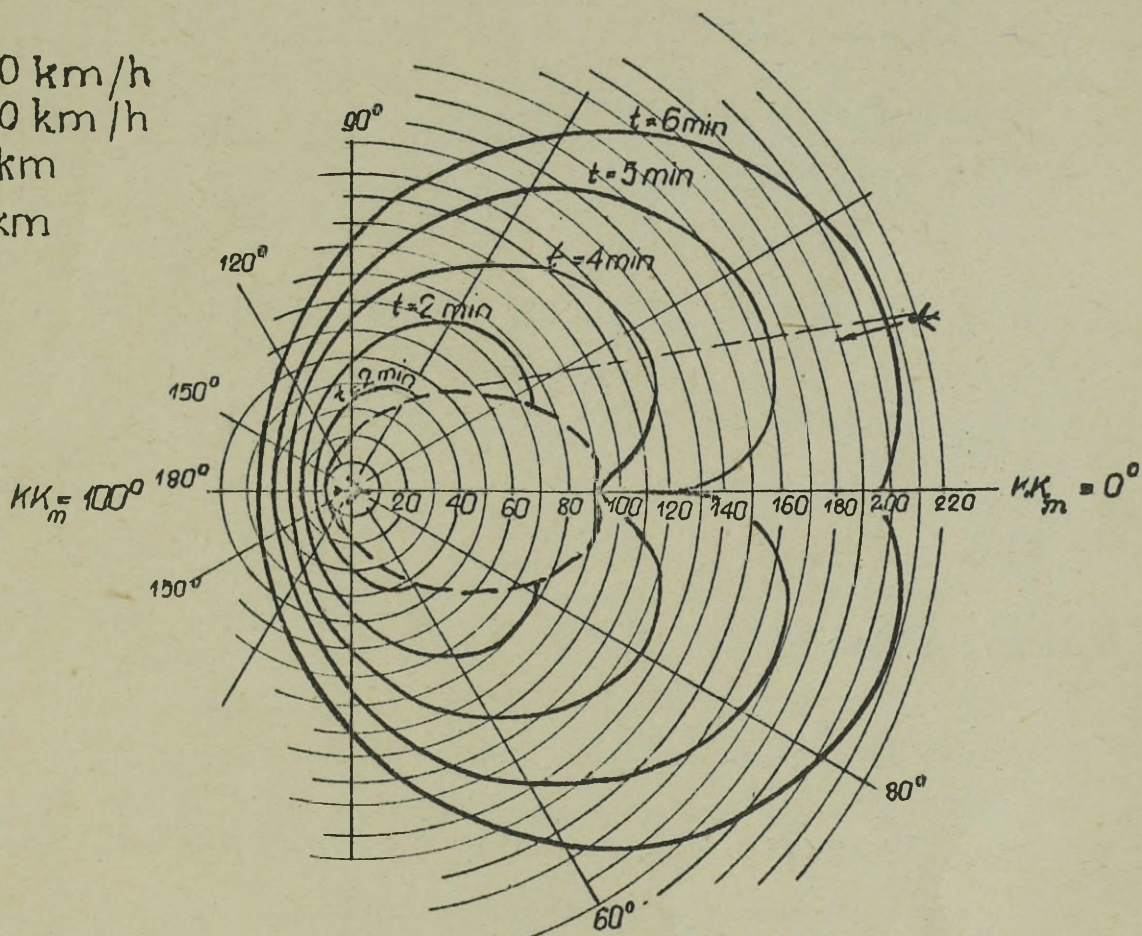
- ogólny czas naprowadzania myśliwca metodą manewru, do momentu wyjścia myśliwca w potrzebny punkt K względem celu, przy pomocy wzoru:

$$t_{napr} = t_{PPM} + t_{KS} = \frac{1}{v_m} \left[\sqrt{\frac{\sqrt{x - x_{PPM}}^2 + \sqrt{y - y_{PPM}}^2}{1 - 2n \cos \alpha + n^2}} + R / \alpha_k - \alpha / \right] ; \quad /5.3.7./$$

Przykładowy wykres czasu lotu myśliwca podczas naprowadzania metodą manewru przedstawia rys. 5.3.3.

*przewidywanie m. od do PPM
wzdłuż linii (droga)
z rys. 5.3.2.*

$$\begin{aligned}
 V_m &= 1500 \text{ km/h} \\
 V_c &= 1200 \text{ km/h} \\
 R &= 20 \text{ km} \\
 X_k &= 10 \text{ km} \\
 Y_k &= 0 \\
 \alpha_k &= 0^\circ
 \end{aligned}$$



Rys. 5.3.3.

Znając czas trwania naprowadzania, możemy obliczyć drogę celu ze wzoru:

$$S_c = V_c t_{\text{napr}} ; \quad /5.3.8./$$

Wykreślając tę drogę z punktu znajdowania się celu w momencie rozpoczęcia naprowadzania w kierunku jego lotu możemy znaleźć położenie celu w momencie wprowadzenia myśliwca do walki.

Ponieważ tor lotu myśliwca podczas pierwszego etapu naprowadzania posiada kształt linii prostej, podobnie jak podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia, wobec tego warto porównać obie metody naprowadzania.

