

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA TECHNIKI RAKIETOWEJ OPK

JAWNE

*Zmienić opyt
tytuł na
tajne
18. X. 1965*



Egz. Nr 001

*Do wykładów
ZON*

ppłk mgr inż. A. ZON

**Temat: METODY NAPROWADZANIA
PRZECIWLOTNICZYCH POCISKÓW KIEROWANIA
NA CEL**

(Skrypt wykładu)



010379

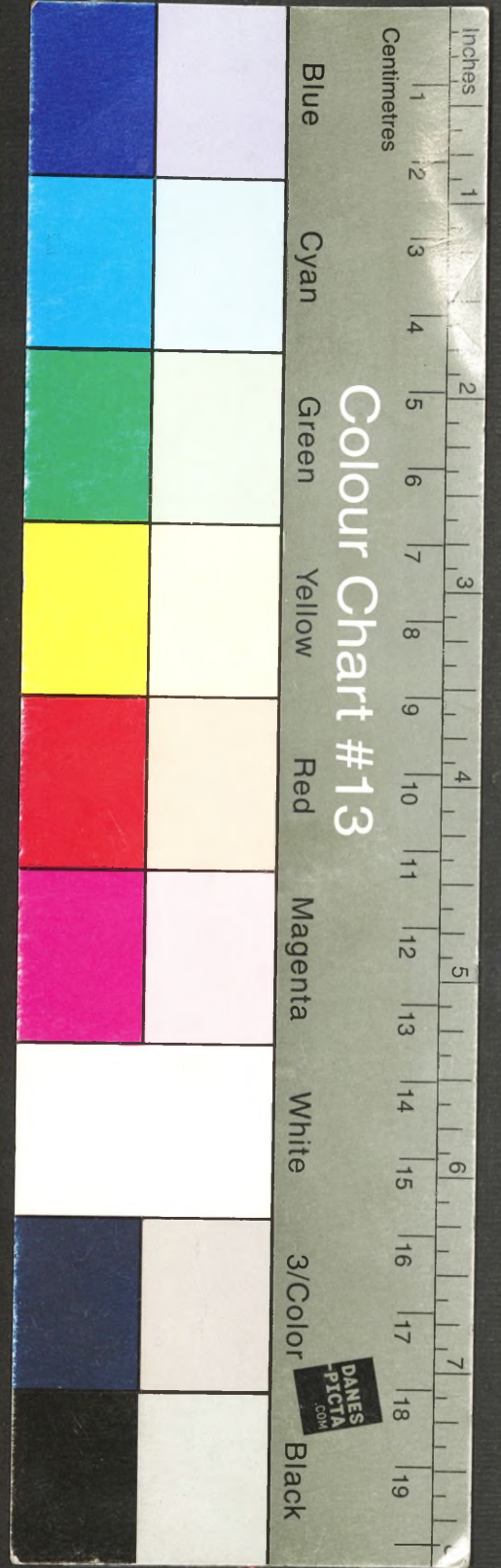
BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Zbiórka Bibliotek Specjalnych

40379

REMBERTÓW

STYCZEN

1965



077

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA TECHNIKI RAKIETOWEJ OPK

JAWNE

*Zmienie opyt
tytułowa na
topne
18 X Mr.*



~~XXXXXXXXXX~~
~~XXXXXXXXXX~~
~~JAWNE XXXXXXXX~~

Egz. Nr 001

*Zo wykładów
ZON*

ppłk mgr inż. A. ZON

**Temat: METODY NAPROWADZANIA
PRZECIWLOTNICZYCH POCISKÓW KIEROWANIA
NA CEŁ**

(Skrypt wykładu)



~~40379~~

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
w Sztabie Generalnym

40379

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. generała broni Karola Świerczewskiego

PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1949 roku
art. 86 ust. 2
(Dz.U. RP Nr 11, poz. 95)

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA TECHNIKI RAKIETOWEJ OPK

~~SECRET~~ JAWNE

"ZATWIERDZAM"
KOMENDANT
ODDZIAŁU WOJSK OPK i LOTN.

Egz.nr...001

/-/ płk prof. R. WÓJTOWICZ
dnia 7.10.1964 r.

Przeł. pkt 12657
▽



ppłk mgr inż. A. ZOŃ

METODY NA PROWADZANIA PRZECIWLOTNICZYCH POCISKÓW KIEROWANYCH NA CEL

/Skrypt wykładów/



BIBLIOTEKA NAUCZONA ASG WP
Archiwum listów zbiorów Specjalnych

ewid.

~~SECRET~~ 40379

WARSZAWA-REMBERTÓW

s t y c z e ń

1965 rok

S P I S T R E S C I

<u>Część pierwsza od str. 4 do str. 40</u>		Str.
1. Wiadomości wstępne o naprowadzaniu pocisków raketowych na cel		4
1.1. Istota naprowadzania pocisku raketowego na cel		4
1.1.1. Zasadnicze wymagania do metod naprowadzania		6
1.1.2. Kierowanie pociskiem.		6
1.2. Równanie ogólne metody naprowadzania.		10
1.2.1. Równanie ruchu pocisku.		11
2. Etapy lotu pocisku.		12
2.1. Niekierowany lot pocisku.		13
2.2. Etap lotu kierowanego		17
2.2.1. Odcinek wprowadzania pocisku na tor kinematyczny.		17
2.2.2. Odcinek zbliżania się pocisku z celem		17
3. Metoda trzech punktów		18
3.1. Błąd położenia pocisku względem toru teoretycznego /kinematycznego/		22
4. Metody prostowania toru lotu i metody pogoni.		24
4.1. Metody prostowania toru lotu.		24
4.1.1. Metoda stałego współczynnika wyprzedzenia "c"		25
4.1.2. Metoda całkowitego wyprostowania toru lotu pocisku.		26
4.2. Metody pogoni		27
4.2.1. Metoda pogoni prostej		27
4.2.2. Metoda pogoni z wyprzedzeniem		30
4.3. Metoda równoległego zbliżania		31
4.3.1. Uproszczone wyprowadzenie wzorów na kinematyczny tor lotu pocisku przy metodzie równoległego zbliżania.		32
5. Metoda połowicznego prostowania "P/p"		34
5.1. Sygnał wyprzedzenia w płaszczyźnie elewacji		38
5.2. Sygnał wyprzedzenia w płaszczyźnie azymutalnej.		38
6. Metody naprowadzania stosowane w zestawie "SA-75M".		40
<u>Część druga od str. 41 do str. 49</u>		
7. Błędy występujące w naprowadzaniu pocisku na cel.		41
7.1. Przyczyny powstania błędów systematycznych i ich kompensacja		41
7.1.1. Przyczyny powstania błędu kąтового w odległości i sygnał jego kompensacji.		45
7.1.3. Kompensacja ciężaru pocisku		48
7.1.4. Błąd aparatury i ręcznego śledzenia		49

Część trzecia od str. 50 do str. 59

8. Skład sygnałów sterowania oraz ich ograniczenia	50
8.1. System sterowania zestawu SA-75M jako układ automatycznej regulacji	50
8.2. Skład sygnałów sterowania	50
8.2.1. Sygnał błędu $h_{\epsilon} (h_{\beta})$	51
8.2.1.1. Postać sygnału $h_{\epsilon} (h_{\beta})$ przy metodzie trzech punktów . .	51
8.2.1.2. Postać sygnału $h_{\epsilon} (h_{\beta})$ przy metodzie połowicznego prostowania	52
8.3. Ograniczenia wielkości sygnałów $h_{\epsilon} (h_{\beta})$ oraz ich składników	53
8.3.1. Ograniczenie $h_{\epsilon} (h_{\beta})$	53
8.3.2. Ograniczenie składowej wyprzedzenia $h_{r\epsilon} (h_{r\beta})$	54
8.3.3. Sygnały tłumienia wahań pocisku wokół toru idealnego. . .	55
8.4. Wygładzanie całego sygnału sterującego.	57

Część czwarta od str. 60 do str.65

9. Formowanie komend kierowania	60
9.1. Uzgodnienie układów współrzędnych: pomiarowego /stacji/ i wykonawczego /pocisku	60
9.2. Obrót współrzędnych. Wyrażenie na komendy kierowania. . . .	64
10. Zakończenie.	65

CZESC PIERWSZA

1. WIADOMOSCI WSTEPNE O NAPROWADZANIU POCISKOW RAKIETOWYCH NA CEL

1.1. Istota naprowadzania pocisku raketowego

W związku z bardzo szybkim rozwojem środków napadu powietrznego zaszła konieczność wprowadzenia do obrony powietrznej przeciwlotniczych pocisków kierowanych /PPK/.

Efektywność tego rodzaju obrony wielokrotnie przewyższa efektywność klasycznej artylerii przeciwlotniczej, przy spełnieniu warunków, że pociski są właściwie kierowane i są naprowadzane na cel.

W zagadnieniu kierowania pociskami można wstępnie rozróżnić dwie grupy zadań:

- a/ określenie optymalnego /dla danych założeń/ toru lotu, który doprowadziłby pocisk do spotkania z celem;
- b/ wprowadzenie i utrzymanie pocisku na żądanym torze.

Naprowadzanie pocisku polega na takim sterowaniu jego ruchu, aby otrzymać największe prawdopodobieństwo porażenia celu. Istotą sterowania jest dokonywanie w locie takich zmian położenia środka masy pocisku, aby stale znajdował się na żądanym torze lotu, lub wyrażając to ściślej, aby stale zajmował położenie określone przez wybraną metodę naprowadzenia.

Przy strzelaniu klasycznej artylerii przeciwlotniczej pocisk porusza się po ściśle określonym torze zależnym od położenia lufy w momencie strzału.

Przy strzelaniu PPK możliwe jest sterowanie pociskiem w locie, a więc zagadnienie trafienia w cel może być rozwiązane przy różnych torach lotu pocisku. Nie jest to więc zadanie jednoznaczne. Dla jednoznacznego rozwiązania trafienia w cel koniecznym jest nałożenie na ruch pocisku pewnych ograniczeń, które będą określały charakter zbliżania się pocisku do celu. A zatem metodą naprowadzania nazywamy prawo, zgodnie z którym odbywa się ruch pocisku w kierunku celu. Zależnie od charakteru ruchu celu pocisk będzie poruszał się zgodnie z przyjętą metodą naprowadzania tak, aby zapewnić wymagane prawdopodobieństwo skutecznego porażenia celu.

Miejsce geometryczne kolejnych położenia środka ciężkości pocisku w czasie lotu jest torem lotu pocisku. Kształt toru lotu zależy od przyjętej metody naprowadzania i od ruchu celu. Rozróżnia się dwa pojęcia dotyczące toru: tor idealny i tor rzeczywisty.

Z kolei tor idealny /teoretyczny/ można zdefiniować również dla dwóch przypadków:

a/ tor kinematyczny - przy tym rozpatrywaniu uważa się wszystkie elementy układu, to znaczy cel, pocisk, punkt sterowania jako punkty geometryczne położone w środku masy obiektu.

Tor kinematyczny jest to tor lotu środka masy pocisku przy idealnym działaniu układu sterowania i przy braku zakłóceń przypadkowych.

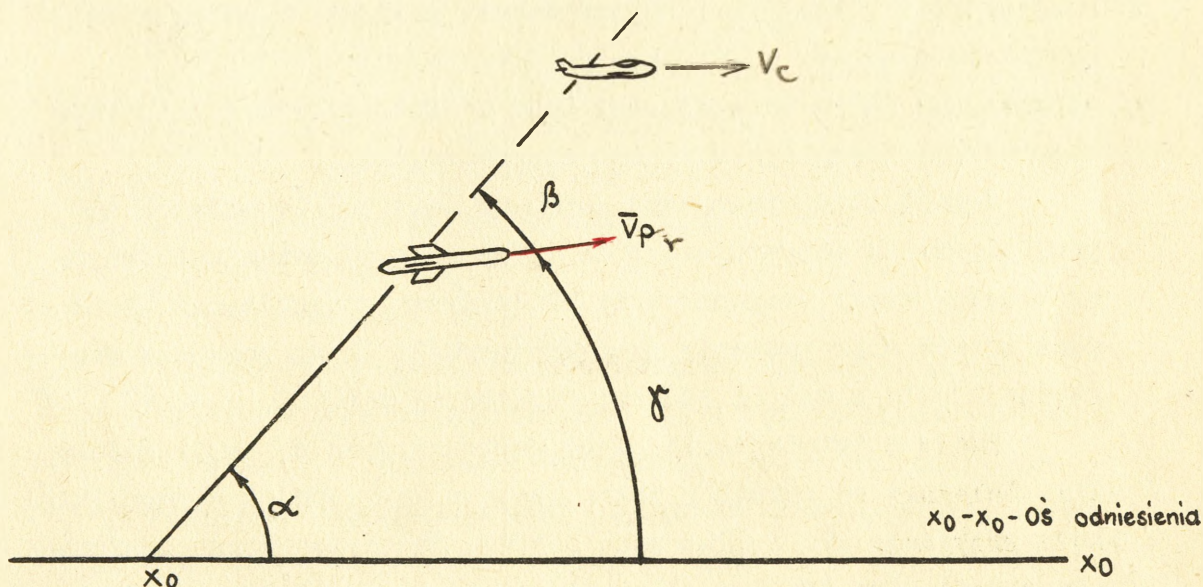
b/ Tor idealny dynamiczny /teoretyczny/ to tor masy pocisku z uwzględnieniem jej bezwładności /tzn. bez założenia, że elementy układu to punkty geometryczne/ przy idealnym działaniu układu sterowania i przy braku zakłóceń przypadkowych.

Tor rzeczywisty różni się od obu poprzednich ze względu na istnienie zakłóceń, błędów aparatury itp.

Istnieje wiele metod naprowadzania, ale można je w zasadzie podzielić na dwie grupy:

- a/ metody dwupunktowe;
- b/ metody trzypunktowe.

Metody dwupunktowe przyjmują za podstawę rozważań dwa punkty odniesienia /pocisk i cel/ i polegają na tym, że w czasie sterowania wektor prędkości pocisku \vec{v}_p powinien się obracać proporcjonalnie do obrotu linii pocisk-cel /rys.1.1/.



Rys.1.1. Szkic metody dwupunktowej.

Do tej grupy należą metody: proporcjonalnego zbliżenia, krzywej pogoni, ze stałym kątem wyprzedzenia itp.

Metody trzypunktowe za podstawę rozważań przyjmują trzy punkty odniesienia: punkt kierowania, pocisk i cel, lub punkt kierowania, pocisk i pewien punkt wyprzedzony. Polegają one na tym, że te trzy rozpatrywane punkty winny znajdować się w procesie kierowania na jednej prostej.

1.1.1. Zasadnicze wymagania do metod naprowadzania

Każda metoda naprowadzania winna spełniać zasadnicze wymagania, takie jak:

- a/ wystarczająco dokładne naprowadzenie pocisku na cel, to jest taką dokładność, przy której błąd w punkcie **spotkania** nie przewyższy założonego;
- b/ możliwie prosty sposób zrealizowania technicznej metody naprowadzania.

Jest to podyktowane nie tylko względami **ekonomicznymi**, ale także niezawodnością zestawu, z jednoczesnym **zapewnieniem** dostatecznej dokładności naprowadzania, łatwej eksploatacji aparatury itp.;

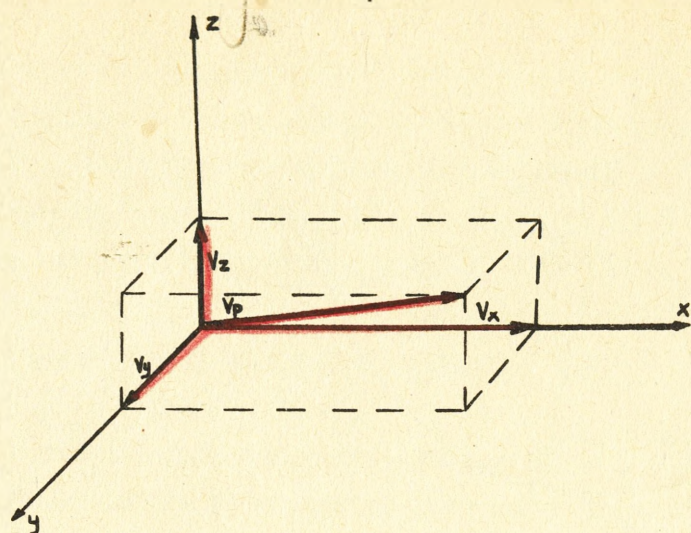
- c/ właściwe i szybkie wprowadzenie pocisku na tor kinematyczny;
- d/ niezależność dokładności naprowadzania pocisku od odległości spotkania z celem;
- e/ najmniejszy wpływ manewrowości celu na lot pocisku i możliwość kompensacji błędu dynamicznego naprowadzania.

Jeżeli błąd dynamiczny naprowadzania będzie zależał od przyspieszenia manewrującego celu, to jest od **zmian współrzędnych celu**, wtedy kompensowanie błędu dynamicznego będzie trudne, gdyż stacja naprowadzania pocisków określa drugą pochodną współrzędnych celu z dużymi błędami fluktuacyjnymi.

Każda z istniejących metod naprowadzania ma swoje zalety i wady. Zależnie od warunków jakie zostały narzucone systemowi kierowania przyjmuje się tę lub inną metodę. Przyjęta metoda naprowadzania określa tor idealny /kinematyczny/ lotu pocisku, a zadaniem systemu kierowania jest zapewnienie pokrycia się toru rzeczywistego z teoretycznym, co realizuje się poprzez kierowanie pociskiem.

1.1.2. Kierowanie pociskiem

Kierować pociskiem - znaczy **zmieniać** położenie jego wektora prędkości V_p /rys. 1.2./.



Rys.1.2. Układ współrzędnych kierowania pociskiem.

W najogólniejszym przypadku można by zmieniać wszystkie trzy składowe tego wektora, to znaczy V_x, V_y, V_z /kierowanie względem każdej osi/. Takie kierowanie byłoby jednak bardzo skomplikowane. Najczęściej stosuje się kierowanie w płaszczyznach poprzecznych do toru lotu, to jest wokół osi y i z

Ruch pocisku w powietrzu dokonuje się w wyniku działania siły wypadkowej:

$$\vec{F} = \vec{P} + \vec{R} + \vec{G} \quad /1.1/$$

gdzie: \vec{F} - siła wypadkowa

\vec{R} - wypadkowa siła aerodynamiczna

\vec{G} - siła ciężkości

$$\vec{R} = \vec{R}_x + \vec{R}_y + \vec{R}_z \quad /1.2/$$

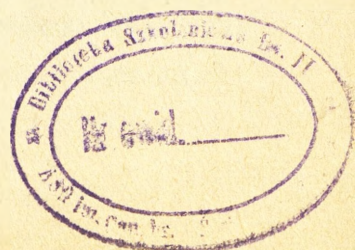
gdzie \vec{R}_x - siła czokowego oporu powietrza

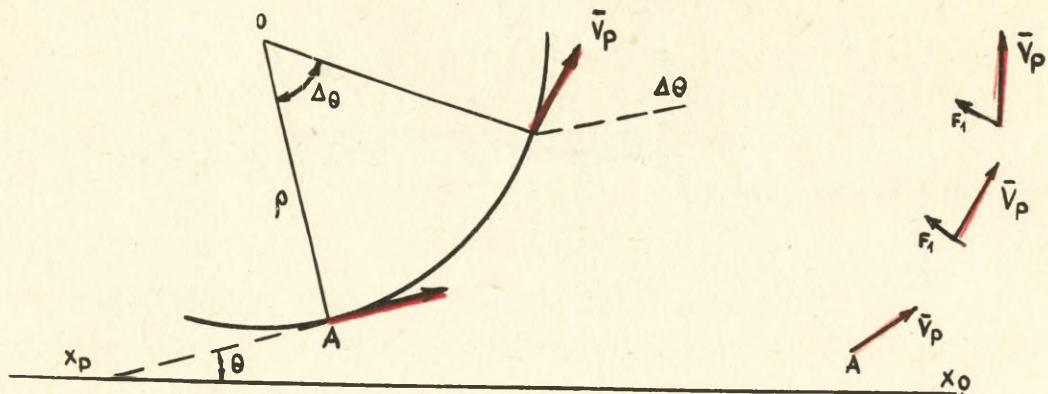
\vec{R}_y - siła boczna

\vec{R}_z - siła nośna.

Kierowanie lotem można dokonywać wpływając na siłę ciągu \vec{P} albo na siłę aerodynamiczną \vec{R} lub też na obydwie. Będziemy mieli wówczas do czynienia odpowiednio ze sterowaniem gazem \vec{P} /albo powietrzem \vec{R} /. Najczęściej przeciwlotnicze pociski kierowane mają stery powietrzne.

Lot pocisku można scharakteryzować przy pomocy położenia jego wektora prędkości \vec{V}_p . Zmiany kierunku lotu następują przy zmianach położenia tego wektora /rys.1.3/.





Figs 1.3. Zmiana kierunku wektora \bar{V}_p .

Aby wektor prędkości \bar{V}_p obrócić się w żądanym kierunku należy przyłożyć w miejscu odpowiadającym środkowi masy pocisku siłę \bar{F}_1 , prostopadłą do wektora prędkości \bar{V}_p i skierowaną w żądanym kierunku. Zależność między siłą sterującą \bar{F}_1 , a szybkością obrotu wektora \bar{V}_p można ustalić następująco:

Jak wiadomo /ze wstępnych wykładów/ przyspieszenie normalne określa wzór:

$$\bar{W}_n = \frac{v_p^2}{\rho} \quad /1.3/$$

gdzie: ρ - promień krzywizny.

Wzór na siłę kierującą wyraża się:

$$\bar{F}_1 = m \cdot \bar{W}_n = \frac{m \cdot v_p^2}{\rho} \quad /1.4/$$

Z rys.1.3. określamy:

$$\widehat{AB} = \Delta s \quad /1.5/$$

$$\Delta s = \rho \Delta \theta \quad /1.6/$$

$$\rho = \frac{\Delta s}{\Delta \theta} \cdot \frac{\Delta t}{\Delta t} = \frac{\Delta s}{\Delta t} \cdot \frac{\Delta t}{\Delta \theta} = \bar{V}_p \cdot \frac{1}{\dot{\theta}} = \frac{v_p}{\dot{\theta}} \quad /1.7/$$

wstawiając wartość /1.7/ do /1.4/ otrzymamy:

$$\bar{F}_1 = \frac{m \bar{V}_p^2 \cdot \dot{\theta}}{\bar{V}_p} = m \bar{V}_p \dot{\theta} \quad /1.8/$$

Stąd

$$\dot{\theta} = \frac{\bar{F}_1}{m \bar{V}_p} \quad \text{lub} \quad \dot{\theta} = \frac{\bar{W}_n}{\bar{V}_p} \quad /1.9/$$

Szybkość obrotu wektora \bar{V}_p , to znaczy $\dot{\theta}$ stanowi o manewrowości pocisku.