W tym celu równanie /5.3.1./ przedstawiamy w postaci:

$$/y - y_{PPM}/ / \cos \alpha - n/ = /x - x_{PPM}/ \sin \alpha ; \quad /5.3.9./$$

i zamieniamy w nim prostokątne współrzędne myśliwoa na współrzędne biegunowe, uwzględniając wyrażenia /5.1.4./.

Wówczas ze wzoru /5.3.9./ otrzymamy:

$$\begin{aligned} -n D \sin KK_m + D / \sin KK_m \cos \alpha - \cos KK_m \sin \alpha / &= \\ = y_{PPM} / \cos \alpha - n/ - x_{PPM} \sin \alpha &; \end{aligned}$$

skąd:

$$\begin{aligned} \sin /KK_m - \alpha/ &= n \sin KK_m - \frac{1}{D} \left[x_{PPM} \sin \alpha + y_{PPM} / n - \right. \\ &\left. - \cos \alpha / \right] ; \end{aligned}$$

Ponieważ z wyrażenia /5.1.2./ wynika, że

$$KK_m - \alpha = KK_c - \pi ,$$

to ze wzoru /5.3.10./ otrzymamy:

$$\sin KK_c = -n \sin KK_m + \frac{1}{D} \left[x_{PPM} \sin \alpha + y_{PPM} / n - \cos \alpha / \right] ; \quad /5.3.11./$$

Porównując wzór na wartość KK_c przy naprowadzaniu metodą manewru /5.3.11./ z odpowiednim wzorem przy naprowadzaniu natodą równoległego zbliżenia /1.1.4./ widzimy, że wzór /5.3.11./ różni się od wzoru /1.1.4./ tylko obecnością w prawej części równania dodatkowego składnika będącego pewną wielkością stałą podzieloną przez wartość odległości między myśliwcem i celem.

Zbliżone wartości KK_c /ho wartość dodatkowego składnika będzie niewielka w warunkach znacznej wielkości D / przy

naprowadzaniu obu metodami wynikają z tej przyczyny, że tak przy stosowaniu metody równoległego zbliżenia, jak też na pierwszym etapie naprowadzania metodą manewru - myśliwiec leci po linii prostej. Wielkość dodatkowego składnika we wzorze /5.3.11./ maleje ze wzrostem odległości D tak, że przy dużych odległościach to jest w warunkach, kiedy $D \rightarrow \infty$

$$\sin KK_c \rightarrow - \frac{\sin KK_m}{m} ;$$

Tak więc na pierwszym etapie naprowadzania, przy dużych odległościach między myśliwcem i celem naprowadzanie metodą manewru praktycznie niewiele się różni od naprowadzania metodą równoległego zbliżenia.

W miarę zaś zbliżania się myśliwca do celu oraz do punktu początku manewru - różnice między w/w metodami naprowadzania zwiększają się. Kąt KK_c zmienia się tak, że myśliwiec mógłby /gdyby miał ku temu możliwości/ obserwować cel to z jednej, to z drugiej strony osi podłużnej swego samolotu.

Dla rozwiązania zadania naprowadzania myśliwca na cel metodą manewru - stosuje się w praktyce, szczególnie przy naprowadzaniu wzrokowo-fonicznym, różnego rodzaju przyrządy, jak linijki wyskalowane w minutach lotu dla różnych prędkości, cyrkle, suwaki itp., które ułatwiają wykreślenie w skali wskaźnika obserwacji okrężnej, mapy lub planszetu toru lotu celu i myśliwca do punktu spotkania. W warunkach naprowadzania przyrządowego /np przy wykorzystaniu systemu typu "Wozduch"/ elementy przechwycenia /warunki lotu celu i myśliwca, punkt spotkania itp/ są obliczane przez maszyny matematyczne, a odpowiednie komendy są również automatycznie przekazywane na pokład samolotu.

5.4. ETAP SKRĘTU MYŚLIWCA.

Podozas naprowadzania myśliwca na cel metodą manewru wykonanie skrętu przez myśliwca jest najbardziej skomplikowanym i jednocześnie bardzo ważnym etapem naprowadzania,

ponieważ w rezultacie skrętu myśliwiec winien znaleźć się w tylnej półsferze celu, w punkcie dogodnym dla wyjścia w punkt ataku i zaatakowania celu. Skręt winien rozpocząć się w momencie, kiedy odległość myśliwca $/D_{PPM}/$ do punktu początku skrętu jest równa zero $/5.3.3./$.

Tę zasadę można wykorzystać dla wypracowania komendy rozpoczęcia skrętu przez specjalną aparaturę naprowadzania obliczającą bez przerwy aktualną wartość D_{PPM} .

W praktyce naprowadzania dąży się do wyprowadzenia myśliwca względem celu na kurs bliski przeciwnemu. Wówczas moment rozpoczęcia skrętu określa się na podstawie zbliżenia się myśliwca do celu na obliczoną odległość skrętu, zrzutowaną na oś X.

Odległość tę możemy obliczyć przy pomocy pierwszego wzoru z układu $/5.2.4./$. Będzie ona zależała od stosunku prędkości, wielkości kąta i promienia skrętu dla nakazanych końcowych wielkości x_k, y_k, k , a mianowicie:

$$x_{PPM} = x_k + R \left[n / \alpha_k - \alpha / - / \sin \alpha_k - \sin \alpha / \right] ;$$

$/5.4.1./$

Na podstawie wyrażenia $/5.4.1./$ można sporządzić odpowiednie nomogramy dla obliczania odległości między myśliwcem i celem w momencie rozpoczęcia skrętu. Przy naprowadzaniu wzrokowym, w wypadku kiedy myśliwiec wykonuje skręt o 180° z kursu przeciwnego w stosunku do kursu celu na kurs zgodny, $/\sin L_k = \sin L = 0/$, potrzebną wielkość wyprzedzenia z uwzględnieniem opóźnienia w przekazywaniu i wykonaniu komendy skrętu, możemy obliczyć przy pomocy bardziej prostego wzoru:

$$S_{wyprz} = V_c t_{180^\circ} - d_k + /V_c + V_m/ t_{op} ; \quad /5.4.2./$$

gdzie:

t_{op} - czas opóźnienia w przekazaniu i wykonaniu komendy skrętu;

$d_k = -x_k$ = odległość wyjścia myśliwca z tyłu celu po zakończeniu skrętu;

W następstwie jednak różnego rodzaju błędów naprowadzania, myśliwiec może rozpocząć skręt nie w punkcie obliczonym, lecz z pewnym odchyleniem od niego. W związku z tym powstanie konieczność skorygowania skrętu myśliwca drogą zmiany kąta przechyłu, co powinno zapewnić wyjście myśliwca po wykonaniu skrętu w nakazane miejsce w stosunku do celu.

Tak więc drugi etap naprowadzania metodą manewru polega na regulowaniu kąta przechyłu myśliwca.

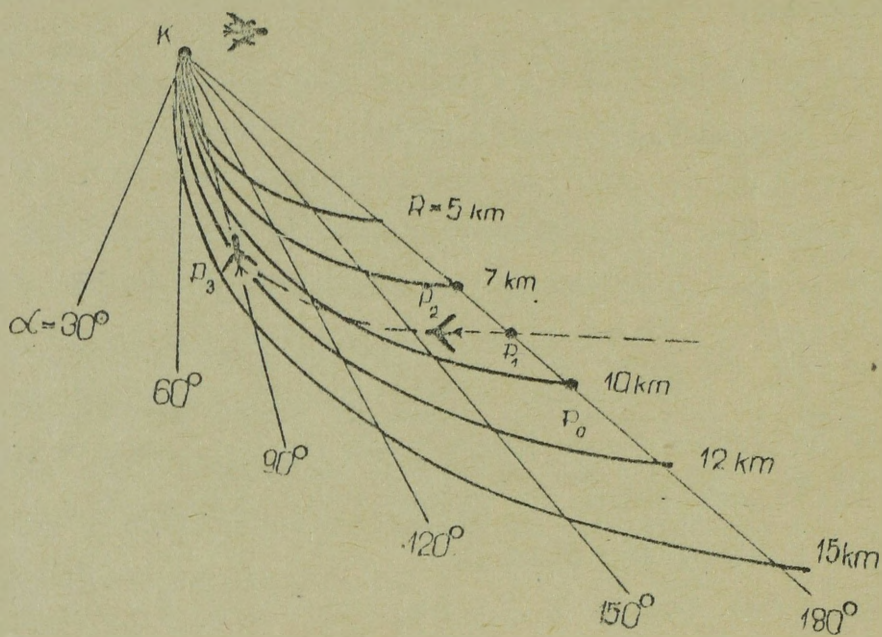
Zasady tego regulowania są następujące:

Jeżeli równania /5.2.4./ rozwiążemy względem promienia skrętu R i porównamy je stronami, to otrzymamy wyrażenie /5.4.3./, które odpowiada każdej wartości R :

$$\frac{x - x_k}{n / \alpha_k - \alpha / - / \sin \alpha_k - \sin \alpha /} = \frac{y - y_k}{\cos \alpha_k - \cos \alpha} ;$$

/5.4.3/

Myśliwiec może wyjść w potrzebne położenie względem celu /punkt K - rys. 5.4.1./ wykonując skręt o dowolnym promieniu, zaczynając od dopuszczalnego promienia minimalnego.



Rys. 5.4.1.

Jak wynika z rys. /5.4.1./ w punkt K wyprowadza myśliwca cała wiązka cykloid, których wszystkie punkty / P_0 , P_1 , P_2 / przy jednakowej wielkości α leżą na jednej prostej. Ponadto każdemu faktycznemu względnemu położeniu myśliwca /każdej parze x , y / odpowiada określona różnica kursów, którą można otrzymać rozwiązując równanie /5.4.3/ oraz określony promień skreću, który można obliczyć przy pomocy drugiego wyrażenia wzoru /5.2.4./, a mianowicie:

$$R = \frac{y - y_k}{\cos \alpha_k - \cos \alpha}; \quad /5.4.4./$$

Tak więc, jeżeli w trakcie naprowadzania będziemy mierzyli wystarczająco często współrzędne myśliwca i obliczali ze wzoru /5.4.3./ odpowiadające tym wartościom wartości kąta α oraz podawali myśliwcowi zmieniające się ciągle wartości kursu lotu w skreću:

$$K_m = K_0 - \alpha; \quad /5.4.5./$$

wówczas zaistnieje możliwość wyprowadzenia myśliwca w tylną półsferę celu w punkt K bez względu na powstałe odchylenie od obliczonego punktu początku skrętu /P - rys. 5.4.1./.