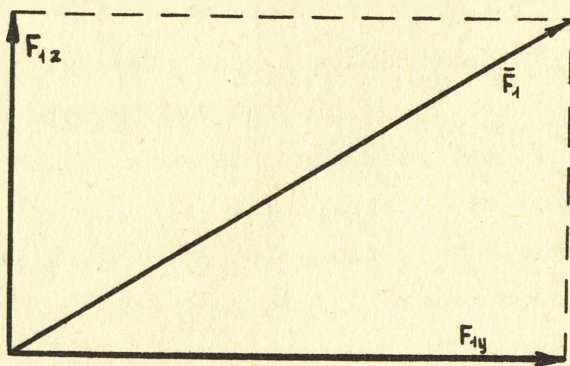
Wymaganie dużej manewrowości pocisku przy dużych prędkościach \bar{V}_p pociąga za sobą konieczność zastosowania dużych sił kierujących \bar{F}_1 , albo inaczej dużych przyśpieszeń poprzecznych W_y , a to wymaga zastosowania dużych sił aerodynamicznych, mocniejszego korpusu, a zatem pocisku cięższego, o większej mocy silnika.

Siła kierująca \bar{F}_1 powstaje w wyniku zmian kierunku siły wypadkowej \bar{F} działającej na pocisk w locie

$$\bar{F} = \bar{P} + \bar{R} + \bar{G}$$

Można przyjąć z pewnym przybliżeniem, że siły \bar{P} i \bar{G} są mniej więcej stałe. Zatem zmianę \bar{F} otrzymamy poprzez zmianę siły aerodynamicznej \bar{R} . Składowe poprzeczne siły aerodynamicznej R_y i R_z decydują o wielkości i kierunku siły sterującej F_1 .

Te składowe siły kierującej powstają w wyniku działania sterów, które wychylają się odpowiednio pod wpływem odpracowania sygnałów komend przesyłanych na pocisk drogą radiową. Dla przesłania każdej ze składowych istnieje odrębny kanał, mamy więc w układzie dwa niezależne kanały, dla przesłania informacji dla sterów wysokości $/F_{1y}/$ oraz dla sterów kierunkowych $/F_{1z}/$.



Rys. 1.4. Składowe siły \bar{F}_1 .

Wypracowanie odpowiednich komend kierowania odbywa się na podstawie danych bieżących o współrzędnych celu i pocisku otrzymanych ze stacji radiolokacyjnej.

W radiolokacji wygodniej jest operować nie współrzędnymi prostokątnymi x, y, z , lecz współrzędnymi kulistymi: odległością ζ i współrzędnymi kątowymi ϵ i β .

Kąt elewacji ϵ - liczony jest w płaszczyźnie pionowej od płaszczyzny poziomej do góry. Kąt azymutu β - liczony jest w płaszczyźnie poziomej od kierunku płu w prawo.

W tych to płaszczyznach dokonuje się pomiarów. Kierowanie odbywa się w płaszczyźnie elewacji ϵ oraz w skośnej płaszczyźnie azymutalnej β , nachylonej do poziomu pod kątem ϵ . W tych płaszczyznach kształtują się sygnały kierowania i stąd wywodzą się nazwy kanałów ϵ i β służących do określania współrzędnych i przekazywania sygnałów kierowania.

1.2. Równanie ogólne metody naprowadzania

Metody naprowadzania mogą być opisane matematycznie albo poprzez współrzędne celu i pocisku dane dla każdego momentu procesu kierowania.

Najczęściej równania różnych metod naprowadzania zapisywane są w postaci wzajemnej zależności współrzędnych.

Jeżeli współrzędne punktów toru kinematycznego oznaczymy przez $\tau_k, \epsilon_k, \beta_k$, to mogą być one wyrażone jako funkcje współrzędnych celu i pocisku:

a/ $\tau_k(t) = \tau_p(t)$

b/ $\epsilon_k(t) = f_1(\tau_c, \epsilon_c, \beta_c, \tau_p, \dot{\tau}_c, \dot{\epsilon}_c, \dot{\beta}_c, \ddot{\tau}_c, \ddot{\epsilon}_c, \ddot{\beta}_c, \dots)$ /1.10/

c/ $\beta_k(t) = f_2(\tau_c, \epsilon_c, \beta_c, \tau_p, \dot{\tau}_c, \dot{\epsilon}_c, \dot{\beta}_c, \ddot{\tau}_c, \ddot{\epsilon}_c, \ddot{\beta}_c, \dots)$

Jeżeli przy naprowadzaniu nie prowadzi się sterowania prędkością lotu pocisku V_p , a kieruje się jedynie w płaszczyznach poprzecznych do osi podłużnej, to można uważać, że równanie /1.10.a/ jest stale spełnione.

W tym przypadku w procesie naprowadzania należy jedynie zapewnić równość współrzędnych kątowych pocisku i współrzędnych punktów toru lotu:

a/ $\epsilon_p(t) = \epsilon_k(t)$ /1.11/

b/ $\beta_p(t) = \beta_k(t)$

Postać funkcji f_1 i f_2 może być dowolna, jedynym warunkiem jaki powinny spełniać funkcje jest:

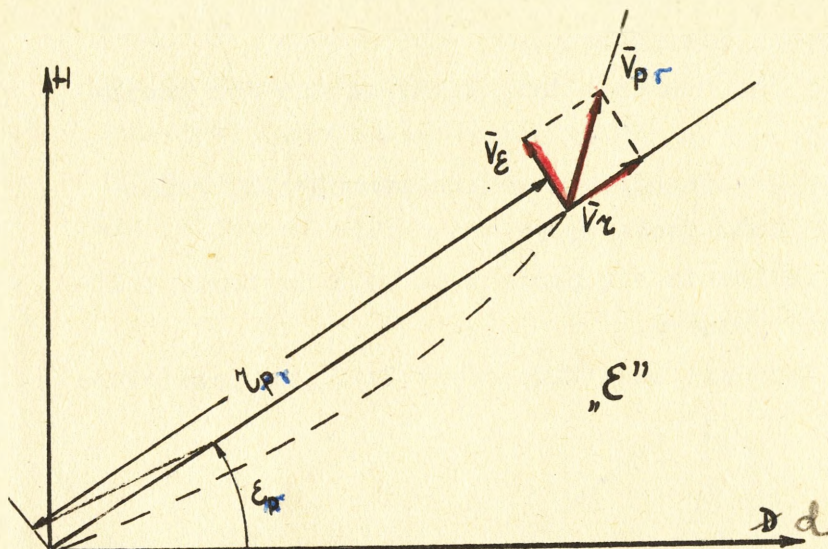
$$\begin{aligned} \epsilon_k / \tau_c = \tau_p = \epsilon_c \\ \beta_k / \tau_c = \tau_p = \beta_c \end{aligned} \quad /1.12/$$

Ilość funkcji spełniających warunek /1.12/ jest nieskończenie wielka, a więc teoretycznie ilość metod naprowadzania również może być nieograniczona. Ilość metod naprowadzania stosowanych w praktyce ogranicza się do kilku, ponieważ prócz

spełnienia warunku /1.12/ narzuca się poszczególnym metodami całki szeregu innych warunków.

1.2.1. Równanie ruchu pocisku

Wspomniano już poprzednio, że lot pocisku można scharakteryzować przy pomocy położenia jego wektora prędkości w przestrzeni. Rozpatrzmy to dla uproszczenia w jednej płaszczyźnie, na przykład w płaszczyźnie elewacji \mathcal{E} /rys.1.5/.



Rys.1.5. Rozkład wektorów prędkości w płaszczyźnie \mathcal{E} .

Zależności między wielkością wektora \bar{v}_p i jego składowymi są następujące:

$$v_p^2 = v_r^2 + v_E^2 \quad /1.13/$$

$$\dot{v}_p = v_r \quad /1.14/$$

$$\dot{v} = \dot{\epsilon}_p \cdot v_p \quad /1.15/$$

Po wstawieniu /1.14/ i /1.15/ do /1.13/ otrzymamy:

$$v_p^2 = \dot{v}_p^2 + \dot{\epsilon}_p^2 \cdot v_p^2$$

$$\dot{v}_p^2 = v_p^2 - \dot{\epsilon}_p^2 \cdot v_p^2$$

$$\dot{\epsilon}_p = \sqrt{v_p^2 - \dot{v}_p^2} \quad /1.16/$$

To ogólne równanie ruchu pocisku w płaszczyźnie elewacji ma dwie niewiadome: \dot{v}_p i $\dot{\epsilon}_p$, przy czym założą one od parametrów ruchu celu. Rozwiązanie jednoznaczne można otrzymać jedynie wówczas, gdy narzucimy warunek na charakter zmian bądź \dot{v}_p bądź $\dot{\epsilon}_p$ w trakcie naprowadzania, wiążąc je jednoznacznie z parametrami celu.

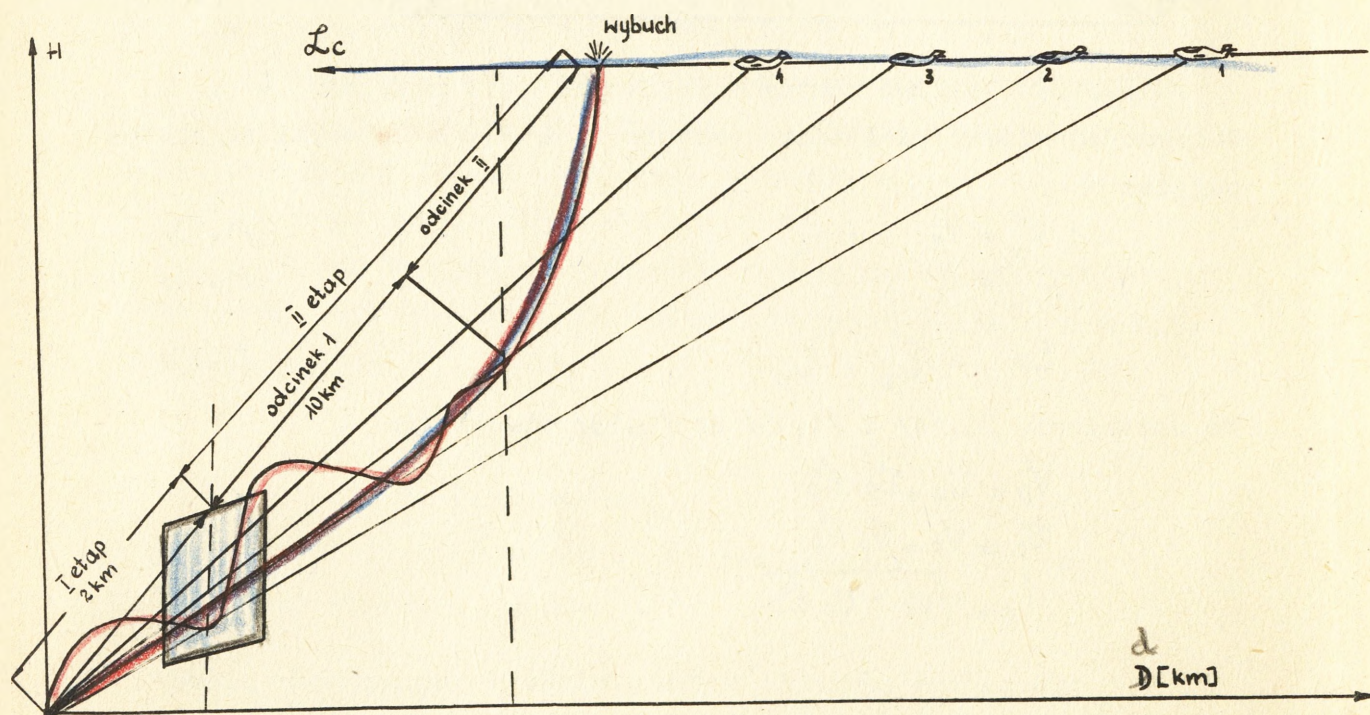
W zależności od przyjęcia takich lub innych warunków otrzymuje się różne metody naprowadzania. Każda ma swoje zalety i wady, a wybór jednej z nich zależy od wymagań taktyczno-technicznych postawionych przed konstruktorami danego systemu kierowania.

2. ETAPY LOTU POCISKU

Lot pocisku z miejsca startu do celu można rozbić na dwa etapy:

- a/ I etap - niekierowany lot pocisku;
- b/ II etap - kierowany lot pocisku; ten dzieli się na dwa odcinki:
 - odcinek 1 - wprowadzenie pocisku na teoretyczny /kinematyczny/ tor lotu pocisku;
 - odcinek 2 - zbliżanie się pocisku do osi po torze zbliżonym do teoretycznego.

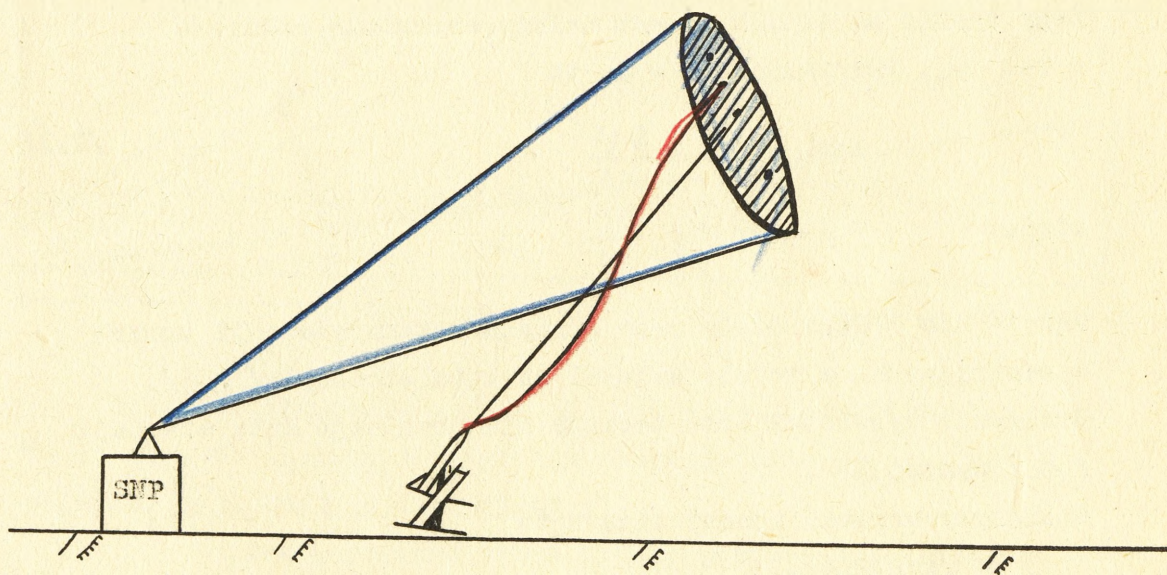
Tak więc w zasadzie mamy trzy etapy lotu, co przedstawiono na rysunku 2.1.



Rys. 2.1. Etapy lotu pocisku.

2.1. Niekierowany lot pocisku

Bezpośrednio po starcie pocisk posiada małą prędkość, dlatego kierowanie nim jest utrudnione. Oprócz tego na tym odcinku pocisk leci z silnikiem startowym; przy odpadnięciu silnika startowego posiada on określone wahania /zmiana środka ciężkości/. Dlatego w I etapie pocisk nie jest kierowany, do przechwycenia sygnału odzewowego brankami śledzącymi kanału kierowania /rys.2.2/. Dlatego, żeby kierować lotem aż do bramek wyczekujących /uzgodnienie lotu z położeniem tych bramek/, koniecznym jest wziąć pod uwagę: przemieszczanie się bramek wyczekujących w kącie za ten czas, wpływ na lot pocisku siły ciężkości /G/ i przemieszczanie środka ciężkości, spowodowane wypalaniem się paliwa w silniku startowym, a zatem i jego oddzielenie.



Rys.2.2. Szkic przechwycenia pocisku.

Wyrzutnia ma wielkości kątowe w zależności od:

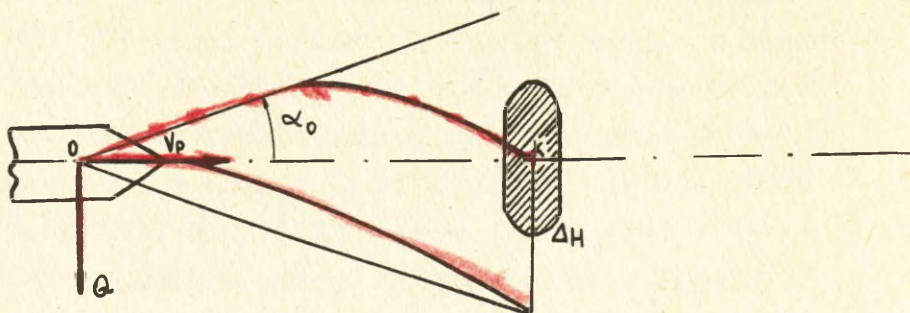
$$\gamma_{\beta} \sim \beta \text{ /proporcjonalne/}$$

$$\gamma_{\epsilon} \sim \epsilon \text{ /proporcjonalne/}$$

/2.1/

Te wielkości proporcjonalne do prędkości obrotu anten w odpowiednich płaszczyznach sumuje się z bieżącymi położeniami kąta azymutu i elewacji. Dlatego pocisk leci w kierunku wyprzedzonego położenia bramek wyczekujących.

Rozpatrzmy jaki na lot pocisku ma wpływ siła ciężkości. Przypadek prosty - lot odbywa się poziomo - rys.2.3.



Rys.2.3. Poziomy lot pocisku - etap niekierowany.
Pocisk nie poleci poziomo, a po krzywej, znaczy obniży się o wartość ΔH .

$$\Delta H = \frac{g t^2}{2} \quad /2.2/$$

gdzie: $g = 9,81 \text{ m/sek}$ - przyspieszenie ziemskie
 t - czas lotu pocisku.

Żeby trafić na środek bramek należy wyrzutnie podnieść o kąt α_0 . Przyjmując $OK = d$, to

$$\text{tg} \alpha_0 = \frac{\Delta H}{d} = \frac{g t^2}{2d} \quad /2.3/$$

stąd: $\alpha_0 = \text{arc} \cdot \text{tg} \frac{g t^2}{2d}$

Kąt α nie będzie stały przy różnych kątach elewacji bramek wyczekujących, a będzie zależał od kąta elewacji / ϵ_c /.

Obniżenie wysokości lotu pocisku dla dowolnego kąta elewacji / ϵ_c / wynosi ΔH .

Obliczymy wartość rzeczywistą kąta α /rys.2.4/.

$$\text{tg} \alpha = \frac{h}{d} \quad /2.4./$$

$$h = \Delta H \cos \epsilon_c \quad /2.5/$$

$$\begin{aligned} \text{to } \text{tg} \alpha &= \frac{\Delta H \cos \epsilon_c}{d} = \frac{g t^2}{2d} \cos \epsilon_c = \\ &= \text{tg} \alpha_0 \cdot \cos \epsilon_c \quad /2.6/ \end{aligned}$$

Jeżeli $\alpha_0 < 10^\circ$ to można przyjąć

$$\operatorname{tg} \alpha_0 \approx \alpha_0$$

/2.7/

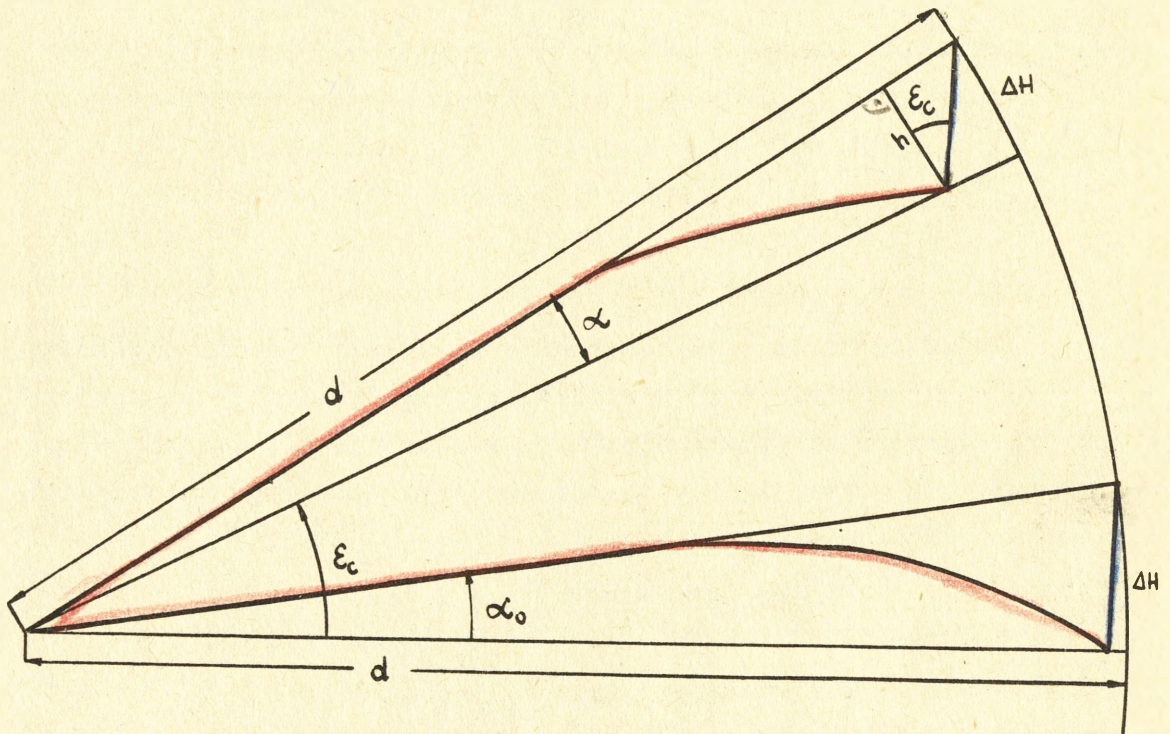
wtedy

$$\alpha = \alpha_0 \cdot \cos \xi_c$$

/2.8/

wiadomo, że

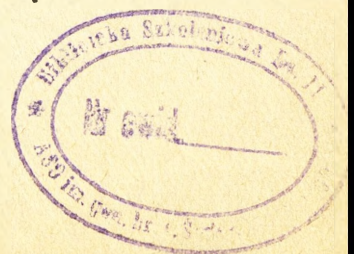
$$0 \leq \cos \xi_c \leq 1$$

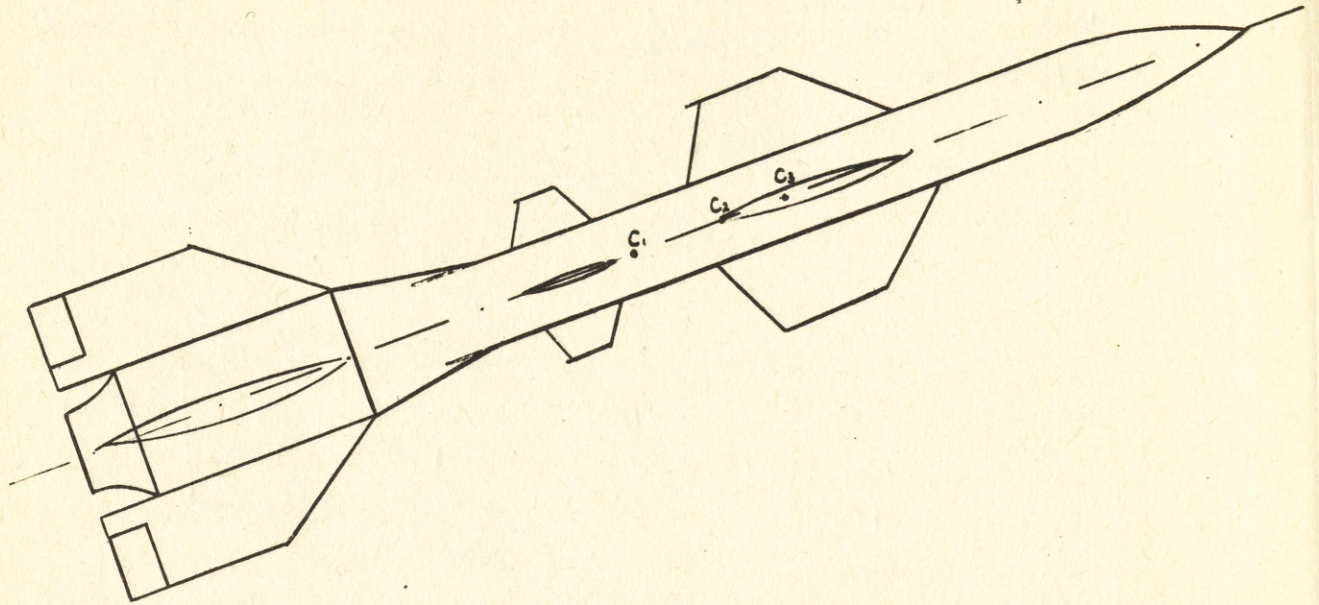


Rys.2.4. Lot pocisku przy $\xi_c \neq 0$ - etap niekierowany. To znaczy, że im większy jest kąt elewacji celu / ξ_c /, tym mniejszy jest $\cos \xi_c$, a mniejszy α .