Jeżeli np. zakładaliśmy rozpoczęcie skrętu przez myśliwca o promieniu 10 km z kursu przeciwnego $\alpha = 180^\circ$ w obliczonym punkcie P_0 /rys. 5.4.1./, to na skutek bocznego odchylenia należałoby rozpocząć skręt w punkcie P_1 o promieniu 8 km. Załóżmy dalej, że skręt rozpoczął się faktycznie w punkcie P_2 , który odpowiada kątowi $\alpha = 160^\circ$ tj. miała miejsce niezgodność kursów wynosząca 20° . Dla zlikwidowania tej niezgodności myśliwiec powinien zwiększyć przechył, wychodząc dzięki temu na nakazywany z punktu naprowadzania i ciągle zmieniający się kurs. Jeżeli w wyniku zwiększenia przechyłu promień skrętu zmniejszy się do 5 km, to w punkcie P_3 niezgodność kursów będzie zlikwidowana i myśliwiec będzie musiał zmniejszyć przechył, aby zakończyć skręt w obliczonym punkcie K o promieniu skrętu 12 km.

Tak więc w trakcie naprowadzania na etapie skrętu kąt przechyłu myśliwca może, na rozkaz podany z punktu naprowadzania, niejednokrotnie zmniejszyć się lub zwiększyć w stosunku do wartości obliczonej uprzednio.

Podczas naprowadzania myśliwca na etapie skrętu obowiązują następujące zasady:

- jeżeli myśliwiec odchylił się w stronę zewnętrzną /w kierunku przeciwnym do kierunku skrętu/, to skręt należy rozpocząć wcześniej i z mniejszym przechyłem. Jeżeli myśliwiec opóźnił ponadto rozpoczęcie skrętu, to na pewien czas przechył należy zwiększyć /do maksymalnego włącznie/, a następnie zmniejszyć do wielkości odpowiadającej bocznemu odchyleniu;

- jeżeli zaś myśliwiec odchylił się w stronę wewnętrzną /do celu/, to skręt należy rozpocząć później i z większym przechyłem. Jeżeli ponadto skręt został rozpoczęty za wcześnie, to wówczas należy na pewien czas zmniejszyć przechył

/do wyprowadzenia ze skreću włącznie/, a następnie zwiększyć go do wielkości uwzględniającej wartość boczno-odchylenia.

Podczas naprowadzania wzrokowego stosuje się również bardziej prosty sposób korygowania skreću polegający na zmianie kąta przechyłu oraz kursu wyjścia myśliwca ze skreću, a mianowicie:

Jeżeli myśliwiec odchylił się od celu lub spóźnił się z rozpoczęciem skreću, to przechył należy zwiększyć i zmniejszyć kurs wyjścia ze skreću. Jeżeli natomiast odchylił się w stronę celu lub zaczął skreć za wcześnie, to kąt przechyłu należy zmniejszyć, a kurs wyjścia ze skreću zwiększyć.

Przy takim jednak sposobie korygowania skreću możliwe jest znaczne odchylenie myśliwca od punktu K.

5.5. WPLYW MANEWRU CELU.

Rozpatrzmy wpływ manewru celu polegającego na zmianie kierunku lotu podczas pierwszego etapu naprowadzania myśliwca metodą manewru /lot po prostej/ na powstanie dodatkowych prędkości kątowych /przeciążeń/ myśliwca podczas naprowadzania metodą manewru. Założmy, że cel wykonuje skreć ze stałą prędkością kątową ω_c .

Dla wyjaśnienia wpływu manewru celu podczas pierwszego etapu naprowadzania zapisujemy równanie /5.3.1./ w następującej postaci:

$$\dot{y} - \dot{y}_{PPM} / n - \cos \alpha / = \dot{x}_{PPM} - \dot{x} / \sin \alpha ;$$

i zrózniczkujemy je względem czasu, mając na uwadze to, że współrzędne punktu początku skreću $\dot{x}_{PPM}, \dot{y}_{PPM}$ są funkcjami α , a α jest funkcją czasu. Otrzymamy:

$$\begin{aligned} \dot{y} - \frac{dy_{PPM}}{d\alpha} \cdot \dot{\alpha} / n - \cos \alpha / + \dot{y} - y_{PPM} / \sin \alpha \cdot \dot{\alpha} = \\ = \dot{x} - \frac{dx_{PPM}}{d\alpha} \cdot \dot{\alpha} - \dot{x} / \sin \alpha + \dot{x}_{PPM} - x / \cos \alpha \cdot \dot{\alpha} ; \end{aligned}$$