Opadanie pocisku tłumaczy się jeszcze zjawiskiem przesuwania środka ciężkości podczas lotu. W momencie startu, kiedy proch zaczął się palić w silniku startowym, środek ciężkości był w C_1 /rys.2.5/, po wypaleniu się paliwa jest w C_2 i w momencie odpadnięcia silnika startowego przesunął się do C_3 , wtedy pocisk przegina się do ziemi. Przesuwanie środka ciężkości pocisku do przedniej części powoduje obniżenie toru lotu pocisku.

Przemieszczenie się środka ciężkości zależy również od kąta elewacji pocisku. Największe przemieszczenie będzie przy małych kątach ξ .





Rys.2.5. Szkic przemieszczenia na pocisku środka ciężkości.

Obniżenie toru w rezultacie działania siły ciężkości i przemieszczenia środka ciężkości rozpatruje się łącznie przy pomocy kąta wstrzeliwania γ . Kąt elevacji wyrzutni w stanie statycznym określa się zależnością

$$\epsilon_w = \epsilon_{ant} / \cos \gamma \quad /2.9/$$

gdzie: γ - obejmuje obydwie zjawiska podane wyżej.

$$\gamma = \gamma_0 + \epsilon_{ant} / Q_2 \quad /2.10/$$

gdzie: γ_0 - odpowiada kątowi wstrzeliwania przy zerowym położeniu anteny.

Wartość kąta wstrzeliwania γ_0 zależy od typu pocisku. W zestawie SA-75 wynosi:

dla pocisku W-750 $\gamma_0 = 15^\circ$,

dla pocisku W-750W $\gamma_0 = 17^\circ$.

Kąt elevacji wyrzutni w czasie ruchu określa się z zależności:

$$\epsilon_w = \epsilon_{ant} + \psi_\epsilon + \gamma \quad /2.11/$$

$$\psi_\epsilon = \dot{\epsilon}_c \cdot t_{lp} \quad /2.12/$$

Azymut

$$\beta_w = \beta_{ant} + \psi_\beta \quad /2.13/$$

$$\psi_\beta = \beta_c \cdot t_{lp} \quad /2.14/$$

0,2 - współczynnik empiryczny; t_{lp} - czas lotu pocisku.

~~$$\epsilon_0 = \epsilon_c + (\gamma_0 - \epsilon_{ant}) / 0,2$$~~

~~$$\epsilon_0 = 0 + (16 - 0) / 0,2$$~~

~~$$\epsilon_0 = 0,4 \cdot 16 = 6,4$$~~

$$\epsilon_0 = \epsilon_c + \gamma_0 - 0,2 \epsilon_c$$

$$0 = 0 + \gamma_0$$

$$\gamma = \gamma_0 - 0,2 \epsilon_c$$

0,2
16
3,2

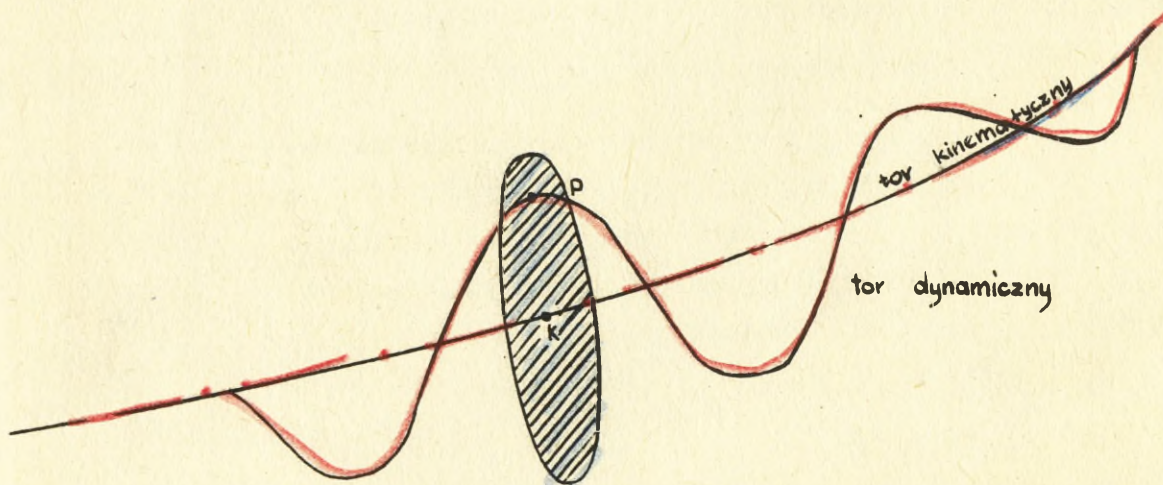
2.2. Etap lotu kierowanego

2.2.1. Odcinek wprowadzania pocisku na tor kinematyczny

W momencie przechwycenia pocisku przez branki wyczekujące, nie jest on jeszcze na torze kinematycznym. Dlatego po przechwyceniu rozpoczyna się proces przejściowy wprowadzania pocisku na tor teoretyczny przy pomocy komend kierowania. Ze względu na bezwładność pocisku, tor dynamiczny rzeczywisty ma charakter wahadłowy przez około 15 sek, co odpowiada odległości 10 km.

Czas na wprowadzenie pocisku na tor kinematyczny wynosi $T_c = 7 + 15 = 22$ sek, co odpowiada około 12 km / 7 sek. lot od startu do przechwycenia przez branki wyczekujące/.

Wprowadzenie pocisku uważa się za zadowalające, kiedy maksymalne odchylenie pocisku od toru kinematycznego nie przekroczy 40 m /rys.2.6/, a wektor prędkości śledzi za torem kinematycznym.



Rys.2.6. Szkic wprowadzania pocisku na tor kinematyczny.

2.2.2. Odcinek zbliżania się pocisku z celem

Aby pocisk spotkał się z celem koniecznym jest w procesie naprowadzania zgrzać środek ciężkości pocisku z celem. Dlatego położenie środka ciężkości pocisku w czasie lotu powinno odpowiadać pewnemu warunkowi.

- Warunek ten powinien wykluczyć dowolność lotu pocisku i ustawić pocisk w kierunku leżącego celu.

Można go sformułować następująco: w procesie naprowadzania rozbieżność $\Delta \gamma$ powinna ciągle zmniejszać się aż do spotkania.

$$\begin{aligned} \Delta \gamma &\rightarrow 0 & \text{gdz} & \Delta \epsilon \longrightarrow 0 \\ \Delta \gamma &= \gamma_c - \gamma_p & & \Delta \beta \longrightarrow 0 \end{aligned} \quad /2.10/$$

Zachowując warunek /2.10/, pocisk może zbliżać się do celu po różnych torach, ale nie wszystkie są dla nas najwygodniejsze.

Żeby wybrać najlepszy tor należy narzucić określone warunki. Dlatego żeby zbliżanie zachodziło po jednym z torów należy postawić warunek określający prawo zmiany współrzędnych pocisku w zależności od współrzędnych i parametrów ruchu celu.

Na tym odcinku rzeczywisty tor lotu pocisku powinien pokrywać się w pewnym przybliżeniu z torem kinematycznym. Przy końcu tego etapu następuje wydanie komendy K-3 - uzbrojenie radiozapalnika. Następuje to wówczas, gdy pocisk znajduje się w odległości około 400 metrów od celu.

3. METODA TRZECH PUNKTÓW "T/p"

W metodzie tej jako warunek określający jednoznacznie tor lotu pocisku przyjęto, że w ciągu całego okresu lotu pocisku do celu trzy interesujące nas punkty, to znaczy: cel-pocisk-stacja naprowadzania znajduje się na jednej prostej /rys.3.3/. Oznacza to, że:

$$\begin{aligned} \epsilon_k / t / &= \epsilon_c / t / & \text{a/} \\ \beta_k / t / &= \beta_c / t / & \text{b/} \\ \gamma_k / t / &= \gamma_p / t / \end{aligned} \quad /3.1/$$

Równość /3.1.c/ przy braku sterowania prędkością jest zawsze spełniona. Można zatem równania toru teoretycznego dla metody trzech punktów zapisać:

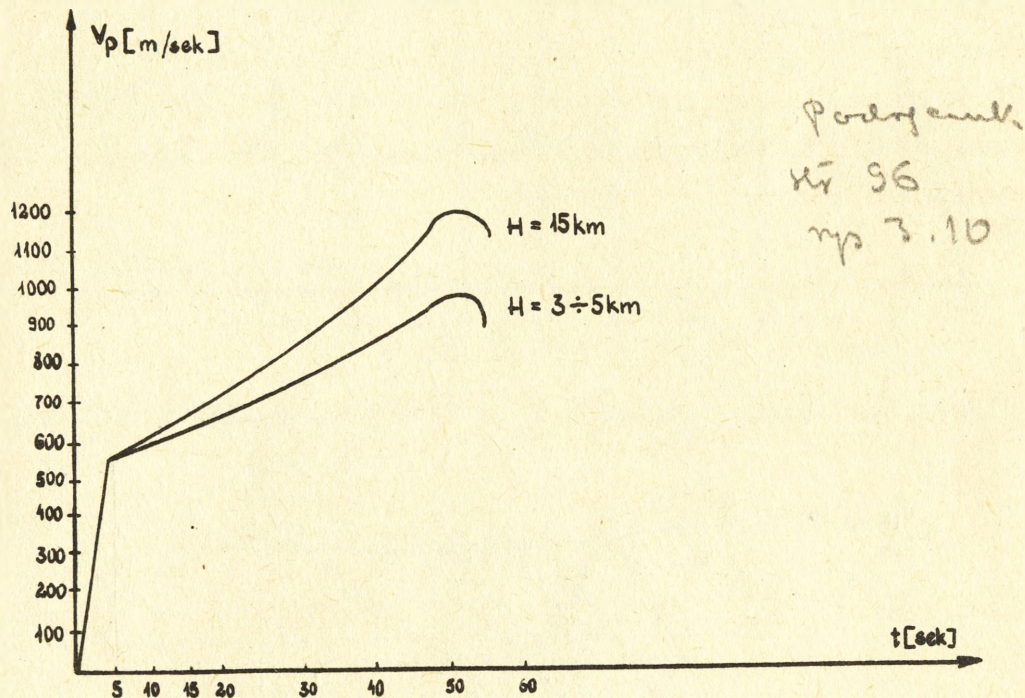
$$\begin{aligned} \epsilon_k &= \epsilon_c & /3.2/ \\ \beta_k &= \beta_c \end{aligned}$$

Ponieważ w procesie naprowadzania pocisk powinien stale znajdować się na torze teoretycznym /kinematycznym/, więc równania /3.2/ można przedstawić:

$$\epsilon_p = \epsilon_c \quad \beta_p = \beta_c \quad /3.3/$$

Należy więc spełnić jedynie warunki kątowe, aby zapewnić lot pocisku po właściwym torze. Niepotrzebna jest informacja o odległości celu. Graficzne sporządzanie kinematycznego toru lotu należy wykonać następująco: należy znać:

- sposób ruchu celu;
- prędkość pocisku jako funkcję czasu $V_p = f / t /$, którą dla pocisku typu W-750 podano na rys.3.1.
- ξ_c - w momencie startu.



Rys.3.1. Wykres przebiegu $V_p = f / t /$.

Dla przykładu $V_p = f / t /$ przy pewnej wysokości na rys.3.2.

Z wykresu 3.1. widać, że zmiana prędkości pocisku na torze zależy w szczególności od wysokości lotu ostrzeliwanego celu.

I momencie startu pocisku, cel znajduje się w punkcie C_0 /rys.3.3/, a następnie w punktach: C_1, C_2, C_3 itd. w czasie: t_1, t_2, t_3 itd.

W celu znalezienia położenia pocisku w momencie t_1 /punkt C_1 /, z punktu "0" promieniem

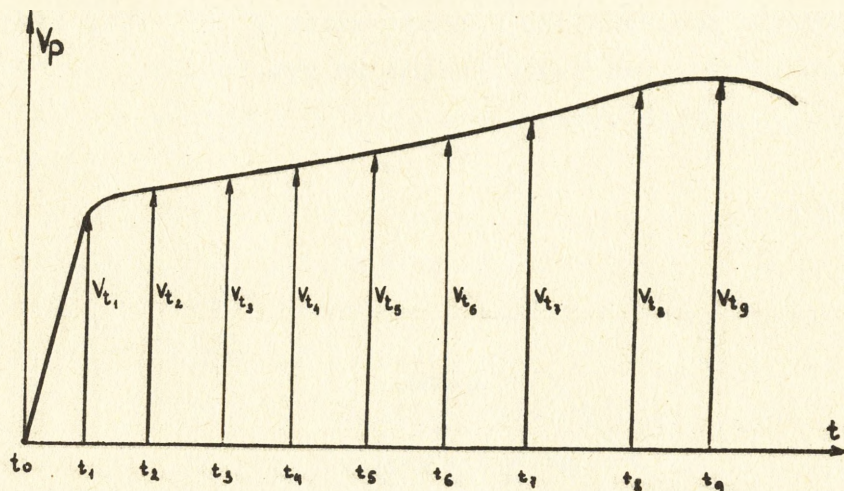
$$\frac{V \cdot t_1}{2} \cdot t_1$$

zrobimy przecięcie na prostej OC_1 . W momencie t_2 - przecięcie

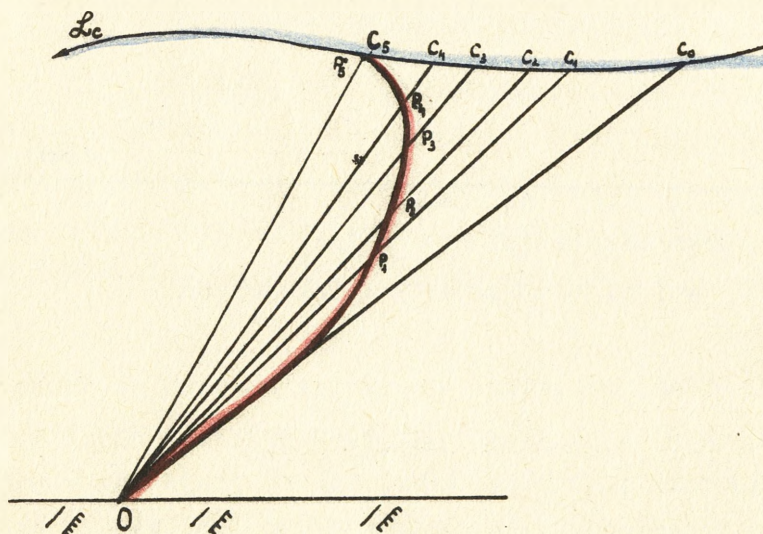
z punktu P_1 promieniem

$$\frac{V_{t1} + V_{t2}}{2} \cdot /t_2 - t_1/$$

na prostej OC_2 itd. W ten sposób otrzymaliśmy tor kinematyczny lotu pocisku przy metodzie trzech punktów.



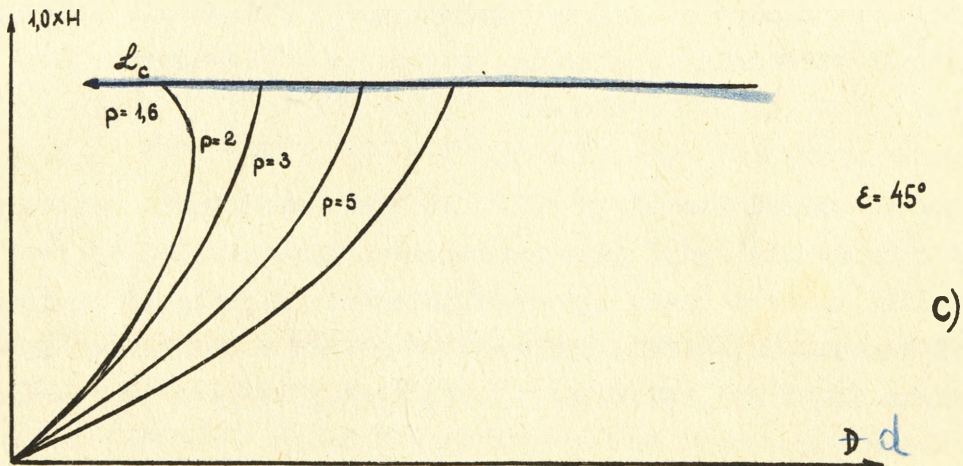
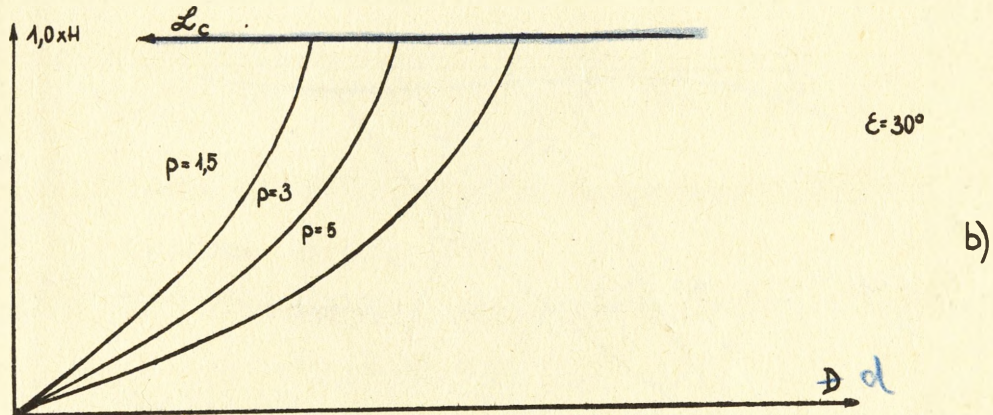
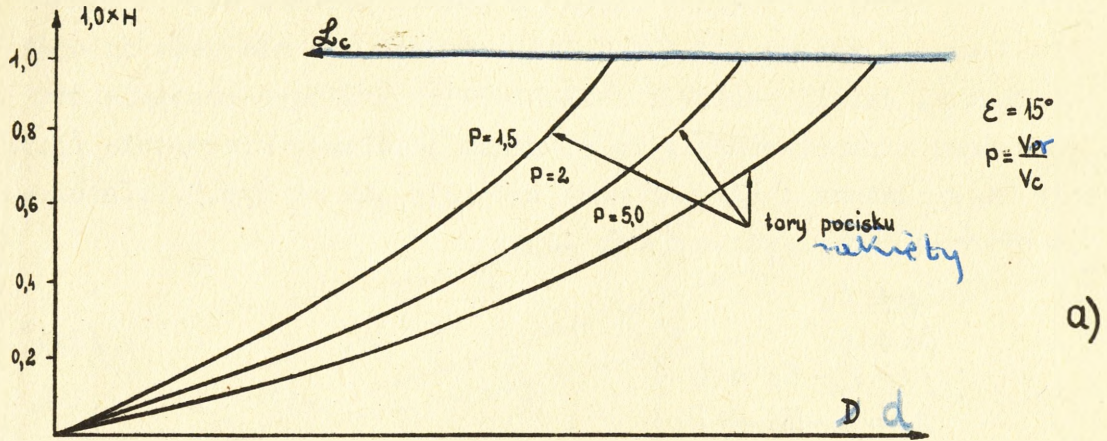
Rys.3.2. Wykres przebiegu $V_p = f/t/$ przy pewnej wysokości.



Rys.3.3. Tor teoretyczny pocisku przy metodzie trzech punktów.

Po wykreśleniu krzywych toru teoretycznego przy różnych prędkościach pocisku i celu można zaobserwować, że krzywizna toru lotu pocisku przy danej metodzie naprowadzania zależy od wielkości stosunku prędkości $p = \frac{V_p}{V_c}$. Im wartość p jest mniejsza, tym większa krzywizna toru teoretycznego, przy stałym kącie,

przy którym dokonano startu pocisku ϵ_w . Przykłady podano na rys. 3.4. a, b, c, gdzie zastosowano różne wartości ϵ_w .