/5.5.1./

Ale z równania /5.2.3./ wynika, że

$$\frac{dy_{PPM}}{d\alpha} = R \sin \alpha ;$$

$$\frac{dx_{PPM}}{d\alpha} = R/n - \cos \alpha / ;$$

Podstawiając do wzoru /5.5.1/ te wyrażenia oraz wyrażenia /5.1.5./ otrzymamy:

$$\left[V_m \sin \alpha - \omega_c x - R \sin \alpha / \omega_m - \omega_c / \right] / n - \cos \alpha / + / y - y_{PPM} / \sin \alpha$$

$$/ \omega_m - \omega_c / = \left[- R/n - \cos \alpha / / \omega_m - \omega_c / + V_m / n - \cos \alpha / - \right. \\ \left. - \omega_c y \right] \sin \alpha + / x_{PPM} - x / \cos \alpha / \omega_m - \omega_c / ;$$

skąd, po dodaniu pewnych przekształceń otrzymamy:

$$\omega_m = \omega_c \left[1 + \frac{x / n - \cos \alpha / - y \sin \alpha}{/ x - x_{PPM} / \cos \alpha + / y - y_{PPM} / \sin \alpha} \right] / 5.5.2/$$

Analizując wzór /5.5.2./ widzimy, że podczas lotu myśliwca i celu na kursach zbliżonych do przeciwnych $/\alpha = 180^\circ/$ licznik ułamka znajdującego się w nawiasie kwadratowym będzie większy od mianownika, a współczynnik przy ω_c będzie ujemny. Znaki więc przy ω_m i ω_c będą różne, czyli, że w odpowiedzi na manewr celu myśliwiec powinien wykonać skręt w stronę przeciwną do skrętu celu.

Dla lotu na kursach przeciwnych $/\alpha = 180^\circ/$ ze wzoru /5.5.2./ otrzymamy:

$$\omega_m = \omega_c / 1 - \frac{n + 1}{1 - \frac{x_{PPM}}{x}} ;$$

skąd dla dużych odległości $/x \rightarrow \infty/$ w początkowej fazie naprowadzania będziemy mieli:

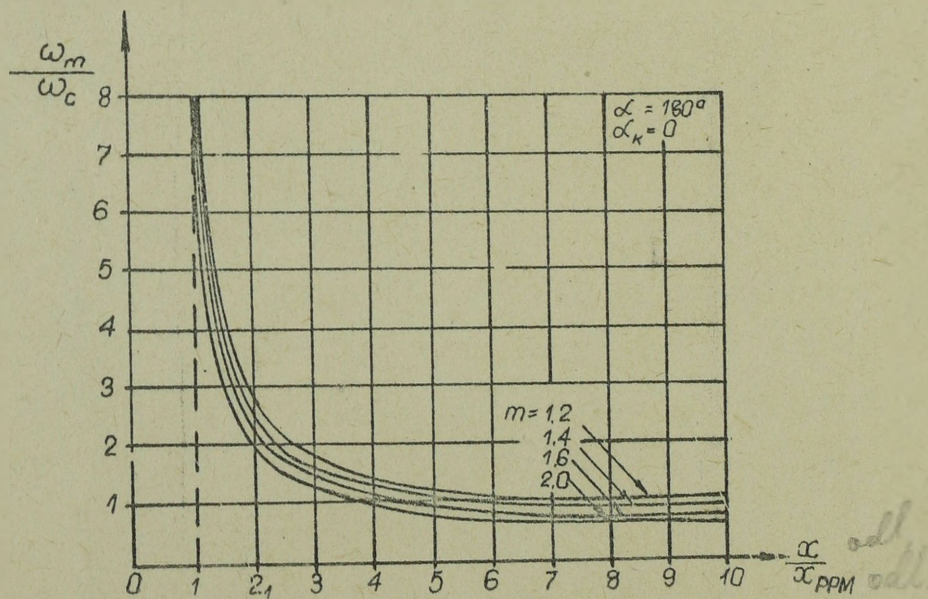
$$\omega_m \rightarrow \frac{\omega_c}{m},$$

a więc manewr celu wymaga zastosowania przez myśliwca takiego samego przeciwmanewru, jaki podczas naprowadzania metodą równoległego zbliżenia.

W miarę zbliżania się myśliwca do punktu rozpoczęcia skrętu / $x \rightarrow x_{PPM}$, $y \rightarrow y_{PPM}$ / mianownik ułamka /5.5.2./ dąży do zera i w całości $\omega_m \rightarrow \infty$.

Tak więc, podczas naprowadzania na cel manewrujący prędkość kątowna myśliwca, potrzebna dla wykonania przeciwmanewru, w miarę zbliżania się myśliwca do celu coraz bardziej rośnie i może nawet kilkakrotnie przewyższać prędkość kątowną manewrującego celu. W związku z tym na małych odległościach do manewrującego celu naprowadzanie metodą manewru może być bardzo trudne.

Potwierdza to wykres stosunku $\frac{\omega_m}{\omega_c}$ w zależności od wartości stosunku odległości myśliwiec - cel do odległości PPM - cel /rys.5.5.1./.



Rys. 5.5.1.

Wykres ten został obliczony dla początkowych przeciwnych $\alpha = 180^\circ$ i końcowych zgodnych $\alpha_k = 0^\circ$ kursów lotu celu i myśliwca.

Z wykresu wynika, że na dużych odległościach do celu prędkość kątowna myśliwca jest mniej więcej równa prędkości kątowej celu $\frac{\omega_m}{\omega_c} \approx -1$, ale przewyższa ją kilkakrotnie przy zmniejszeniu się tej odległości do 3-2 odległości punktu początku skrętu i bliżej.

Dla wyjaśnienia wpływu manewru celu podczas wykonywania przez myśliwca skrętu /drugi etap naprowadzania/, przedstawimy równanie pęku cykloid skrętu /5.4.3./ w postaci:

$$\frac{x - x_k}{R} \left[\frac{\cos \alpha_k - \cos \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} \right] = \frac{y - y_k}{R} \left[\frac{n \alpha_k - \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} \right]$$

i zrózniczkujemy je względem zmiennej czasu:

$$\frac{x - x_k}{R} \sin \alpha \cdot \dot{\alpha} + \frac{x}{R} \frac{\sin \alpha_k - \sin \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} = - \frac{y - y_k}{R} \frac{n - \cos \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} \dot{\alpha} + \frac{y}{R} \left[\frac{n \alpha_k - \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} \right] \dot{\alpha}; \quad /5.5.3./$$

Podstawiamy do wzoru /5.5.3./ wyrażenia pochodnych z równań /5.1.5./ oraz uwzględniamy, że:

$$\cos \alpha_k - \cos \alpha = \frac{y - y_k}{R};$$

i

$$\frac{n \alpha_k - \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} = \frac{x - x_k}{R};$$

Po podstawieniu otrzymamy:

$$\frac{x - x_k}{R} \frac{\sin \alpha}{\omega_m - \omega_c} - \left[\frac{V_m}{R} \frac{n - \cos \alpha}{\sin \alpha_k - \sin \alpha} - \omega_c y \right] \frac{y - y_k}{R} =$$

$$= - \frac{y - y_k}{R} \frac{n - \cos \alpha}{\omega_m - \omega_c} + \frac{V_m \sin \alpha - \omega_c x}{R} \frac{x - x_k}{R};$$

skąd znajdziemy szukaną wartość prędkości kątowej myśliwca:

$$\omega_m = \frac{V_m}{R} + \omega_c \left[1 - \frac{1}{R} \frac{x/x - x_k/ + y/y - y_k/}{/x - x_k/ \sin \alpha + /y - y_k/ /n - \cos \alpha /} \right];$$

Tak więc prędkość kątowa myśliwca potrzebna dla uwzględnienia manewru celu na drugim etapie naprowadzania jest sumą obliczonej prędkości kątowej dla wykonania drugiego etapu naprowadzania /skrętu/ $\frac{V_m}{R}$ oraz dodatkowej /uwarunkowanej manewrem celu/ prędkości kątowej, którą obliczamy ze wzoru:

$$\omega_{m \text{ dod}} = \omega_c \left[1 - \frac{1}{R} \frac{x/x - x_k/ + y/y - y_k/}{R / x - x_k/ \sin \alpha + /y - y_k/ /n - \cos \alpha /} \right];$$

/5.5.4./

Przy $\alpha \rightarrow \alpha_k$ /kiedy $x \rightarrow x_k$, $y \rightarrow y_k$ / we wzorze /5.5.4./ otrzymujemy nieokreśloność typu $\frac{0}{0}$. Rozwiązując nieokreśloność

według zasady l'Hospitala, z uwzględnieniem równania /5.2.3./ otrzymamy:

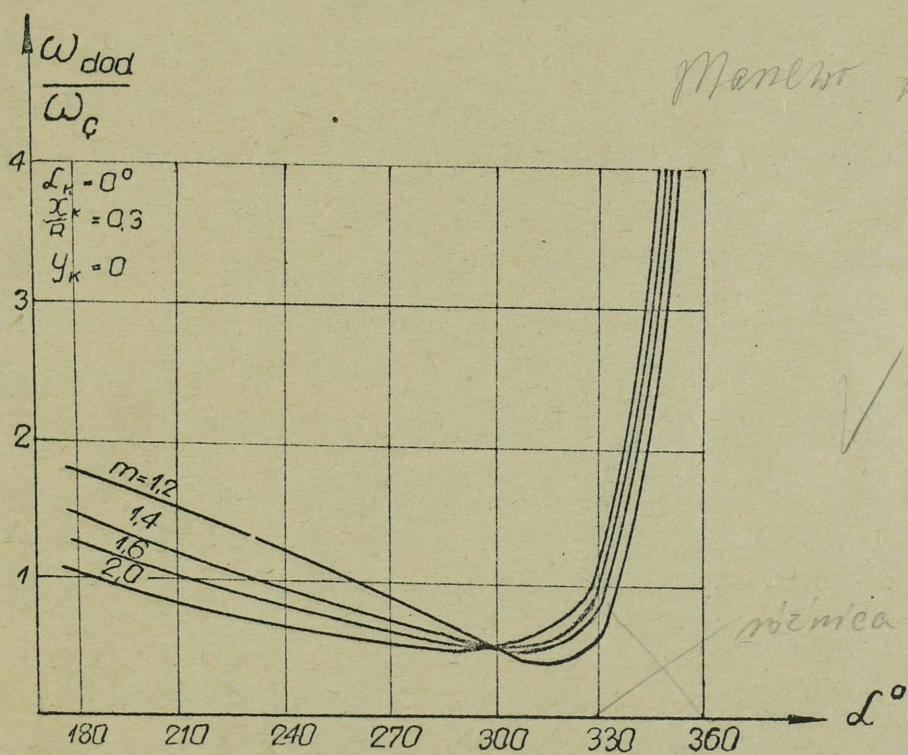
$$\begin{aligned} \lim_{\alpha \rightarrow \alpha_k} \frac{x/x - x_k/ + y/y - y_k/}{/x - x_k/ \sin \alpha + /y - y_k/ /n - \cos \alpha /} &= \\ &= \lim_{\alpha \rightarrow \alpha_k} \frac{\frac{dx}{d\alpha} /x - x_k/ + x \frac{dy}{d\alpha} /y - y_k/ + y \frac{dy}{d\alpha}}{\frac{dx}{d\alpha} \sin \alpha + /x - x_k/ \cos \alpha + \frac{dy}{d\alpha} /n - \cos \alpha / + /y - y_k/ \sin \alpha} \\ &= \frac{-x_k R/n - \cos \alpha_k/ + y_k R \sin \alpha_k}{-R/n - \cos \alpha_k/ \sin \alpha_k + R \sin \alpha_k/ n - \cos \alpha_k/} = \infty \end{aligned}$$