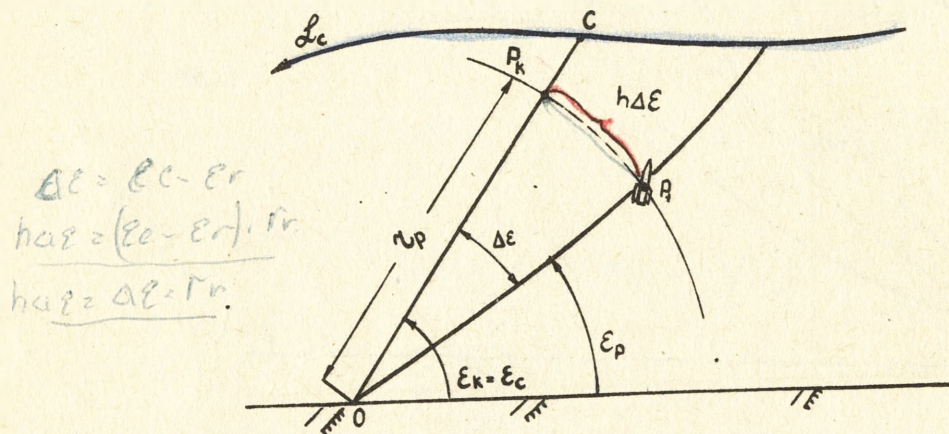


Rys. 3.4. Tory teoretyczne pocisków przy parametrycznej zmianie p i ϵ_w .

3.1. Błąd położenia pocisku względem toru teoretycznego
/kinematycznego/

Przy kierowaniu idealnym pocisk porusza się po żądanym torze. W rzeczywistości jednak warunek ten nie jest na ogół spełniony. Jeżeli pocisk z jakichkolwiek przyczyn znajduje się obok toru kinematycznego, to równania idealnego kierowania /3.3/ nie są spełnione i wówczas mamy sytuację jak na rys.3.5. Istnieje wówczas odchylenie katowe, gdyż:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_p &\neq \varepsilon_c \\ \beta_p &\neq \beta_c \\ \Delta\varepsilon &= \varepsilon_c - \varepsilon_p \neq 0 \\ \Delta\beta &= \beta_c - \beta_p \neq 0 \end{aligned} \right\} /3.4/$$



Rys.3.5. Błąd położenia pocisku.

Odchylenie to jest błędem katowym położenia pocisku, który może służyć do wypracowania sygnału sterowania powodującego zlikwidowanie tego błędu, to znaczy doprowadzenie do:

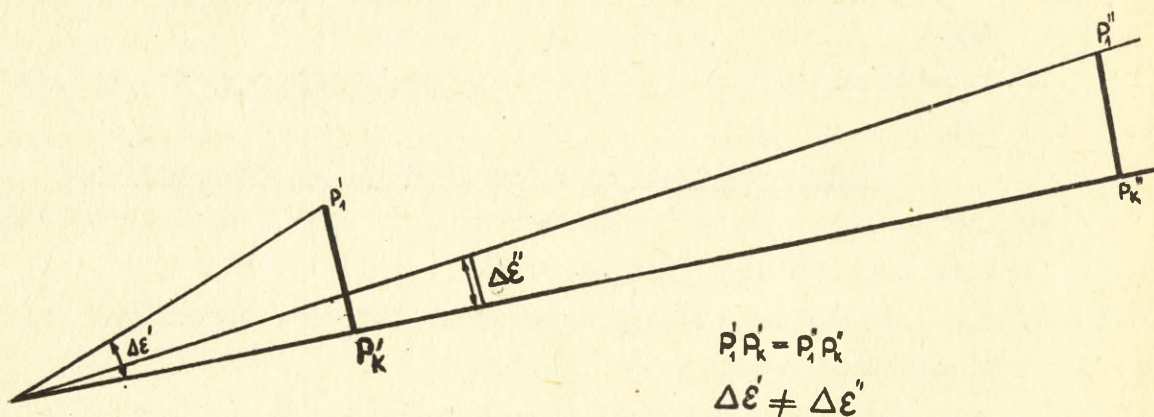
$$\Delta\varepsilon = 0$$

$$\Delta\beta = 0.$$

Jednakże określenie błędu położenia jako odchylenia katowego nie stosuje się, gdyż jest niedogodne. Znacznie lepiej jest określić zamiast błędu katowego położenia odchylenie liniowe pocisku od toru, gdyż w tym przypadku wraz z oddaleniem się pocisku od stacji nie popeknia się błędu, tak jak przy pomiarze katowym.

Z tego powodu wszystkie sygnały kierowania oblicza się jako wielkości liniowe, a nie katowe.

To odchylenie liniowe pocisku od kierunku na cel można wyrazić następująco /rys.3.6/:



Rys.3.6. Szkic błędu liniowego.

$$\widehat{P_k P_1} = \Delta \varepsilon \cdot r_p$$

$$\overline{P_k P_1} < \widehat{P_k P_1}, \text{ ale ponieważ } \widehat{P_k P_1} \ll r_p$$

to można przyjąć, że $\overline{P_k P_1} = \widehat{P_k P_1}$,

więc błąd liniowy w płaszczyźnie elewacji wynosi:

$$h \Delta \varepsilon = \Delta \varepsilon \cdot r_p = (\varepsilon_c - \varepsilon_p) \cdot r_p \quad /3.5/$$

Analogicznie będzie w drugiej płaszczyźnie sterowania:

$$h \Delta \beta = \Delta \beta \cdot r_p = (\beta_c - \beta_p) \cdot r_p \quad /3.6/$$

Ogólne równanie ruchu pocisku /w jednej płaszczyźnie/ określa równanie /1.16/, które dla metody trzech punktów przyjmuje postać:

$$\ddot{r}_p = \sqrt{V_p^2 - \dot{r}_p^2} \dot{\varepsilon}_p^2 \quad /3.7/$$

Mając graficznie określony tor lotu pocisku można w dowolnym punkcie określić promień krzywizny toru / ρ / i znaleźć potrzebne przyspieszenie normalne

$$W_n = -\frac{v^2}{\rho}$$

Przy metodzie trzech punktów krzywizna toru jest duża i rośnie w miarę zbliżania się do rejonu spotkania, a zatem i szybkości kątowne pocisku są duże, co prowadzi do dużych błędów dynamicznych.

Zalety metody naprowadzania według trzech punktów:

- a/ naprowadzanie przeprowadza się według współrzędnych kątowych; nie potrzebne są dane o odległości do celu, co jest ważne w warunkach stosowania przez nieprzyjaciela zakłóceń aktywnych;
- b/ konstrukcja układów wyliczania sygnałów kierowania jest prostsza.

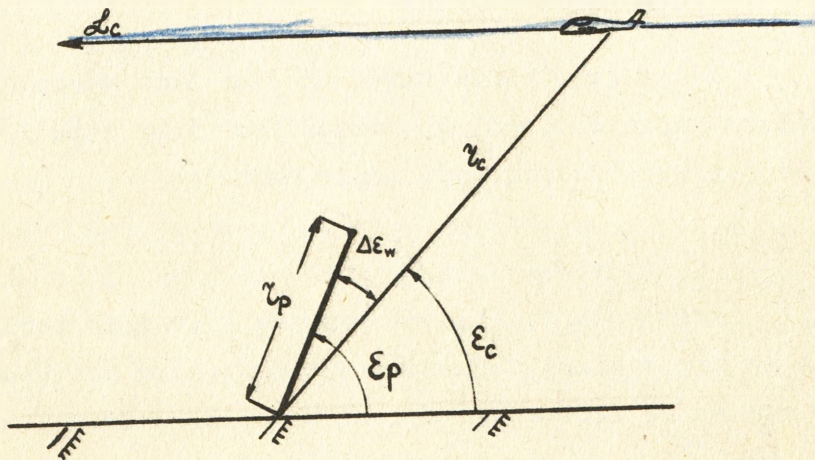
Wady metody naprowadzania według trzech punktów:

- a/ mniejsza dokładność naprowadzania, na skutek dużej krzywizny toru lotu kinematycznego pocisku;
- b/ duże błędy dynamiczne, które są spowodowane normalnymi przyspieszeniami pocisku;
- c/ duże przeciążenia normalne pocisku oraz ich narastanie ze zbliżaniem się pocisku do punktu spotkania z celem. Dlatego metody tej nie można stosować do celów o dużych prędkościach;
- d/ zwiększanie normalnego przyspieszenia pocisku przy jego zbliżaniu się do celu powoduje narastanie błęd dynamicznego w rejonie spotkania pocisku z celem, co wymaga bardzo dokładnego kompensowania błęd dynamicznego.

4. METODY PROSTOWANIA TORU LOTU I METODY POGODNI

4.1. Metody prostowania toru lotu

W celu zmniejszenia krzywizny toru pocisku stosuje się prostowanie toru; wtedy obraz przedstawia się jak na rys.4.1.



Rys.4.1. Prostowanie toru lotu pocisku.

Z rysunku 4.1. mamy:

$$\epsilon_p = \epsilon_c + \Delta \epsilon_w \quad /a/ \quad /4.1/$$

$$\beta_p = \beta_c + \Delta \beta_w \quad /b/$$

$$\Delta \epsilon_w = \Omega \Delta \tau \quad /c/$$

$$\Delta \beta_w = \Omega \Delta \tau \quad /d/$$

$$\Delta \tau = \tau_c - \tau_p \quad /e/$$

gdzie: Ω - współczynnik wyprzedzenia stop/km.

Zasada prostowania kinematycznego toru lotu pocisku polega na tym, że pocisk naprowadza się z pewnym wyprzedzeniem kątowym /tak w azymucie, jak i kącie elewacji/ względem linii położenia celu. Wyprzedzenie to wybiera się zawsze w kierunku ruchu celu, dlatego zachodzi konieczność określenia tej wartości:

$$\Delta \epsilon_w = \Omega \Delta \tau$$

$$\Delta \beta_w = \Omega \Delta \tau$$

4.1.1. Metoda stałego współczynnika wyprzedzenia "C"

W metodzie stałego współczynnika wyprzedzenia - Ω ma wartość stałą /const./.

$$\Omega = \text{const.} = C \quad /4.2/$$

$$\Delta \epsilon_w = C \Delta \tau \quad /4.3/$$

$$\Delta \beta_w = C \Delta \tau$$

Na przykład $\Omega = 1/5 \text{ stop/km}$

$$\Delta \tau = 20 \text{ km}$$

to: $\Delta \epsilon_w = (\Delta \beta_w) - 4^\circ$

Metoda ta nie jest stosowana w zestawach SA-75 ze względu na poważne wady, takie jak:

1. Zależność błędu dynamicznego naprowadzania od przyspieszeń normalnych manewrującego celu.
2. Narastanie normalnego przyspieszenia i błędu dynamicznego w tych częściach strefy ognia, w których są one małe przy metodzie trzech punktów.
3. Niemożliwość wykorzystania metody o ile nie posiada się danych dotyczących odległości do celu. /Przy zakłóceniach aktywnych jest to wręcz niemożliwe/.



4. Urządzenia wypracowujące komendy /realizujące metodę/ są bardziej rozbudowane niż przy metodzie trzech punktów.

4.1.2. Metoda całkowitego wyprostowania toru lotu pocisku

Równania dla tej metody zostaną wyprowadzone elementarnym sposobem: na podstawie szkicu przedstawionego na rys.4.2.

$$\xi_p = \text{const} \quad /a/ \quad \text{stąd} \quad \dot{\xi}_p = 0$$

$$\xi_p = \xi_c + \Delta \zeta \Omega \quad /b/ \quad /4.4/$$

$$\beta_p = \beta_c + \Delta \zeta \Omega \quad /c/$$

W metodzie tej współczynnik Ω wybiera się tak, ażeby lot pocisku do punktu spotkania odbywał się po linii prostej. Zgodnie z założeniem tej metody, że $\xi_p = \text{const}$.

Różniczkując równanie /4.4.b/ można znaleźć wartość współczynnika Ω dla przypadku gdy pocisk zbliża się do celu /końcowy etap lotu pocisku/, to znaczy gdy $\Delta \zeta$ dąży do zera.

$$\dot{\xi}_p = \dot{\xi}_c + \Omega \Delta \zeta'$$

$$0 = \dot{\xi}_c + \Omega \Delta \zeta' + \Omega \Delta \zeta'' \quad /4.5/$$

stąd

$$\Omega = - \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \zeta''} \quad /4.5/$$

człon $\Omega \Delta \zeta'' \rightarrow 0$, gdyż $\Delta \zeta \rightarrow 0$.

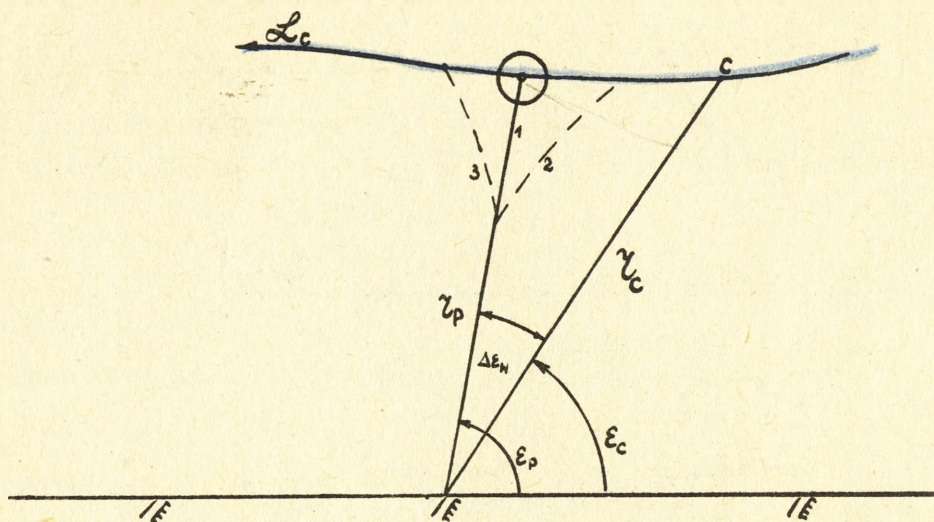
Podstawiając wartość /4.6/ do /4.4.b/ otrzymamy równanie określające tor lotu pocisku w płaszczyźnie ξ

$$\xi_p = \xi_c - \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \zeta''} \Delta \zeta \quad /a/$$

analogicznie w płaszczyźnie β

$$\beta_p = \beta_c - \frac{\dot{\beta}_c \cos \xi_c}{\Delta \zeta''} \Delta \zeta \quad /b/ \quad /4.7/$$

Jeżeli $\Delta \zeta' = \text{const}$., to wtedy tor lotu pocisku prostoliniowy. Jest to możliwe tylko w przypadku $V_p = \text{const}$. Jeżeli $V_p \neq \text{const}$, to obliczony punkt spotkania będzie się przesuwał w prawo lub lewo /tor przerywany nr 2 i nr 3/ krzywizna jest mała i można ją pominąć.



Rys. 4.2. Metoda całkowitego prostowania toru.

Metoda ta konstrukcyjnie nie ma zastosowania, ponieważ $\Delta \epsilon_N$ jest duże, a więc antena nie widzi celu i pocisku. Może to być wyeliminowane przez zastosowanie dwóch radiolokatorów śledzących /jeden za celem, drugi za pociskiem/. Drugą wadą tej metody jest to, że manewr celu wywołuje zmianę punktu spotkania.

Zaletą tej metody jest duża dokładność trafienia, ponieważ pocisk leci prawie po prostej, przez co błąd dynamiczny maleje do zera.

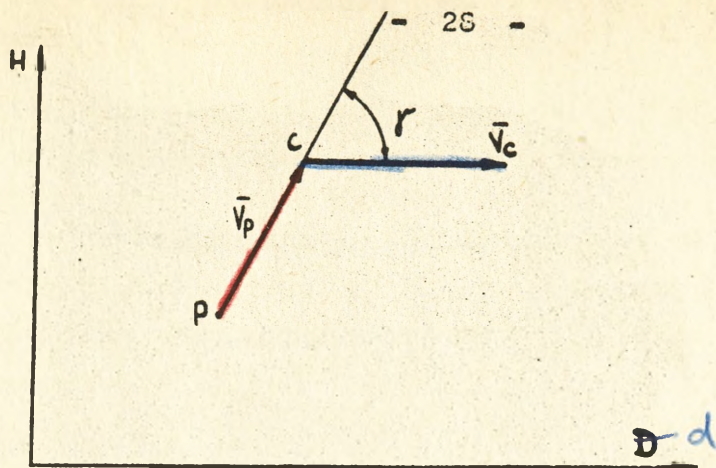
Metoda ta nie jest stosowana w zestawie SA-75.

4.2. Metoda pogoni

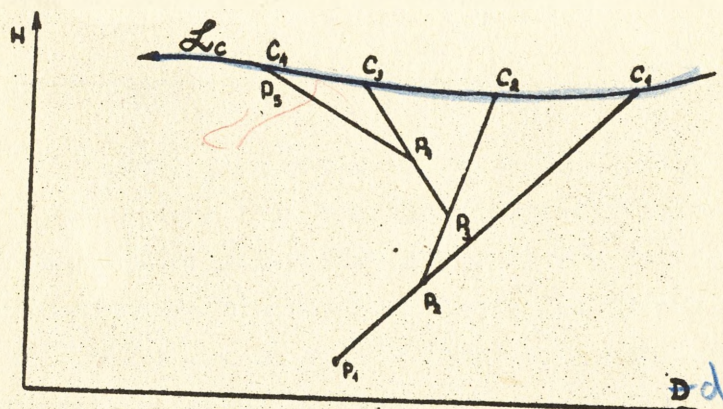
4.2.1. Metoda pogoni prostej /ogólna charakterystyka/

Metodą pogoni prostej nazywamy taką metodę naprowadzania, przy której tor kinematyczny pocisku określa się warunkiem, że wektor prędkości \sqrt{v}_p w czasie całego czasu lotu pocisku powinien być skierowany na cel /rys.4.3/. Taki tor kinematyczny nazywa się krzywa pogoni. Schemat sporządzania krzywej pogoni jest analogiczny jak przy metodzie trzech punktów.

Przyjmijmy punkt P_1 za początek prostoliniowego odcinka toru lotu. Po odstępie czasu $t_2 - t_1$ znajdziemy koniec tego prostoliniowego odcinka. Połączmy punkt P_1 i C_1 linią prostą, na której odłożymy wartość drogi pocisku za czas $t_2 - t_1$ równym $\frac{v_{t1} + v_{t2}}{2} \cdot (t_2 - t_1)$, punkt przecięcia prostej daje punkt F_2 , który jest końcem odcinka położenia pocisku w momencie czasu t_2 . Za ten czas cel przemieści się z punktu C_1 do C_2 itd.

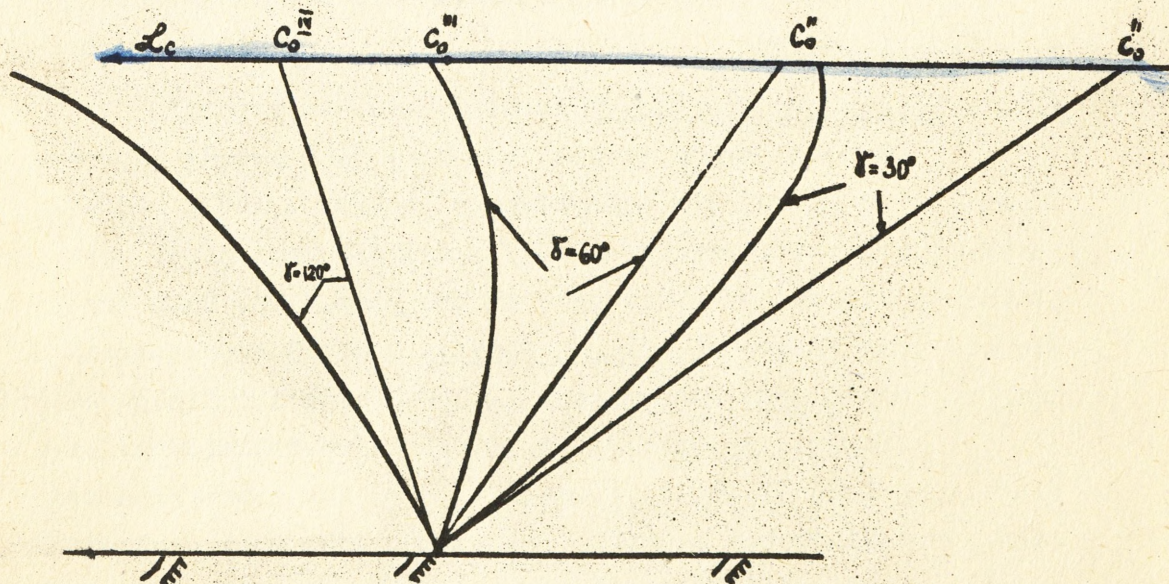


Rys.4.3. Metoda pogoni prostej.
Dla tej metody podano na rys.4. szkic sporządzania toru lotu pocisku.



Rys.4.4. Schemat sporządzania toru lotu pocisku przy metodzie pogoni prostej.

Ogólny obraz toru pogoni prostej przedstawiono na rys.4.5. przy $V_c = 400$ m/sek i $V_p = 500$ m/sek oraz różnych wartościach kąta γ /kąt zawarty między wektorem V_p i V_c /.



Rys.4.5. Tory lotu pocisku przy metodzie pogoni w zależności od wartości γ .

Z podanych krzywych wynika, że przy metodzie pogoni pocisk podchodzi do celu tylko z tyłu, a tor kinematyczny pocisku jest styczny do toru lotu celu w momencie spotkania. Spotkanie pocisku z celem jest możliwe tylko przy zachowaniu warunku nierówności $V_p > V_c$ /4.8/.

Przy ocenie tej metody zasadnicze znaczenie ma zmiana normalnego kinematycznego przyspieszenia wzdłuż toru lotu.

Analiza wykazuje, że jeżeli:

1/ $\frac{v_p}{v_c} > 2$, to konieczne normalne przyspieszenie przy zbliżaniu się pocisku do celu dąży do nieskończoności.

2/ $\frac{v_p}{v_c} = 2$, to konieczne normalne przyspieszenie posiada wartość skończoną i wynosi:

a/ przy celu zbliżającym się do stacji naprowadzania pocisków

$$W_{nk} = \frac{4 v_p v_c}{K} \quad /4.9/$$

gdzie:

$$K = \frac{D_o / 1 - \cos \gamma /}{\left(\sin \gamma \right)^{\frac{v_p}{v_c} - 1}}$$

b/ przy celu oddalającym się:

$$W_{nk} = \frac{4 v_p v_c}{K'} \quad /4.10/$$

gdzie:

$$K' = \frac{D_o \left(\sin \gamma \right)^{\frac{v_p}{v_c} - 1}}{1 - \cos \gamma / \frac{v_p}{v_c}}$$

3/ $1 < \frac{v_p}{v_c} < 2$, to na pocisk nie działa normalne przyspieszenie.

Maksymalną wartość normalnego przyspieszenia na krzywej pogoni można obliczyć z wzorów:

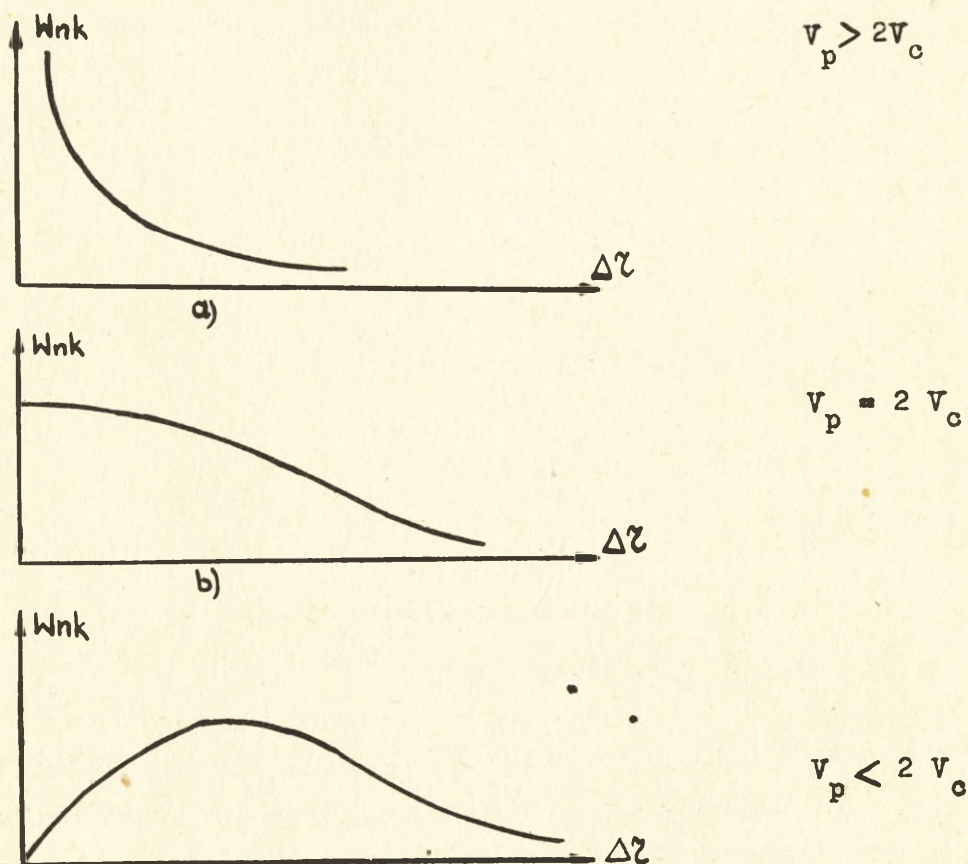
a/ przy celu zbliżającym się do stacji

$$W_{nkmax} = \left[\frac{v_p \cdot v_c}{K} \right] \left[1 + \frac{v_p}{2v_c} \right]^{\frac{v_p}{v_c}} \left[1 - \left(\frac{v_p}{2v_c} \right)^2 \right] \quad 1 - \frac{v_p}{2v_c} \quad /4.11/$$

b/ gdy cel oddala się od stacji

$$W_{nkmax} = \frac{v_p v_c}{K} \cdot \frac{\left[1 - \left(\frac{v_p}{2v_c} \right)^2 \right]}{\left(1 - \frac{v_p}{2v_c} \right)^{\frac{v_p}{v_c}}} \quad 1 + \frac{v_p}{2v_c}$$

Graficznie przyśpieszenia te mają postać jak na rys. 4.6.a,b,c.



Rys.4.6. Wykresy przyśpieszeń normalnych.

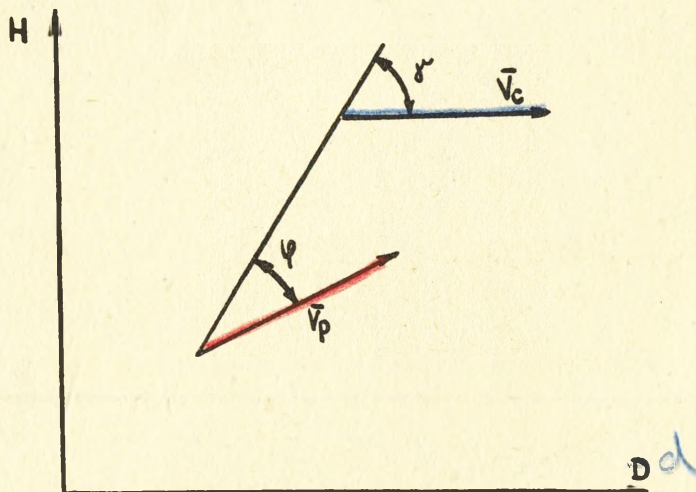
Rozpatrzono najprostsze przypadki metody pogoni prostej, przy której wektor prędkości pocisku w procesie ruchu zawsze jest nakierowany na cel.

4.2.2. Metoda pogoni z wyprzedzeniem

Przy metodzie pogoni z wyprzedzeniem wektor prędkości pocisku nie pokrywa się z prostą pocisk-cel, a różni się o pewien kąt, tak zwany kąt wyprzedzenia /rys.4.7/.

Wykonanie krzywej kinematycznej toru lotu pocisku przy stałym kącie wyprzedzenia może być według sposobu podanego w poprzedniej metodzie. Jedynym wyjątkiem jest to, że drogę jaką przejdzie pocisk za czas Δt na przykład $t_2 - t_1$ odkłada się nie na prostej pocisk-cel, lecz na prostej sporządzonej pod kątem

wyprzedzenia ψ . W tej metodzie zmiany normalnego kinematycznego przyspieszenia są podobne jak w pogoni prostej. Metody te nie mają zastosowania w zestawie SA-75M.



Rys.4.7. Metoda pogoni z wyprzedzeniem.

4.3. Metoda równoległego zbliżania /ogólna charakterystyka/

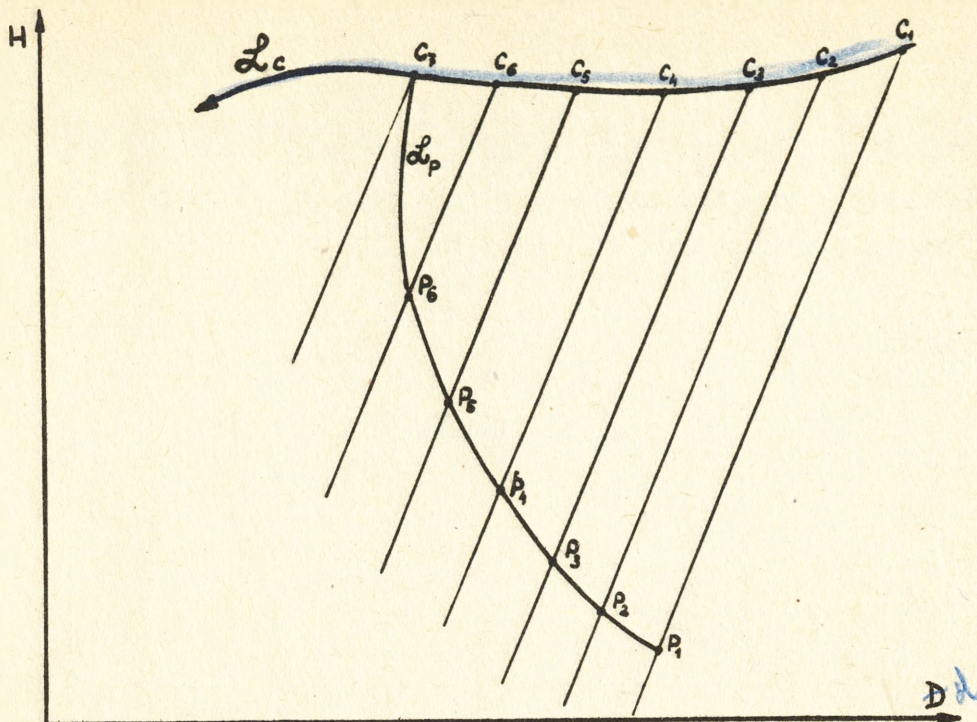
Kinematyczny tor lotu pocisku naprowadzanego na cel według metody równoległego zbliżania określa się następującymi warunkami: prosta łącząca pocisk z celem przy ich ruchu powinna przemieszczać się stopniowo, to znaczy być równoległą do swoich poprzednich położeń.

Kierunek prostej pocisk-cel w przestrzeni /tzw. linia metody naprowadzania/ może być wybrany dowolnie. Jednak najczęściej za tą linię może być przyjęta prosta łącząca raketę z celem w momencie rozpoczęcia radiokierowania. Na rys.4.8. przedstawimy graficznie wykonanie kinematycznego toru lotu pocisku, przy założeniu, że cel porusza się w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez punkt kierowania.

W celu określenia wymaganego położenia pocisku w momencie czasu, na przykład t_2 , należy z punktu P_1 , promieniem

$\frac{V_{t1} + V_{t2}}{2} / t_2 - t_1 /$ wykonać łuk, który na prostej przechodzącej przez punkt G_2 zaznaczy punkt P_2 itd.

$\frac{V_{t2} + V_{t3}}{2} / t_3 - t_2 /$, jak to było omówione w poprzednich metodach, korzystając z wykresu rys.3.1.



Rys. 4.8. Metoda równoległego zблиżania.

Można wykazać, że jeżeli cel porusza się prostoliniowo i równomiernie, a prędkość pocisku na odcinku toru lotu kierowanego jest stała, to kinematyczny tor lotu będzie przedstawiał linię prostą.

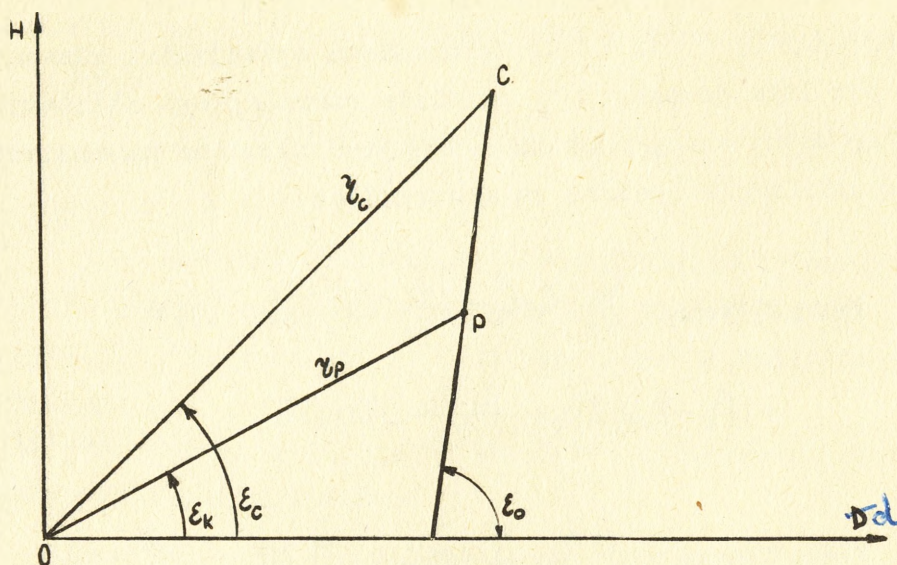
Komenda kierowania tak jak w poprzednich metodach wypracowuje się na zasadzie odchylenia liniowego pocisku od kinematycznego toru lotu.

4.3.1. Uproszczone wyprowadzenie wzorów na kinematyczny tor lotu pocisku przy metodzie równoległego zблиżania

Wzory określające tor kinematyczny w metodzie równoległego zблиżania wyprowadzimy z zależności geometrycznych i trygonometrycznych /rys.4.9/.

Na rysunku 4.9. mamy oznaczenia:

- ϵ_c - kąt elewacji linii naprowadzania,
- ϵ_k - kąt elewacji toru lotu kinematycznego w momencie t ,
- ϵ_c - kąt elewacji celu w momencie t ,
- z_p, z_c - odległości pocisku i celu w momencie t .



Rys.4.9. Szkic położenia pocisku i celu w metodzie równoległego zbliżenia.

Z trójkąta OPC mamy:

$$\frac{z_p}{\sin \angle OCP} = \frac{PC}{\sin \angle COP} \quad /4.13/$$

lub

$$\frac{z_p}{\sin / \epsilon_0 - \epsilon_c /} = \frac{PC}{\sin / \epsilon_c - \epsilon_k /} \quad /4.14/$$

W pierwszym przybliżeniu można napisać:

$$PC = z_c - z_p = \Delta z \quad /4.15/$$

$$\sin / \epsilon_0 - \epsilon_c / = \epsilon_0 - \epsilon_c$$

$$\sin / \epsilon_c - \epsilon_k / = \epsilon_c - \epsilon_k$$

Po wstawieniu wartości /4.15/ do /4.14/ otrzymamy:

$$\frac{z_p}{\epsilon_0 - \epsilon_c} = \frac{\Delta z}{\epsilon_0 - \epsilon_k}$$

$$z_p / \epsilon_0 - \epsilon_k / = \Delta z / \epsilon_0 - \epsilon_c /$$

$$\epsilon_k = \epsilon_c + \frac{\epsilon_0 - \epsilon_c}{z_p} \Delta z \quad /4.16/$$

i analogicznie

$$\beta_k = \beta_c + \frac{\beta_0 - \beta_c}{z_p} \Delta z \quad /4.17/$$

$$z_k = z_p$$

Wzory /4.16/ i /4.17/ są wyrażeniami opisującymi kinematyczny tor lotu pocisku przy metodzie równoległego zbliżania. Wzory ostatecznej postaci wyrażające normalne kinematyczne przyspieszenia pocisku są następujące

$$W_{nkz} = W_{ncz} - \frac{\dot{V}_p}{V_p} \cdot \tau_c \dot{\xi}_c - \left(\frac{\dot{V}_p}{V_p} - \Delta \dot{\tau} \right) (\xi_c - \xi_0) + \\ + (\beta_c - \beta_0) \left(2\beta_c + \frac{\beta_c - \beta_0}{\tau_c} \Delta \tau \right) \cdot \Delta \tau \quad /4.19/$$

$$W_{nky} = W_{ncz} + \frac{\dot{V}_p}{V_p} \tau_c \cdot \dot{\beta}_c \cos \xi_c + \left(\frac{\dot{V}_p}{V_p} \Delta \dot{\tau} - \Delta \dot{\tau} \right) \cos \xi_c + \\ + 2 \Delta \dot{\tau} [(\beta_c - \beta_0) \dot{\xi}_c + (\xi_c - \xi_0) \dot{\beta}_c] \sin \xi_c \quad /4.20/$$

Analiza wykazuje następujące zalety i wady dla metody równoległego zbliżania:

Zalety metody:

a/ mniejszy wpływ normalnego kinematycznego przyspieszenia pocisku w porównaniu z metodą trzech punktów i metodą stałego współczynnika "C";

b/ przez racjonalny wybór linii metody naprowadzania można znacznie skrócić czas naprowadzania pocisku na tor kinematyczny, to znaczy podnieść możliwość ostrzału celu.

Wadą tej metody jest zależność przyspieszeń normalnych, a co za tym idzie i błędu dynamicznego od przyspieszeń manewrującego celu. Metoda ta nie ma zastosowania w zestawie SA-75M.

5. METODA POŁOWICZNEGO PROSTOWANIA "P/p"^{ch}

Każda z omówionych dotychczas metod posiadała znaczne wady. Należałoby znaleźć metodę pośrednią między metodą trzech punktów /tor o dużej krzywiźnie/ a metodą całkowitego wyprostowania toru lotu /tor prostoliniowy/.

Metody omówione poprzednio stanowiły przypadki graniczne:

- dla metody trzech punktów $\Delta \xi_w = 0$;
- dla metody całkowitego wyprostowania

$$\Delta \xi_w = -k \frac{\dot{\xi}_c}{\Delta \tau} - \Delta \dot{\tau}$$

- dla każdej metody pośredniej między dwoma wyżej wymienionymi

$$\Delta \varepsilon_w = -k \frac{\dot{\varepsilon}_c}{\Delta \zeta} \Delta \zeta \quad /5.1/$$

gdzie $0 < k < 1$.

Dla poszukiwanej metody optymalnej narzucimy warunek: w obszarze bliskiego spotkania przyśpieszenia katowe manewrującego celu nie wywołują na przyśpieszenia katowe pocisku.

Równanie opisujące tor lotu pocisku w metodzie pośredniej wyrazimy wzorem:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_c - K \frac{\dot{\varepsilon}_c}{\Delta \zeta} \Delta \zeta \quad /5.2/$$

gdzie: $m = -K \frac{1}{\Delta \zeta}$,

Ażeby znaleźć warunki spełniające założenie, trzeba napisać zależność na przyśpieszenie katowe pocisku znajdującego się na torze idealnym, a więc $\ddot{\varepsilon}_p = \ddot{\varepsilon}_k$.

W tym celu równanie /5.2/ zrózniczkujemy względem w czasie.

$$\begin{aligned} \varepsilon_k &= \varepsilon_c + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \zeta \\ \dot{\varepsilon}_k &= \dot{\varepsilon}_c + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \ddot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \dot{\zeta} \quad /5.3./ \\ \ddot{\varepsilon}_k &= \ddot{\varepsilon}_c + m \ddot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \dot{\zeta} + m \ddot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \ddot{\zeta} + \\ &+ m \ddot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \dot{\zeta} + m \ddot{\varepsilon}_c \Delta \zeta + m \dot{\varepsilon}_c \Delta \ddot{\zeta} \end{aligned}$$

Dla interesujących nas celów można przyjąć, że manewr celu jest taki, gdzie przyśpieszenie katowe celu jest stałe:

$$\ddot{\varepsilon}_c = \text{const.} \quad \text{to} \quad \ddot{\varepsilon}_c = 0$$

Po uporządkowaniu wyrażenia /5.3/ otrzymamy

$$\ddot{\varepsilon}_k = \ddot{\varepsilon}_c (1 + 2m \Delta \dot{\zeta}) + 2m \dot{\varepsilon}_c \Delta \ddot{\zeta} + \dot{\varepsilon}_c (m \Delta \zeta + 2m \Delta \dot{\zeta} + \Delta \ddot{\zeta}) \quad /5.4/$$

Największe przyśpieszenia katowe pocisku mogą wystąpić w rejonie spotkania, to znaczy dla $\Delta \zeta \rightarrow 0$

Stąd wynika, że można pominąć człon

$$2m \Delta \zeta \ddot{\varepsilon}_c \rightarrow 0$$

Tak więc:

$$\ddot{\varepsilon}_k = \ddot{\varepsilon}_c (1 + 2m \Delta \dot{\zeta}) + \dot{\varepsilon}_c (m \Delta \zeta + 2m \Delta \dot{\zeta} + m \Delta \ddot{\zeta})$$

Aby spełnić założenie należy, by $\ddot{\xi}_k = \ddot{\xi}_c$, to znaczy musimy doprowadzić by:

$$\ddot{\xi}_c (1 + 2m \Delta\zeta) = 0 \quad /5.5/$$

więc $1 + 2m \Delta\zeta = 0$

$$\text{stad: } m = -\frac{1}{2} \frac{1}{\Delta\zeta} = -k \frac{1}{\Delta\zeta}$$

$$k = \frac{1}{2} \quad /5.6/$$

Od współczynnika $k = \frac{1}{2}$ wywodzi się nazwa połowicznego prostowania. Z powyższego wynika, że w celu uniezależnienia przyśpieszeń kątowych pocisku od przyśpieszeń kątowych celu podczas manewru, wielkości wyprzedzenia kąowego powinny być o połowę mniejsze niż przy metodzie całkowitego prostowania toru dla danego momentu czasu.

$$\xi_k = \xi_c - \frac{\dot{\xi}_c}{2\Delta\zeta} \Delta\zeta \quad /5.7/$$

Napiszemy wyrażenie na równanie ruchu przy tej metodzie:

$$\text{ogólnie } \dot{\zeta}_p = \sqrt{V_p^2 - \zeta_p^2 \dot{\xi}_p^2}$$

w procesie naprowadzania powinno być spełniane

$$\dot{\xi}_p = \dot{\xi}_k$$

$$\text{zatem: } \dot{\xi}_p = \dot{\xi}_k = \dot{\xi}_c + m \dot{\xi}_c \Delta\zeta + m \ddot{\xi}_c \Delta\zeta + m \dot{\xi}_c \Delta\dot{\zeta}$$

$$m = -\frac{1}{2 \Delta\zeta^2}$$

$$m = -\frac{1 (-\Delta\ddot{\zeta})}{2 (\Delta\zeta)^2} = \frac{\Delta\ddot{\zeta}}{2 \Delta\zeta^2}$$

$$\dot{\xi}_p = \dot{\xi}_c + \frac{\dot{\xi}_c \Delta\zeta \cdot \Delta\ddot{\zeta}}{2 \Delta\zeta^2} - \frac{\ddot{\xi}_c \Delta\zeta}{2 \Delta\zeta} - \frac{\dot{\xi}_c \Delta\dot{\zeta}}{2 \Delta\zeta}$$

$$\dot{\xi}_p = \frac{1}{2} \left[\dot{\xi}_c + \frac{\dot{\xi}_c \cdot \Delta\zeta \cdot \Delta\ddot{\zeta}}{\Delta\zeta^2} - \frac{\ddot{\xi}_c \Delta\zeta}{\Delta\zeta} \right]$$

$$\dot{\zeta}_p = \sqrt{V_p^2 - \frac{1}{4} \zeta_p^2 \left[\dot{\xi}_c + \frac{\dot{\xi}_c \Delta\zeta \Delta\ddot{\zeta}}{\Delta\zeta^2} - \frac{\ddot{\xi}_c \Delta\zeta}{\Delta\zeta} \right]^2} \quad /5.8/$$

5.1. Sygnal wyprzedzenia w płaszczyźnie elewacji

Wyrażenie na kąt wyprzedzenia ma postać:

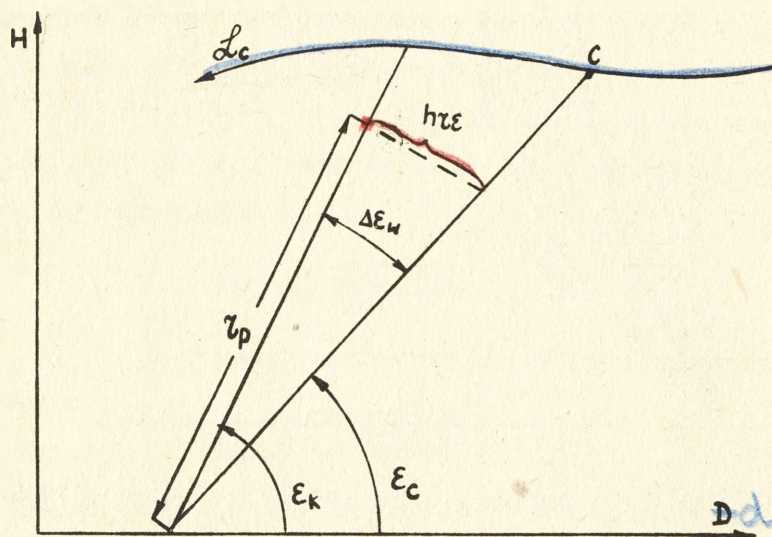
$$\Delta \varepsilon_w = -\frac{1}{2} \cdot \frac{\dot{\varepsilon}_c}{\Delta \gamma} \cdot \Delta \gamma \quad /5.10/$$

Sygnal wyprzedzenia, tak jak wszystkie sygnały sterowania oblicza się jako wielkość liniową, a nie kątową.