a więc

$$\lim_{\alpha \rightarrow \alpha_k} \omega_{m \text{ dod}} = -\infty.$$

Tak więc im bliższy jest moment zakończenia skre-
tu przez myśliwca, tym trudniej jest wyprowadzić go w naka-
zane położenie, ponieważ potrzebna kątowna prędkość myśliw-
ca może, jeżeli chodzi o wielkość bezwzględną, być dużo
razy większa aniżeli prędkość kątowna manewru celu.

Rysunek 5.5.2. przedstawia wykres zależności stosun-
ku $\frac{\omega_{\text{dod}}}{\omega_c}$ od różnicy kursów myśliwca i celu podczas wy-
konywania przez myśliwca skre-
tu dla wyjścia z kursu prze-
ciwnego na kurs zgodny z kursem celu.



a więc manewr najtrudniejszy
w katownej postaci

Uwaga Przy napr. myśl. met. manewru cel manewruje kurs celu
to słabona dodat. trudności i jeśli syt. parabola walecy
przejdź do innej met. do czasu zakreślenia manewru
przez cel i dopiero
Rys. 5.5.2. po tym rozpoznać skre- (met
manewru)
jest to met. najbardziej skomplikowa.

Na wykresie widoczny jest intensywny wzrost $\dot{\omega}_{\text{dod}}$ w końcowym etapie skrętu myśliwca, a mianowicie na $40^{\circ} - 60^{\circ}$ przed zakończeniem skrętu. Im bliżej więc końca skrętu, tym trudniej jest wyprowadzić myśliwca w potrzebne położenie względem manewrującego celu ponieważ bezwzględna wartość potrzebnej prędkości kątowej myśliwca może wielokrotnie przewyższać kątową prędkość manewru celu.

Podsumowując należy stwierdzić, że manewr celu kursem stwarza poważne trudności przy naprowadzaniu myśliwca metodą manewru. Dlatego też, w wypadku stwierdzenia, że cel manewruje, należy, w miarę możliwości, przechodzić na inne metody naprowadzania, mniej podatne na wpływ manewru.

5.6. KOŃCOWA OCENA NAPROWADZANIA METODĄ MANEWRU.

Naprowadzanie metodą manewru ma tę podstawową zaletę, że w jego wyniku myśliwiec znajdujący się w początkowej fazie naprowadzania w przedniej półsferze celu wychodzi w tylną półsferę celu na kurs równy kursowi lotu celu lub zbliżony do niego, w z góry określony, dogodny pod względem taktycznym punkt w stosunku do celu lub też w pobliżu tego punktu. Metoda ta umożliwia więc skuteczne naprowadzanie na cel współczesnych myśliwców wyposażonych w uzbrojenie artyleryjsko-rakietowe, pozwalające na wykonanie ataków tylko w ściśle określonych granicach tylnej półsfery celu. Dlatego też metoda "manewru" jest obecnie, mimo szeregu cech ujemnych, z konieczności najbardziej rozpowszechnioną metodą naprowadzania.

Metoda ta jest jednak najbardziej złożoną metodą naprowadzania, ponieważ na każdym etapie naprowadzania komendy naprowadzania wypracowuje się inaczej, co komplikuje aparaturę naprowadzania. W związku z tym, że myśliwiec wyprowadzany jest na kurs zbliżony do kursu lotu celu, nawet nieduże błędy naprowadzania pod względem odległości mogą spowodować znaczne wydłużenie czasu i drogi dopędzania,

szczególnie w warunkach niewielkiej przewagi prędkości myśliwca nad celem, co z kolei przesuwą rubież wprowadzenia do walki oraz rubież przechwycenia i zestrzelenia celu - w głąb osłanianego rejonu, i utrudnia wykonanie zadania osłony danego obiektu lub rubieży.