A więc:

$$h r_{\varepsilon} = \Delta \varepsilon_w \cdot r_p = -\frac{\dot{\varepsilon}_c \cdot \Delta \gamma}{2 \Delta \gamma} r_p \quad /5.11/$$

Szkic tej wartości przedstawia rys.5.2. Sygnal wyprzedzenia pozornie tylko ma znak ujemny: wielkość $\Delta \gamma$ - maleje, więc $\Delta \varepsilon$ ma znak ujemny, ale sygnal $h r_{\varepsilon}$ jest dodatni /dla dodatniej wartości ε_c /.



Rys.5.2. Szkic wartości liniowej sygnału wyprzedzenia.

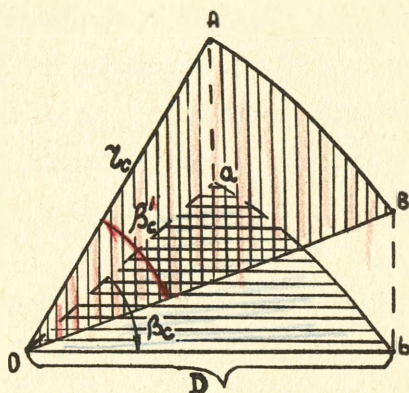
5.2. Sygnal wyprzedzenia w płaszczyźnie azymutalnej

Wyprzedzenie katowe w płaszczyźnie azymutalnej pochyłej można określić analogicznie jak w płaszczyźnie elewacji, jednakże należy uwzględnić, że prędkość katowa w płaszczyźnie pochyłej jest mniejsza niż w płaszczyźnie poziomej. /rys.5.3/.

Szybkość katowa obrotu stacji: β /w płaszczyźnie poziomej/.

Szybkość katowa w płaszczyźnie kierowania /pochyłej/: β' .

Założmy, że cel porusza się po łuku od A do B /na stałej wysokości/ w ciągu 1 sek., a jego odległość od stacji wynosi r_c .



Rys. 5.3. Zależności między płaszczyzną pochyłą a poziomą.
Z rysunku powyższego znajdziemy wartość

$$\widehat{AB} = \beta_c \cdot z_c \text{ /dla małych kątów/}$$

$$\widehat{ab} = \beta_c \cdot D = \beta_c' \cdot \cos \epsilon_c$$

gdź: $D = z_c \cos \epsilon_c$

$$\widehat{AB} = \widehat{ab}$$

$$z_c \beta_c' = \beta_c \cdot z_c \cos \epsilon_c$$

$$\underline{\beta_c' = \beta_c \cos \epsilon_c} \quad /5.12/$$

A zatem kąt wyprzedzenia w płaszczyźnie pochyłej wyraża się:

$$\Delta \beta_w = - \frac{\beta_c'}{2 \Delta \tau} \Delta \tau = - \frac{\beta_c \cos \epsilon_c}{2 \Delta \tau} \Delta \tau \quad /5.13/$$

Równanie na opisanie toru kinematycznego w płaszczyźnie azy-
mutalnej pochyłej określa się wzorem:

$$\beta_k = \beta_c + \Delta \beta_w = \beta_c - \frac{\beta_c \cos \epsilon_c}{2 \Delta \tau} \cdot \Delta \tau \quad /5.14/$$

Poszukiwany sygnał wyprzedzenia $h_{\tau\beta}$ równa się:

$$h_{\tau\beta} = \Delta \beta_w \tau_p = - \frac{\beta_c \cos \epsilon_c \Delta \tau}{2 \Delta \tau} \tau_p \quad /5.15/$$

6. METODY NAPROWADZANIA STOSOWANE W ZESTAWIE "SA-75M"

W zestawie typu SA-75M stosuje się jak gdyby trzy metody naprowadzania pocisków, ustawiając na szafie oficera naprowadzania przełącznik metody w położenia "1", "2", i "3". W zasadzie położenia przełącznika rolzaju naprowadzania "1" i "3" dotyczą metody naprowadzania według trzech punktów "g/p".

Metodę trzech punktów stosuje się:

- w położeniu "1" - przy zwalczaniu celów stosujących zakłócenia aktywne.

Przy położeniu przełącznika w położeniu "1" komenda K_3 wydana jest po 22,6 sek. lotu pocisku. Komenda K_3 uruchamia magnetron radiozapalnika zdejmując trzeci stopień zabezpieczenia. Pomiar czasu wypracowuje mechanizm czasowy w kabinie "AA";

- w położeniu "2" - przy małych prędkościach celu $V_c < 100$ m/sk/, bez stosowania zakłóceń.

W tym położeniu komenda K_3 na pokład pocisku zostaje wydana, gdy odległość pocisku do celu waha się w granicach 300 + 500 metrów.

Metodę połowicznego prostowania stosuje się we wszystkich innych przypadkach stawiając przełącznik w położeniu "2".

CZĘŚĆ DRUGA

7. BŁĘDY WYSTĘPUJĄCE W NAPROWADZANIU POCISKU NA CEL

Błędy występujące przy naprowadzaniu pocisku na cel można ująć w dwóch grupach:

- a/ błędy systematyczne;
- b/ błędy przypadkowe.

Błędami systematycznymi są błędy wynikające z metody pomiaru, których wielkość i znak można określić z góry. Błędy te jako, że znamy ich wielkość mogą być skompensowane przez wprowadzenie poprawek.

W zestawie SA-75M w błędach systematycznych uwzględnia się:

- błąd dynamiczny - h_s
- błąd kątowy w odległości - h_{kd}
- błąd wagowy - h_w
- błąd aparatury.

Błędami przypadkowymi są błędy niezależne od metody pomiaru, których wielkość i znak może się zmieniać w określonych granicach z częstotliwością zmienną, przez co tych błędów nie daje się skompensować. Do nich w zestawie SA-75M należą takie błędy jak:

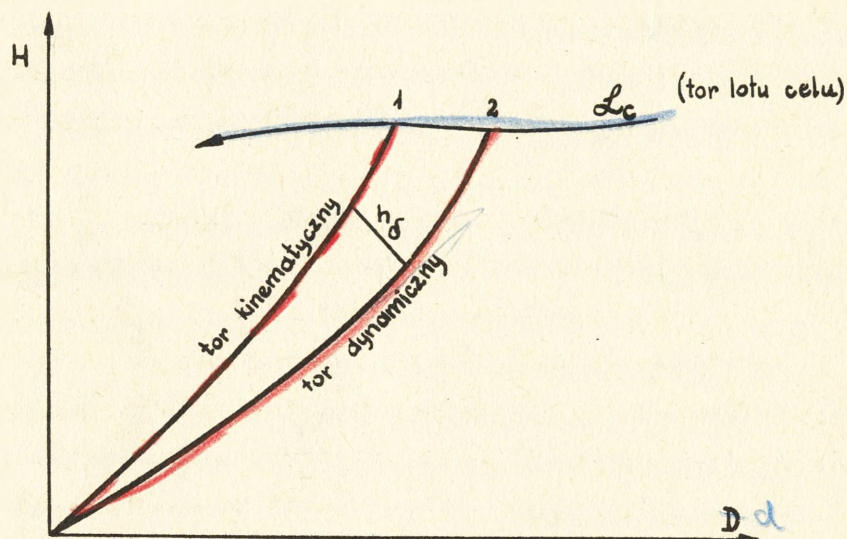
- składowa przypadkowa błędów dynamicznego - ϵ_j
- błąd fluktuacyjny - ϵ_x

7.1. Przyczyny powstania błędów systematycznych i ich kompensacja

7.1.1. Przyczyny powstania błędów dynamicznego i sygnał jego kompensacji - $h_{se} / h_{s\beta} /$

Przy naprowadzaniu pocisku na cel ruchomy, tor lotu pocisku w zasadzie przedstawia sobą linię krzywą. W wypadku gdy pocisk znajduje się na torze kinematycznym, to błąd dynamiczny wynosi zero. Komenda do pocisku nie będzie wysyłana i sterony znajdują się w położeniu neutralnym. Przy małych odchyleniach pocisku od toru kinematycznego, wartość komendy podanej na pocisk będzie również mała. Odchylenie sterów jest proporcjonalne do wartości komendy, ale nie oznacza to, że pocisk znajdzie się na torze kinematycznym. W każdym momencie czasu wielkość h będzie proporcjonalna normalnemu kinematycznemu przyśpieszeniu pocisku. Pocisk będzie leciał nie po torze kinematycznym, a po torze dynamicznym.

Błędem dynamicznym naprowadzenia nazywamy liniową odległość h_d między punktem kinematycznym i dynamicznym toru lotu, znajdujących się na jednakowej odległości od stacji naprowadzania pocisków /rys.7.1/.



Rys.7.1. Szkic błędu dynamicznego.

Błąd h_d może być rozłożony na dwie składowe w odpowiednich płaszczyznach kierowania pociskiem. Błąd ten w stosowanych metodach naprowadzania pocisków może osiągnąć dziesiątki metrów. Dlatego istnieje konieczność kompensowania go przy wypracowywaniu komend kierowania. W przeciwnym razie w momencie spotkania pocisku z celem, cel będzie na torze kinematycznym /punkt 1 rys.7.1/, a pocisk na torze dynamicznym /punkt 2 rys.7.1/, w wyniku czego zniszczenie celu może nie być zapewnione.

Wielkość błędu dynamicznego - h_d zależy od krzywizny toru kinematycznego i współczynnika wzmocnienia układów kierujących. W układach praktycznie stosowanych, bez uwzględnienia manewru celu błąd dynamiczny jest wystarczająco dokładnie określony wzorem:

$$h_d = \frac{W_n}{K_0}$$

/7.1/

gdzie: W_n - normalne przyspieszenie pocisku;

K_0 - współczynnik wzmocnienia układów kierowania pociskiem w rozwartym stanie.

Zmniejszenie tego błędu można uzyskać przy pomocy następujących metod:

- a/ zwiększenie wzmocnienia K_0 ;
- b/ podwyższenie rzędu układu sterowania;
- c/ wprowadzenie poprawki kompensującej błąd dynamiczny.

Dwie pierwsze metody mają ograniczone możliwości ze względu na konieczność zapewnienia stabilności kierowania, dlatego też zmniejsza się błąd dynamiczny przez wprowadzenie do sygnału sterowania składowej kompensacji błędu dynamicznego. Przy realizacji technicznej w zestawie SA-75M funkcję wyrażającą przyspieszenie zaprogramowano w funkcji $\mathcal{K}(t)$, która z wystarczającym przybliżeniem odzwierciedla zależności związane z przyspieszeniami pocisku. Zaprogramowaną funkcję realizuje mechanizm czasowy /blok komend czasowych K-84/.

Wzór na składową kompensacji błędu dynamicznego ma postać:

$$h_{\delta\epsilon} = \mathcal{K}(t) \cdot \dot{\epsilon}_k \quad /7.2/$$

$$h_{\delta\beta} = \mathcal{K}(t) \cdot \dot{\beta}_k \cos \epsilon_k \quad /7.3/$$

Dla różnych metod naprowadzania sygnały te mają różną wartość.

Przy metodzie trzech punktów:

$$\epsilon_k = \epsilon_c$$

$$\beta_k = \beta_c$$

wtedy:

$$h_{\delta\epsilon} = \mathcal{K}_1(t) \cdot \dot{\epsilon}_c \quad /7.4/$$

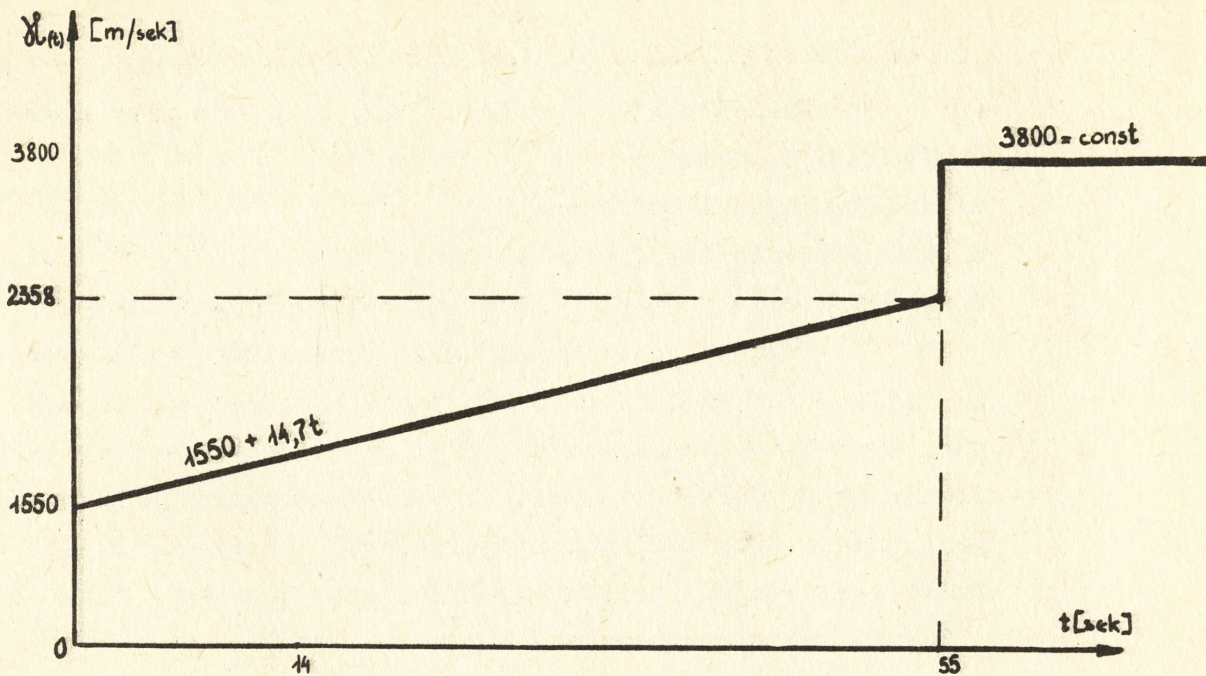
$$h_{\delta\beta} = \mathcal{K}_1(t) \cdot \dot{\beta}_c \cos \epsilon_c$$

gdzie:

$$\mathcal{K}_1(t) = 1550 + 14,7 t \quad [\text{m/sek}] \quad \text{dla } t \leq 55$$

$$\mathcal{K}_1(t) = 3800 = \text{const.} \quad \text{dla } t > 55$$

/rys.7.2/.



Rys. 7.2. Przebieg funkcji $x(t)$ dla metody "T/p".

Przy metodzie połowicznego prostowania funkcja $x(t)$ ma inną wartość

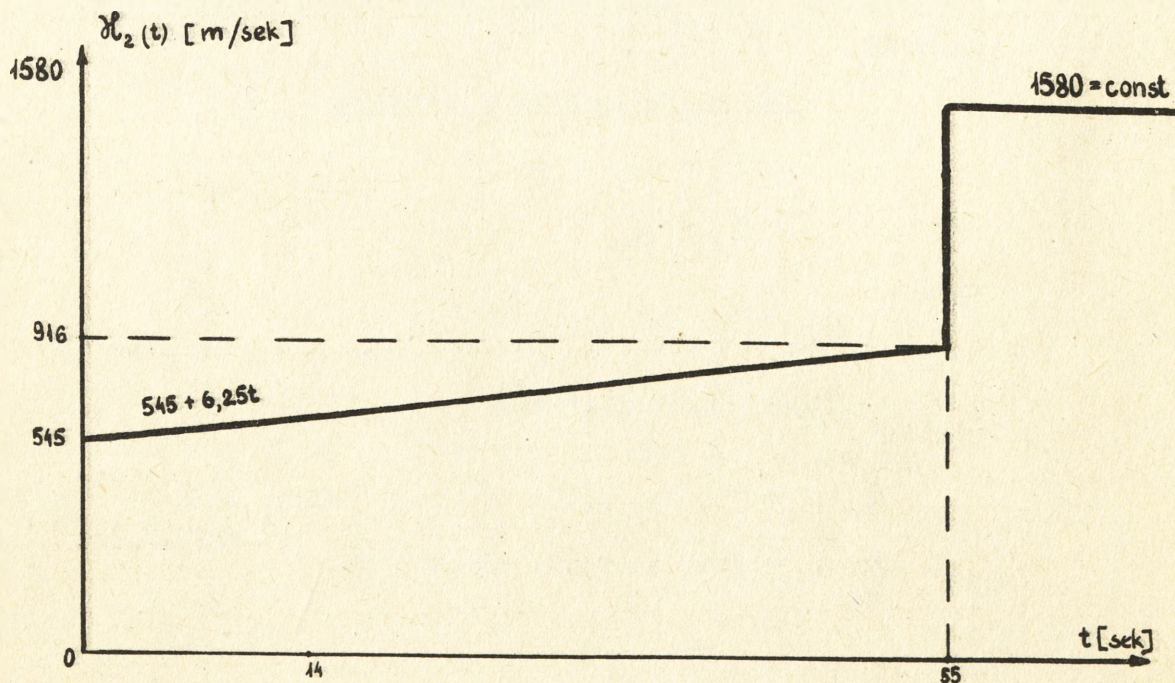
$$h_{\delta\epsilon} = x_2(t) \cdot \dot{\epsilon}_c$$

$$h_{\delta\beta} = x_2(t) \cdot \beta_c \cos \dot{\epsilon}_c \quad [7.5]$$

gdzie: $x_2(t) = 5,45 + 6,75t$ [m/sek] dla $t \leq 55$ sek

$x_2(t) = 1580 = \text{const.}$ dla $t > 55$ sek

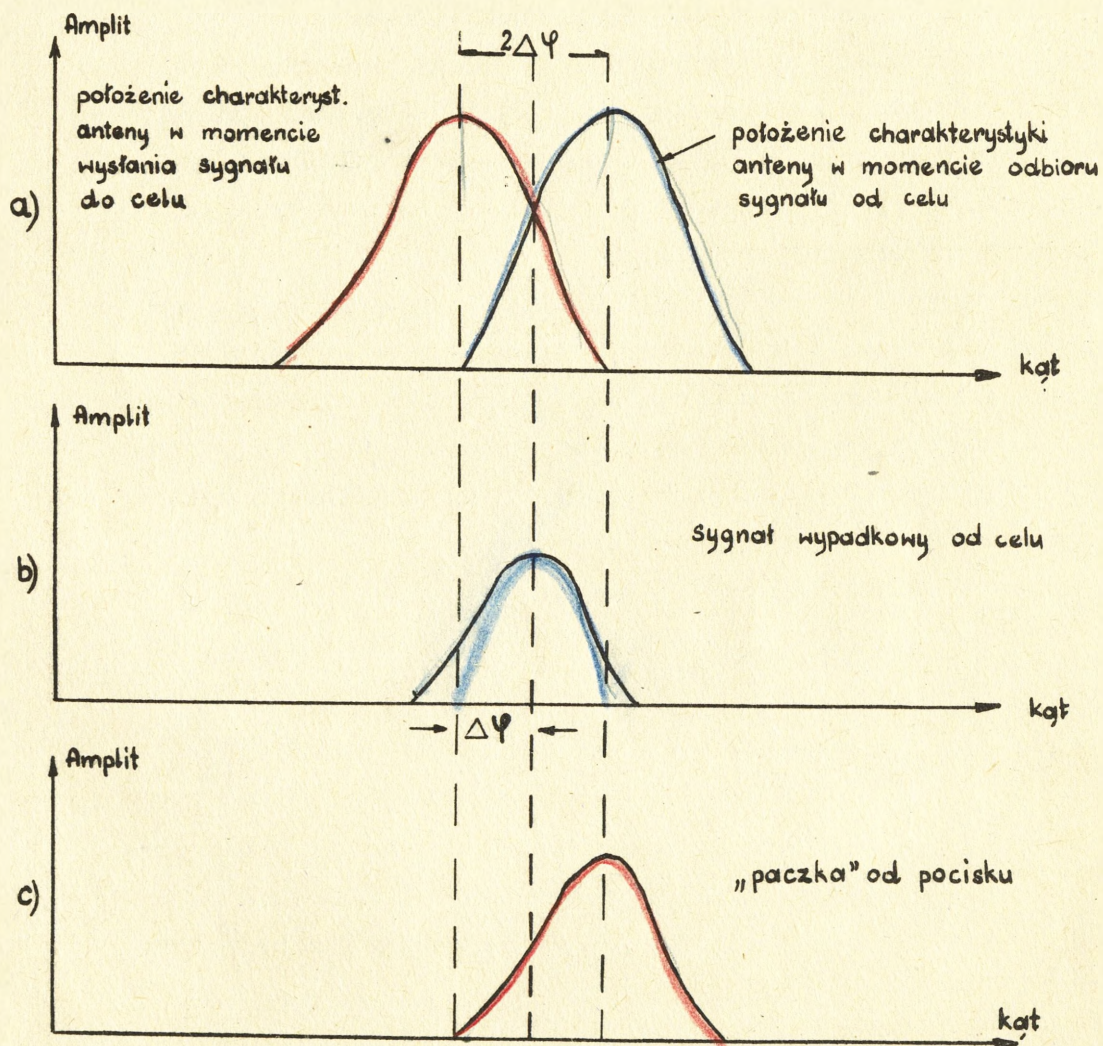
/przebieg na rys.7.3./



Rys. 7.3. Przebieg funkcji $x_2(t)$ dla metody "T/p".

7.1.2. Przyczyny powstania błędu katowego w odległości i sygnał jego kompensacji h_{kd}

Przy określaniu przez stację radiolokacyjną współrzędnych katowych pocisku i celu za pomocą tak zwanego szybkiego przeszukiwania powstaje błąd określenia rozbieżności katowej między kierunkami na cel i pocisk, zależny od odległości do pocisku.



Rys.7.4. Zobrazowanie błędu katowego w odległości.

Składowa h_{kd} przeznaczona jest do kompensacji tego błędu. Błąd ten wynika z odmiennego sposobu otrzymania sygnału od celu i sygnału od pocisku. Sygnał od celu modulowany jest przez antenę stacji dwukrotnie: przy nadawaniu i przy odbiorze. Sygnał od pocisku modulowany jest przez antenę stacji tylko raz - przy odbiorze, albowiem amplituda sygnału odzewowego pocisku nie zależy od wielkości sygnałów zapytujących.