Wysoce niekorzystne jest również to, że skręt myśliwca kończy się, ogólnie rzecz biorąc, na trawersie punktu rozpoczęcia skrętu, co wobec konieczności uwzględnienia drogi celu w czasie skrętu myśliwca wymaga rozpoczynania skrętu w momencie istnienia znacznej odległości między myśliwcem i celem.

W wypadku kiedy cel manewruje kursem, szczególnie podczas wykonywania skrętu przez myśliwca, mogą zaistnieć warunki, które mogą doprowadzić do uniemożliwienia /zerwania/ przechwycenia np. na skutek tego, że potrzebne parametry lotu /skrętu/ przekroczą wielkości osiągalne przez samolot oraz granice wytrzymałości pilota.

Przy naprowadzaniu metodą manewru wymagany jest nie tylko pomiar współrzędnych miejsca znajdowania się celu i myśliwca, lecz również pomiar parametrów ich ruchu. Dlatego też dodatnie właściwości tej metody mogą być wykorzystane w pełni dopiero w warunkach całkowicie zautomatyzowanego systemu naprowadzania.

Myśliwiec naprowadzany metodą manewru, może, dla wyjścia w tylną półsferę celu, prócz skrętu w płaszczyźnie poziomej, stosować również manewry związane ze zmianą wysokości i prędkości lotu, w tym również manewry pionowe, przy czym istota manewru nie ulega zmianie.

może wyjdzie z tyłu w tylną półsferę

Z A K O N C Z E N I E

Z analizy metod naprowadzania lotnictwa myśliwskiego na cele powietrzne wynika, że z teoretycznego punktu widzenia przechwycenie jest możliwe do zrealizowania zawsze wtedy, kiedy $V_m > V_c$, a w szeregu wypadków jest możliwe nawet w warunkach, kiedy $V_m < V_c$. W praktyce jednak możliwość przechwycenia uwarunkowana jest nie tylko odpowiednim stosunkiem prędkości myśliwca do prędkości celu, ale również taktycznym promieniem działania myśliwca.

Dlatego też w praktyce może zaistnieć sytuacja, że przechwycenie stanie się niemożliwe nawet przy $V_m > V_c$, a mianowicie wtedy, kiedy odległość możliwej rubieży wprowadzenia do walki jest większa aniżeli taktyczny promień działania myśliwca, czyli kiedy

$$S_{MRWW} > R;$$

gdzie: S_{MRWW} = odległość możliwej rubieży wprowadzenia do walki.

Tak więc, z uwagi na taktyczny promień działania, przechwycenie możliwe jest tylko wówczas, kiedy

$$S_{MRWW} \leq R$$

Zależność między początkową odległością D między myśliwcem i celem, a odległością możliwej rubieży wyprowadzenia do walki i wartością taktycznego promienia działania myśliwca określa wzór:

$$DK \leq S_{MRWW} = R;$$

gdzie K - współczynnik wyrażony wzorem:

$$K = \frac{1}{n \cos KK_m + \sqrt{1 - n^2 \sin^2 KK_m}};$$

Wobec tego przechwycenie możliwe będzie tylko w warunkach, kiedy:

$$D \leq \frac{R}{K} ;$$

Z analizy zasadniczych metod naprowadzania wynika, ponadto, że najprostsze w zastosowaniu są: metoda równoległego zbliżenia i metoda prostego zbliżenia. Metody te umożliwiają w dodatku zbliżenie myśliwca do celu po najkrótszej drodze, a więc i w najkrótszym czasie, przez co zapewniają wprowadzenie myśliwców do walki na bardziej korzystnych /bardziej odległych/ rubieżach, niż pozostałe metody naprowadzania i dlatego mają duże perspektywy w zakresie praktycznego wykorzystania. Główną jednak trudność w ich szerokim zastosowaniu stanowi fakt, że uzbrojenie artyleryjsko-rakietowe większości współczesnych samolotów myśliwskich pozwala na wykonywanie skutecznych ataków tylko w ściśle określonych granicach tylnej półsfery celu.

Dlatego też obecnie podstawową metodą naprowadzania takich myśliwców jest metoda manewru.

Każda z metod naprowadzania ma określone zalety i wady występujące z różnym natężeniem w zależności od konkretnej sytuacji w trakcie naprowadzania.

Gruntowna teoretyczna i praktyczna znajomość metod naprowadzania pozwala w danej sytuacji /wzajemne położenie myśliwca i celu, możliwe kierunki atakowania celu przez myśliwca, występowanie czy też brak zakłóceń systemu naprowadzania, ilość parametrów ruchu celu i myśliwca określonych w trakcie naprowadzania itp/ wybrać i zastosować najbardziej skuteczną metodę naprowadzania, co z kolei polepsza możliwości skutecznej osłony nakazanego obiektu, rubieży, czy rejonu przez lotnictwo myśliwskie, przed uderzeniami i rozpoznaniem ze strony nieprzyjacielskich środków napadu powietrznego.