Dla uproszczenia rozważań założmy, że cel i pocisk znajdują się w tym samym punkcie przestrzeni, to znaczy ich odległości i kąty względem stacji są jednakowe. Sygnał wysłany poprzez nadajnik w kierunku celu ma postać "paczki" impulsów w.c.z. o obwiedni określonej przez charakterystykę promieniowania, anteny dokonującej "szybkiego przeszukiwania" przestrzeni /maksimum w punkcie a/- rys.7.4.a.

Impulsy odbite od celu przychodzą po pewnym czasie, gdy charakterystyka anteny przesunęła się już o pewien kąt $2\Delta\varphi$ /maksimum w punkcie C/. Sygnał od celu jest wypadkową tych dwóch stanów /jego obwiednia jest iloczynem tych krzywych/ i posiada maksimum w punkcie b.

Ponieważ sygnał odzewowy pocisku modulowany jest przez antenę stacji tylko przy odbiorze, więc obwiednia "paczki" pocisku ma maksimum w punkcie C. Wynika stąd istnienie odchylenia katowego $\Delta\varphi$, mimo że cel i pocisk znajdują się w tym samym miejscu. Błąd ten jest systematyczny i dlatego musi być kompensowany.

Obliczmy $\Delta\varphi$:

$$2\Delta\varphi = \omega_{sza} \cdot t \quad /7.8/$$

$$t = \frac{2\tau_c}{c} \quad /7.9/$$

gdzie: ω_{sza} - prędkość katowa szybkiego przeszukiwania anteny;

t - czas przejścia sygnału do celu i z powrotem;

stad:

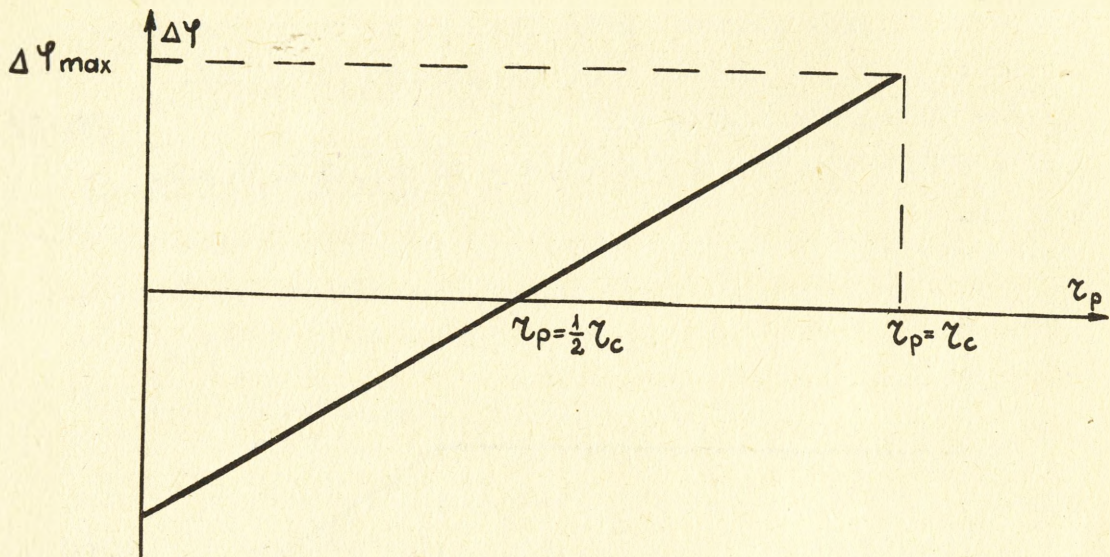
$$\Delta\varphi = \frac{\omega_{sza} \cdot \tau_c}{c} \quad /7.10/$$

Przyjęte poprzednio założenie $\tau_p = \tau_c$ daje przypadek najbardziej niekorzystny, tzn. odchylenie $\Delta\varphi_{max}$ /rys.7.5/.

Przy $\tau_p < \tau_c$ /przyjmujemy, że pocisk leci wzdłuż linii obserwacji celu/ otrzymamy kąt:

$$\text{przy } \tau_p = \frac{1}{2} \tau_c \quad \Delta\varphi = 0$$

przy $\tau_p < \frac{1}{2} \tau_c$, $\Delta\varphi$ zmienia znak - sygnał od pocisku będzie występował przy mniejszym kącie niż od celu.



Rys.7.5. Wartość kąta odległości funkcji z_p .

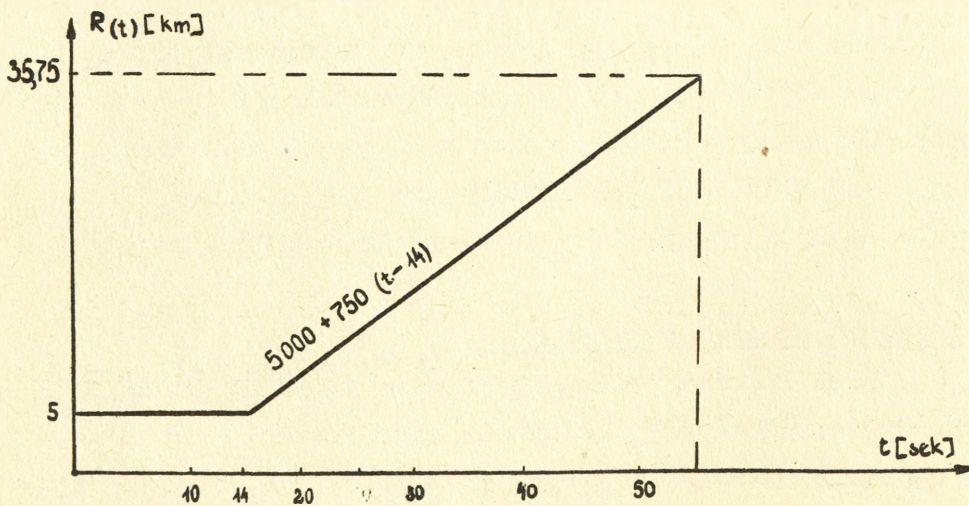
Dla skompensowania tego błędu należy wypracować sygnał równy co do wielkości temu błędowi, lecz o znaku przeciwnym. Sygnał korekcyjny kąta w odległości wyrażony jest jako wielkość liniowa i ma postać:

$$h_{kd} = \Delta \varphi \cdot z_p = \frac{\omega_{szo} \cdot z_c}{c} z_p \quad /7.11/$$

W układzie wyliczania komend składowa h_{kd} jest wypracowywana w sposób przybliżony, a mianowicie jako zaprogramowana funkcja czasowa /rys.7.7./.

$$h_{kd} = A \cdot R / t /$$

gdzie: A - określony współczynnik /prawie stały/.



Rys.7.6. Przebieg funkcji R/t/

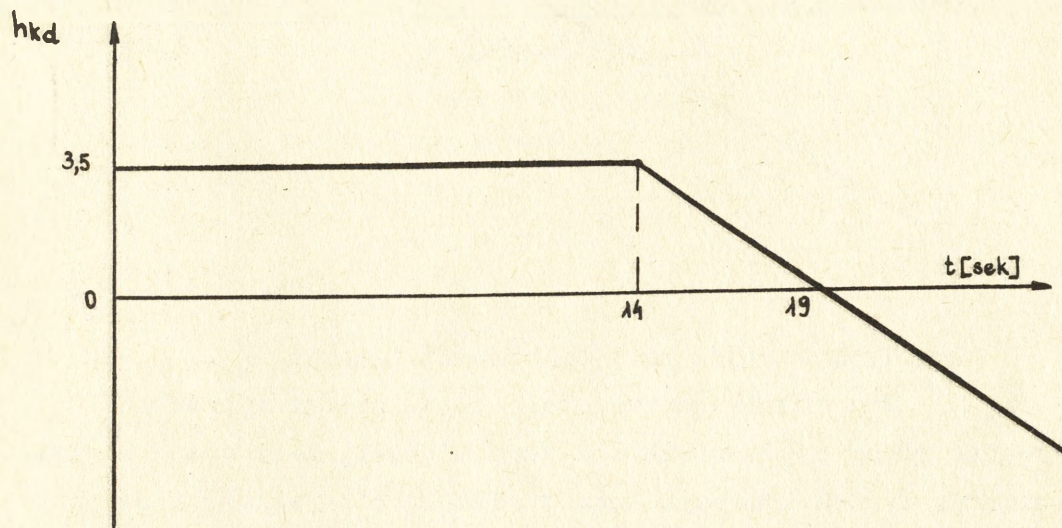
W bloku komend czasowych zamiast ζ_p wypracowuje się zaprogramowaną funkcję czasową $R/t/$. Funkcję tę zaprogramowano biorąc za podstawę średnią prędkość pocisku /rys.7.6/.

$$R/t/ = 5000 \text{ m dla } t < 14 \text{ sek}$$

/7.13/

$$R/t/ = 5000 + 750 /t - 14/ \text{ m dla } t - 14 \text{ sek, } t < 55 \text{ sek.}$$

$R/t/$ km.



Rys.7.7. Przebieg wartości h_{kd} w funkcji czasu.

Funkcja zaprogramowana nie odzwierciedla dokładnie rzeczywistej odległości pocisku, lecz jest wystarczająco dokładna dla praktycznych obliczeń:

$$h_{kd} = + 3,5 \text{ dla } t \leq 14 \text{ sek}$$

/7.14/

$$h_{kd} = 3,5 - /t - 14/ 0,67 \text{ dla } t > 14 \text{ sek.}$$

Taka postać sygnału jest w przybliżeniu wystarczająca. W przypadku śledzenia celu niosącego źródło zakłócania aktywnego sygnał od celu modulowany jest przez antenę stacji tylko jeden raz - przy odbiorze, a więc tak samo jak sygnał od pocisku. Wówczas nie powstaje błąd określenia kąta i składowa h_{kd} powinna być odłączona od układu wypracowującego sygnał błędny

$h_{\xi} (h_{\beta})$.

7.1.3. Kompensacja ciężaru pocisku

Pocisk w locie podlega działaniu siły ciężkości \bar{G} . Gdyby nie skompensować tego działania przy pomocy odpowiedniego wychylenia sterów, to pocisk znajdujący się na torze kinematycznym / $h_{\xi} = 0$, δ sterów = 0/ zacząłby opadać z toru.

Dla przeciwdziałania temu zjawisku do sygnału sterowania w płaszczyźnie elewacji dodaje się składową kompensacji ciężaru h_w . Ogólnie rzecz biorąc sygnał ten jest funkcją czasu. Jednakże zmiany jego są niezbyt duże i dlatego w zestawie SA-75M przyjęto średnią wartość dla kompensowania, którą wypracowuje się jako ten sygnał o stałej wartości $/h_w = -5,5$ V, co odpowiada 13 m/.

7.1.4. Błąd aparatury i ręcznego śledzenia

Systematyczne błędy aparatury mogą być kompensowane prawidłowym strojeniem aparatury, natomiast przypadkowe nie są określane, a więc nie mogą być kompensowane.

Oprócz wymienionych błędów istnieją jeszcze błędy ręcznego śledzenia celu, które zależą od wyszkolenia operatorów i wpływają na rozrzut torów lotu pocisków, a mogą występować jako błędy przypadkowe i systematyczne.

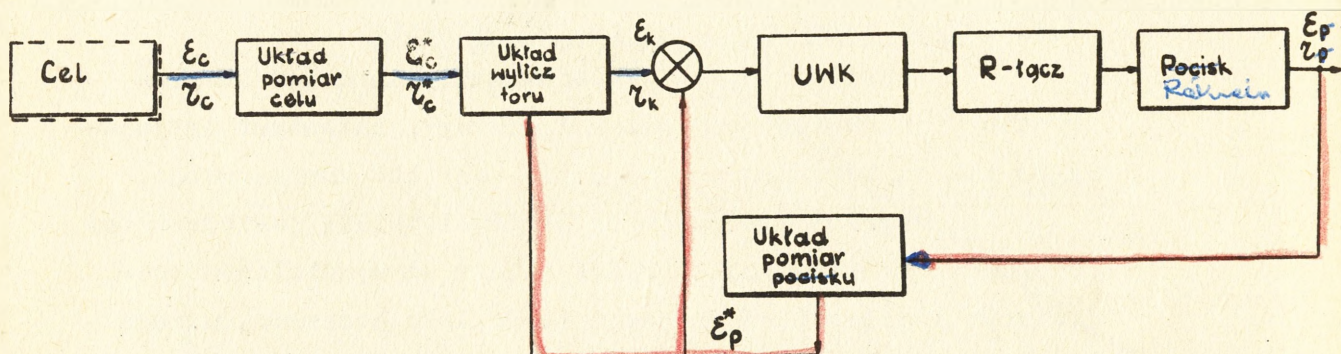
W rezultacie istnienia błędów, a w pierwszej kolejności ich składowych przypadkowych, pocisk naprowadza się na cel z pewnym błędem, który można uważać za liniowe odchylenie pocisku od celu w momencie spotkania.

CZESC TRZECIA

8. SKŁAD SYGNAŁÓW STEROWANIA ORAZ ICH OGRANICZENIA

8.1. System sterowania zestawu SA-75M jako układ automatycznej regulacji

System telekierowania zestawu SA-75 można przedstawić jako układ sterowania w pętli zamkniętej /rys.8.1/.



Rys.8.1. Uproszczony schemat blokowy jednego kanału /np. ϵ / w procesie sterowania.

Jak widzimy jest to układ automatycznej regulacji nie różniący się w swej istocie od układu klasycznego. Sygnałem wejściowym jest położenie celu / ϵ_c, ζ_c /, które przez układy śledzące zostają przekształcone w postać elektryczną / ϵ_c^*, ζ_c^* /. Istnieje tu tor główny i pętla sprzężenia zwrotnego. Jest to jednak bardzo złożony układ. Każdy człon tego układu stanowi z kolei złożony układ automatyki z obwodami sprzężenia zwrotnego. Dynamika pełnego układu sterowania może być opisana przy pomocy bardzo złożonych wyrażeń matematycznych, analiza których wykracza poza ramy niniejszego skryptu.

8.2. Skład sygnałów sterowania

Zadanie kierowania pociskiem realizuje się poprzez wypracowanie i przesłanie na pocisk sygnałów sterowania. Istnieje wiele czynników, o których już była mowa w punkcie 7 powodujących odchylenie pocisku od żądanego toru w procesie kierowania. Sygnały sterowania składają się z czynników likwidujących niepożądane działanie szeregu błędów.

Podstawową wielkością sygnału sterowania jest składowa kompensująca liniowe odchylenie /powstałe z jakichkolwiek przyczyn/ od kierunku na cel - $h\Delta\epsilon$; $h\Delta\beta$. W wypadku realizowania

naprowadzania z wyprzedzeniem w sygnale sterowania powinna się znaleźć również składowa wyprzedzenia - $h_{\zeta\varepsilon}$, $h_{\zeta\beta}$. W wyniku tego, że współrzędne katowe celu i pocisku stacja naprowadzania pocisku określa przy pomocy metody szybkiego przeszukiwania, powstaje błąd określania tych współrzędnych, tak zwany błąd katowy, składowa kompensująca ten błąd - h_{kd} również wchodzi w skład sygnału.

8.2.1. Sygnal błędu $h_{\varepsilon} / h_{\beta}$ /

Pierwsze trzy omówione w punkcie 7 składowe tworzą tak zwany liniowy sygnal błędu - $h_{\varepsilon} / h_{\beta}$ /.

Ogólne wyrażenie sygnału błędu ma postać:

$$h_{\varepsilon} = h_{\Delta\varepsilon} + h_{\zeta\varepsilon} + h_{kd}$$

$$h_{\beta} = h_{\Delta\beta} + h_{\zeta\beta} + h_{kd} \quad /8.1/$$

gdzie:

$$h_{\Delta\varepsilon} = \Delta\varepsilon \cdot R/t/$$

$$h_{\Delta\beta} = \Delta\beta \cdot R/t/ \quad /8.2/$$

Przy różnych metodach naprowadzania sygnały błędu $h_{\varepsilon} / h_{\beta}$ / mają odmienną postać.

8.2.1.1. Postać sygnału $h_{\varepsilon} / h_{\beta}$ / przy metodzie trzech punktów

Przy naprowadzaniu metodą trzech punktów pocisk zbliża się do celu będąc stale na linii obserwacji celu. Sygnal błędu nie zawiera więc składowej wyprzedzenia: $h_{\zeta\varepsilon} = 0$

$$h_{\varepsilon} = h_{\Delta\varepsilon} + h_{kd}$$

$$h_{\varepsilon} = \Delta\varepsilon \cdot R/t/ + h_{kd} \quad /8.3/$$

$$h_{\beta} = h_{\Delta\beta} + h_{kd}$$

$$h_{\beta} = \Delta\beta \cdot R/t/ + h_{kd}$$

w trakcie naprowadzania składowa maleje do zera, gdyż:

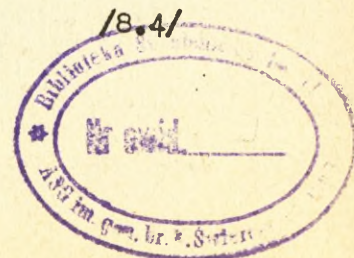
$$\Delta\varepsilon \longrightarrow 0$$

$$\Delta\beta \longrightarrow 0$$

Jeżeli do wartości /8.3/ wstawimy /7.11/ uwzględniając /7.13/ otrzymamy:

$$h_{\varepsilon} = R(t) \left[\Delta\varepsilon + \frac{\omega_{szc} \cdot \zeta_{\varepsilon}}{c} \right]$$

$$h_{\beta} = R(t) \left[\Delta\beta + \frac{\omega_{szc} \cdot \zeta_{\beta}}{c} \right]$$



8.3. Ograniczenia wielkości sygnałów błędu $h_{\xi} / h_{\beta} /$ oraz ich składników

8.3.1. Ograniczenie $h_{\xi} / h_{\beta} /$

Duże wartości sygnału błędu połane na układy wykonawcze spowodowałyby silne wychylenie sterów, a co za tym idzie ostry skręt pocisku. Powstałe przy tym przyspieszenia boczne mogłyby przekroczyć dopuszczalną dla danej konstrukcji wartość i spowodować przeciążenia doprowadzające do uszkodzenia korpusu pocisku /przełamania/ lub układów sterowniczych. Każda konstrukcja charakteryzuje się pewną maksymalną dopuszczalną wartością przyspieszeń W_{nmax}

$$W_{nmax} = \frac{v^2}{\rho_{min}} \quad /8.9/$$

Tę graniczną wielkość można również scharakteryzować przy pomocy minimalnego promienia skrętu ρ_{min} . Zbyt ostry skręt pocisku $\rho < \rho_{min}$ mógłby spowodować uszkodzenie konstrukcji. Warto tu nadmienić, że powyższe warunki są sprzeczne z wymaganiami dużej manewrowości pocisku i jak w każdej dziedzinie konieczny jest tu rozsądny kompromis.

Z powyższych względów zastosowano ograniczenie zbyt dużych wartości sygnałów, pozostawiając bez zmian sygnały przy stosunkowo niewielkich odchyleniach liniowych $h_{\xi}(\beta) < h_0$ to nie ma ograniczeń, przy czym $h_0 = 175$ metrów. Gdy $h_{\beta}, h_{\xi} > h_0$, to następuje ograniczenie.

Wartość $\bar{h}_{\beta}, \bar{h}_{\xi}$ jest wyrażona wzorem:

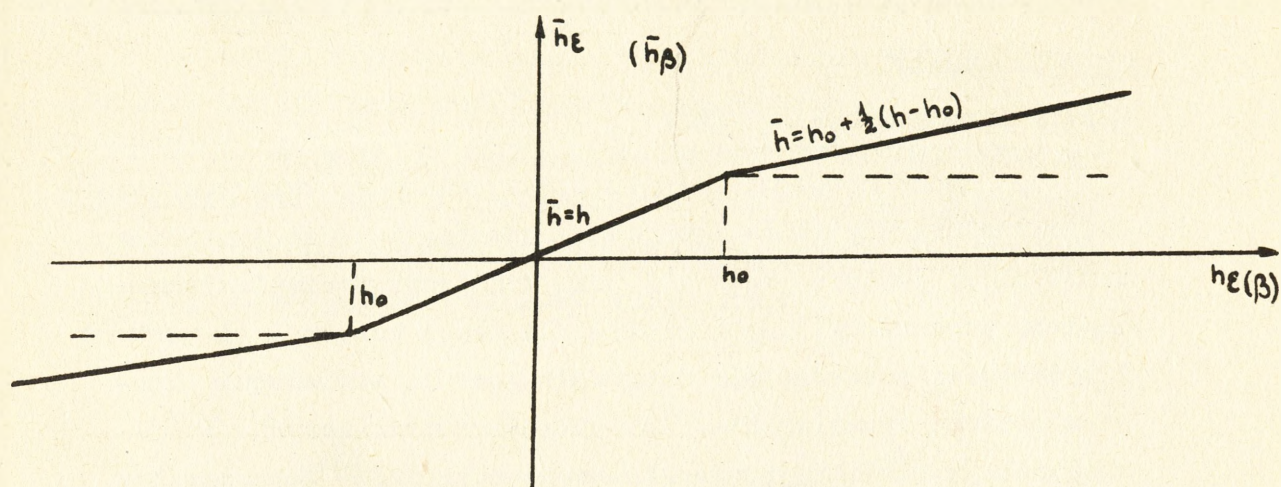
$$\bar{h} = h_0 + \frac{1}{6} / h - h_0 / \quad /7.10/$$

co przedstawiono na rys.7.3.

Na przykład:

$$h = 450 \text{ m} \quad \bar{h} = 175 + \frac{1}{6} [450 - 175] = 175 + 46 \approx 220$$

$$\bar{h} = 220 \text{ m.}$$



Rys. 8.3. Ograniczenia sygnału $h_{\epsilon}(h_{\beta})$.

8.3.2. Ograniczenie składowej wyprzedzenia h_{ϵ} / h_{β} /

Składowa wyprzedzenia h_{ϵ} / h_{β} nie może osiągnąć dużych wartości, ponieważ mogłoby to spowodować zbyt duże wyprzedzenia i wyjście pocisku z sektora szybkiego przeszukiwania stacji, a tym samym utratę możliwości sterowania

$$h_{\epsilon} = \Delta \epsilon_{\omega} \cdot \tau_p = - \frac{\dot{\epsilon}_{\omega} \cdot \Delta \tau}{2 \Delta \tau'} R(t)$$

Poszczególne czynniki wchodzące w skład wyrażenia na h_{ϵ} mają różny wpływ na wzrost jego wartości. Najgroźniejsze jest zbyt duże zmniejszenie wielkości $\Delta \tau'$ oraz zbyt duża wartość $\Delta \tau$.

W związku z tym przewidziano ograniczenia "od dołu"

$\Delta \tau'$ dla wartości

$$\Delta \tau' > 750 \text{ m/sek}$$

$$\Delta \tau' < 750 \text{ m/sek}$$

$$\frac{\Delta \tau'}{\Delta \tau} = \Delta \tau'$$

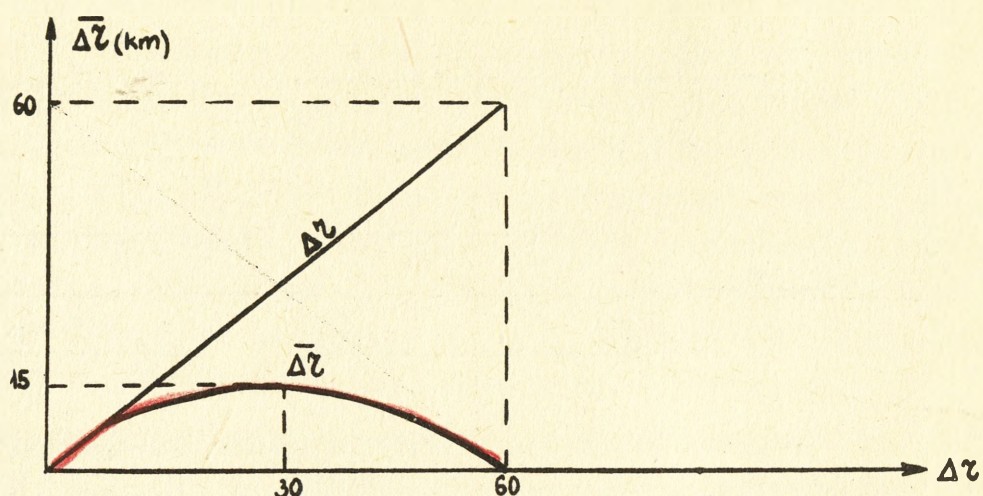
$$\frac{\Delta \tau'}{\Delta \tau} = 750 \frac{\text{m}}{\text{sek}}$$

/8.11/

Ograniczenie $\Delta \tau$ "od góry" jest najistotniejsze dla dużych wartości $\Delta \tau$, to znaczy w momencie "przechwylenia" pocisku przez stację. Natomiast w miarę zbliżania się pocisku do celu ograniczenie to jest coraz mniej potrzebne, a w rejonie spotkania wręcz niepożądane, gdyż zmniejsza ono wartość sygnału wyprzedzenia. Takie warunki ograniczenia spełnia krzywa, z której wyrażenia analityczne i graficzne mają postać /rys.8.4/

$$\overline{\Delta \tau} = \Delta \tau \left(1 - \frac{\Delta \tau}{R_0}\right)$$

gdzie: R_0 - 60 km - odległość odpowiadająca podstawie czasu na wskaźniku przy śledzeniu celu.



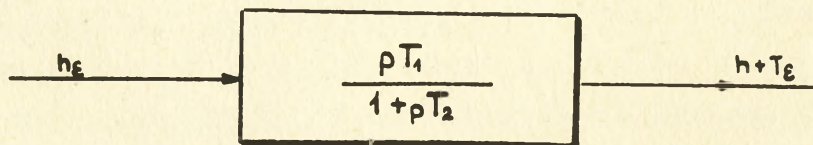
Rys. 8.4. Ograniczenie "od góry".

Z powyższego rysunku widać, że w początkowym okresie naprowadzania $\overline{\Delta z} = 0$ /gdz $\Delta z = 60$ km/, co jest gwarancją, że w momencie rozpoczęcia kierowania pocisk nie wyjdzie z sektora szybkiego przeszukiwania. Podobnie jest w momencie spotkania pocisku z celem, gdzie wyprzedzenie kątowe również powinno należeć do zera, aby zagwarantować trafienie celu.

8.3.3. Sygnaly tłumienia wahań pocisku wokół toru idealnego
/kinematycznego/

Przy odpracowaniu przez pocisk sygnału błędu powstają oscylacje wokół toru idealnego. Dla ich zmniejszenia, czyli dla polepszenia stabilności wprowadza się do sygnału sterowania, prócz samego sygnału błędu również jego pochodną $/p h_{\epsilon} = \dot{h}_{\epsilon} /$. Pochodną tę wprowadza się nie bezpośrednio, lecz z pewnym opóźnieniem. W postaci operatorowej sygnał tłumienia wahań pocisku można wyrazić /rys. 8.5/.

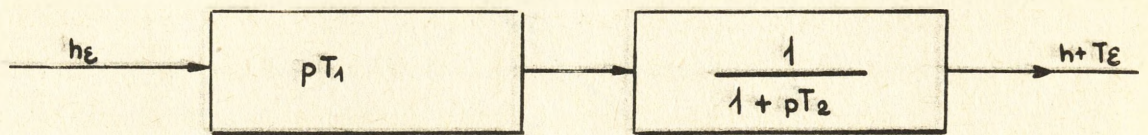
$$h + T_{\epsilon}(\beta) = h_{\epsilon}(\beta) \cdot \frac{pT_1}{1 + pT_2} \quad /8.12/$$



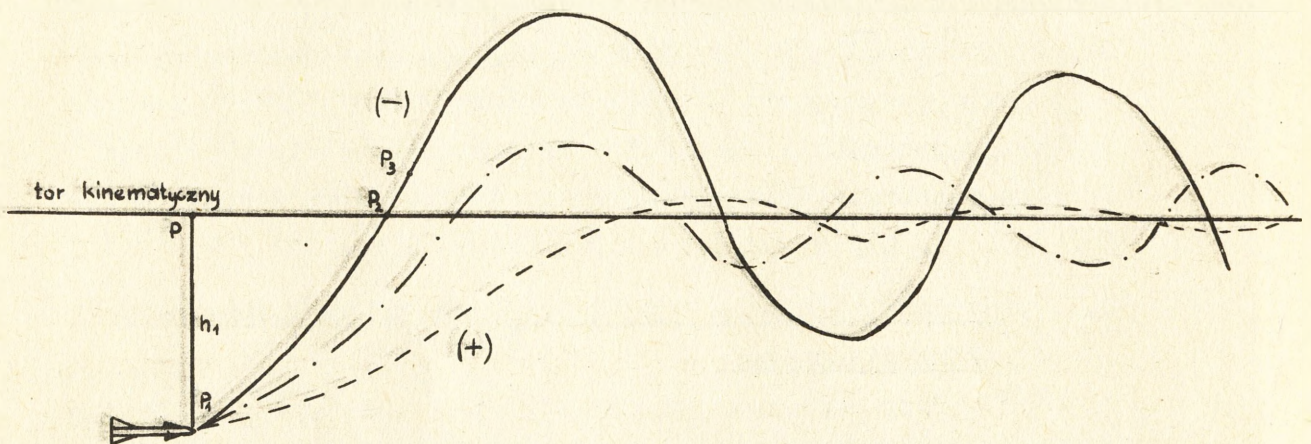
Rys. 8.5. Człon operatorowy.

Ogniwo toru sygnału charakteryzujące się taką przepustowością można przedstawić jako szeregowe połączenie ogniwa różniczkującego i ogniwa bezwładnościowego /opóźniającego/.

$$\frac{pT_1}{1+pT_2} \cdot h_\xi = \frac{1}{1+pT_2} T_1 \cdot ph_\xi \quad \text{/rys.8.5/ /8.13/}$$



Rys.8.6. Człon operatorowy różniczkująco-opóźniający.
Dzięki takiemu rozwiązaniu zarówno amplituda wahań, jak i czas trwania znacznie maleją /rys.8.7/.



- tor pocisku bez sygnału tłumienia wahań
- - - tor pocisku przy zastosowaniu ogniwa różniczkującego
- · - · tor pocisku przy zastosowaniu ogniwa różniczkującego i opóźniającego.

Rys.8.7. Tłumienie wahań pocisku wokół toru idealnego.
Czas wprowadzenia pochodnej wynosi $T_1 = 2$ sek.
Stała czasowa $T_2 = 0,22$ sek.

Rozpatrzmy przebieg pocisku w jednej płaszczyźnie /na przykład ξ / jak rys.8.7/. W momencie t_1 pocisk znajduje się w punkcie P_1 , a powinien znajdować się w P. Błąd liniowy dla tego położenia wynosi h_1 . Pocisk zbliża się do położenia teoretycznego po krzywej periodycznej. Pod wpływem działania sygnału błędu oraz sił bezwładności pocisk przechodzi poza tor teoretyczny. Wtedy pojawi się sygnał błędu o przeciwnym znaku i pocisk zmieni kierunek lotu. Czas ustalenia się pocisku /wejście na tor idealny/ będzie zależał od prędkości pocisku, wielkości błędu liniowego oraz czułości urządzeń kierujących.

Wprowadzenie dodatkowego sygnału zależnego od prędkości zmian wychyleń poważnie wpływa na złagodzenie drgań. W obszarze bliskim teoretycznego toru lotu wartość h jest bardzo mała i od momentu t_3 , $h \ll kh$, wobec czego sygnał sterowania będzie miał wartość ujemną i stery zaczną się wychylać w przeciwnym kierunku, mimo że pocisk nie wszedł w obszar ujemnych sygnałów sterujących. Wygląda to jak gdyby urządzenie przewidywało, że pocisk siłą bezwładności wejdzie w obszar przeciwnego sterowania i już zawczasu uwzględni kąt wychylenia sterów na przeciwny. Przez to zbliżanie się pocisku do toru idealnego zachodzi bardzo łagodnie.

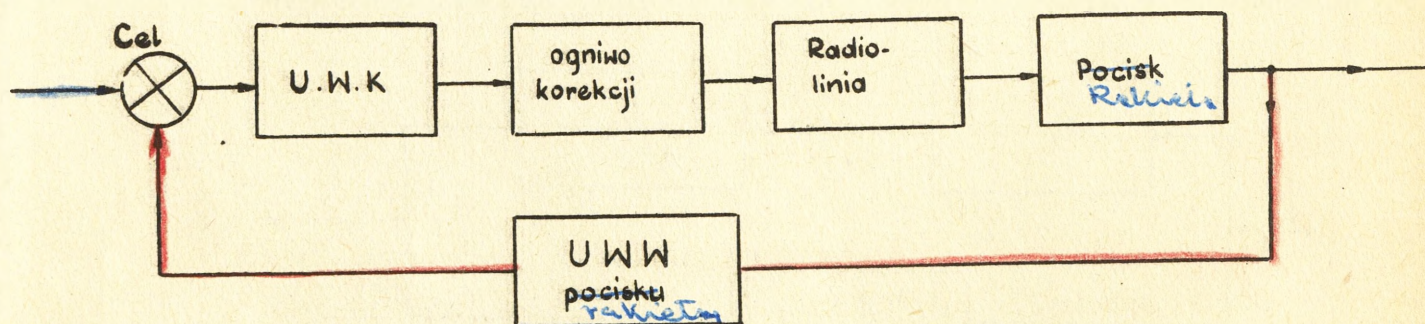
8.4. Wyglądanie całego sygnału sterującego

Wypadkowy sygnał sterowania uwzględniający wszystkie omówione czynniki ma postać:

$$\chi_{\xi} = \bar{h}_{\xi} + kh_{\xi}^{\cdot} + h_{\delta\xi} + h_w \quad /8.14/$$

$$\chi_{\beta} = \bar{h}_{\beta} + kh_{\beta}^{\cdot} + h_{\delta\beta} \quad /8.15/$$

Jak już wspomniano w punkcie 8.1. układ kierowania przedstawia sobą zamknięty obwód regulacji automatycznej. Dla zapewnienia właściwego zapasu stabilności należy do toru głównego tego układu włączyć ogniwo korekcyjne /rys.8.9/, które będzie wygładzało cały sygnał sterujący.

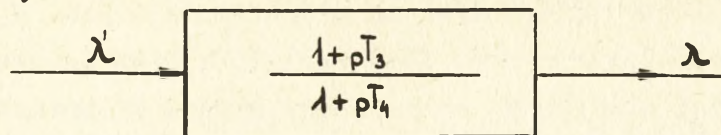


Rys.8.9. Układ kierowania z ogniwem korekcyjnym.

Analiza układu uwzględniająca przepustowość poszczególnych członów pozwoliła określić przepustowość ogniwa korekcyjnego jako:

$$\frac{1 + p T_3}{1 + p T_4} \quad /8.16/$$

gdzie: $T_3 = 1,2$ sek.
 $T_4 = 3,5$ sek.



Rys. 8.9. Ogniwko korekcyjne.

Ostatecznie sygnały sterowania po przejściu przez ogniwko korekcyjne /rys.8.9/ odnoszące się do płaszczyzn pomiarowych stacji i przedstawione w postaci operatorowej wyrażają się:

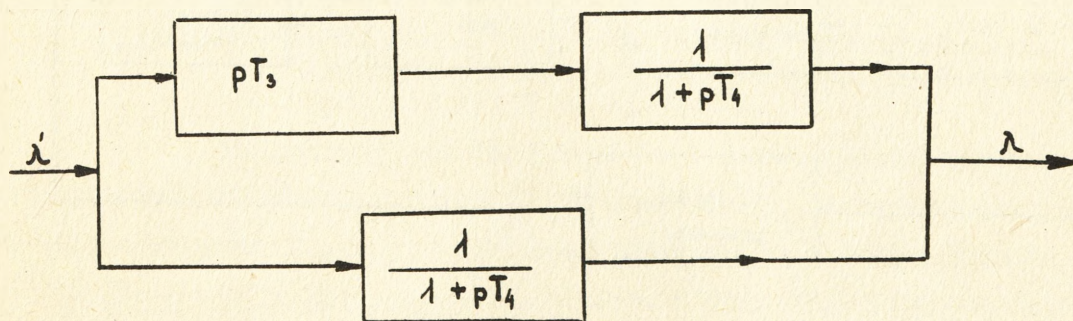
$$\lambda_\varepsilon = \left[\bar{h}_\varepsilon + h_\varepsilon \frac{pT_1}{1 + pT_2} + h_{\delta\varepsilon} + h_\omega \right] \frac{1 + pT_3}{1 + pT_4} \quad /8.17/$$

$$\lambda_\beta = \left[\bar{h}_\beta + h_\beta \frac{pT_1}{1 + pT_2} + h_{\delta\beta} \right] \frac{1 + pT_3}{1 + pT_4} \quad /8.18/$$

Ogniwko korekcyjne może być również przedstawione w inny sposób:

$$\frac{1 + pT_3}{1 + pT_4} = \frac{1}{1 + pT_4} + \frac{pT_3}{1 + pT_4} \quad /8.19/$$

Schematowo ma postać /rys. 8.10/.



Rys.8.10. Ogniwko korekcyjne w schemacie blokowym.

Górna gałąź tego układu zapewnia tłumienie wahań przy odpracowywaniu sygnału sterowania λ' , gdyż zabezpiecza wprowadzenie pochodnej z pewnym opóźnieniem.

Dolna gałąź zawiera jedynie człon bezwładnościowy, a więc sygnał sterowania przychodzący tą drogą jest "wygładzany", w rezultacie całokształtowo korekcyjny, rozpatrując to z fizycznego punktu widzenia, umożliwia płynne odpracowanie sygnału sterowania i zmniejsza szkodliwe wpływy przypadkowych sygnałów.

CZESC CZWARTA

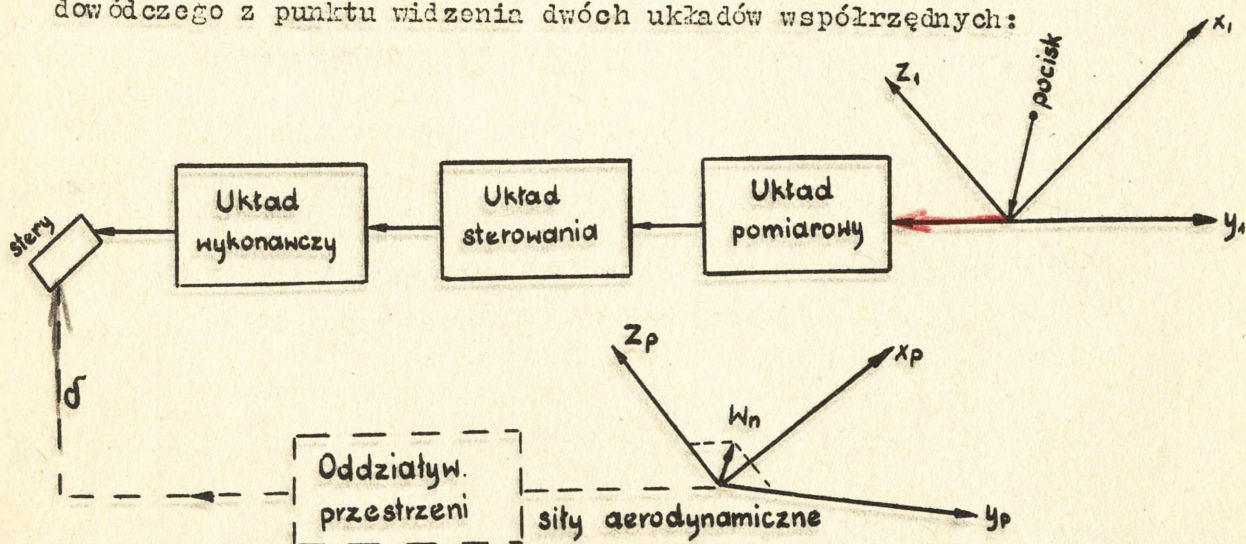
9. FORMOWANIE KOMEND KIEROWANIA

9.1. Uzgodnienie układów współrzędnych: pomiarowego /stacji/ i wykonawczego /pocisku/

W procesie sterowania ma miejsce przekazywanie sygnałów sterowania z układu wypracowującego sygnały /stacja/ do układu wykonawczego /pocisk/. Wypracowanie sygnałów sterowania odbywa się na podstawie danych o współrzędnych celu i pocisku otrzymanych z układu pomiarowego.

Istnieją więc dwa układy współrzędnych: współrzędne pomiarowe $/x_1, y_1, z_1/$ i współrzędne wykonawcze $/x_p, y_p, z_p/$. Sygnały sterowania będą przez układ wykonawczy "rozumiane" i wykonywane jednoznacznie tylko wtedy, gdy obydwa układy współrzędnych pokrywają się, to znaczy gdy odpowiednie ich osie są do siebie równoległe.

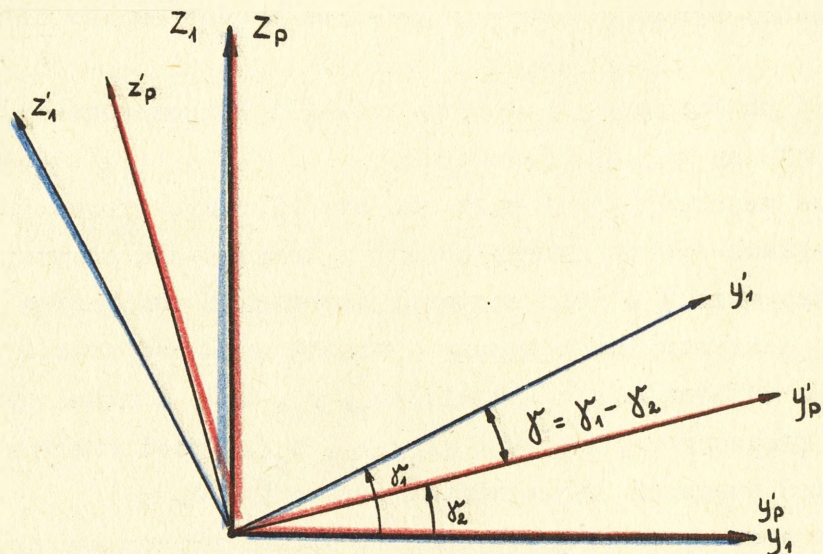
Rys.9.1. przedstawia uproszczony schemat systemu kierowania dowódczego z punktu widzenia dwóch układów współrzędnych:



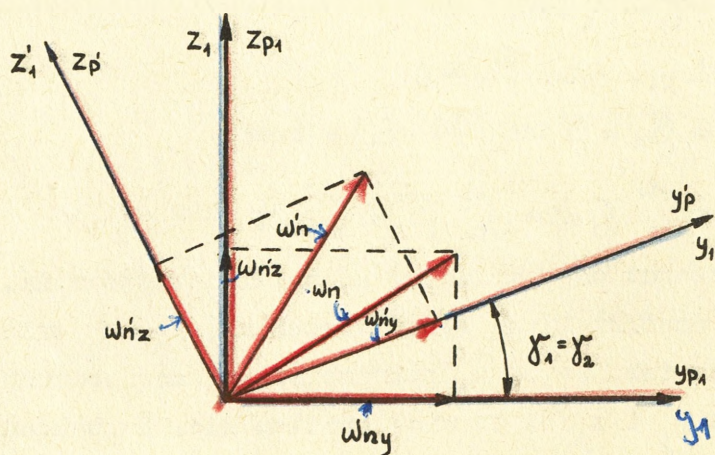
Rys.9.1. Schemat blokowy uproszczony systemu dowódczego uwzględniający dwa układy współrzędnych.

W trakcie naprowadzania pocisku na cel poruszający się, obydwa układy współrzędnych mogą się przemieszczać i to w różny sposób. Byłby to przypadek bardzo skomplikowany i trudny do uchwycenia w sposób ilościowy. Dlatego dla uproszczenia zakłada się, że w procesie sterowania osie x_1 i x_p są do siebie równoległe. W rzeczywistości osie te nie pokrywają się,

jednakże kąt powstający między nimi, tak zwany "kąt zakłamania osi" nie przekracza przy kierowaniu dowódczym kilkunastu stopni i w praktyce może być pominięty. Tak więc ewentualnie przemieszczanie osi współrzędnych jednego układu względem drugiego może zachodzić wokół osi x . Takie skręcanie osi współrzędnych nosi nazwę "wichrowania", a kąt powstający przy tym - nazwę kąta wichrowania. /rys.9.2/



Rys.9.2. Wichrowanie współrzędnych dwóch układów. W przypadku powstania kąta wichrowania przyspieszenie poprzeczne niezbędne do zlikwidowania błędu sterowania, a określone we współrzędnych pomiarowych, będzie wypracowane jako $W'_n \neq W_n$, co utrudni, a dla większych kątów γ wprost uniemożliwi proces sterowania /rys.9.3/.



Rys.9.3. Zmiana przyspieszeń spowodowana wichrowaniem współrzędnych dwu układów.

Przy kącie wichrowania $\gamma \ll 10^\circ$ wpływu wichrowania na sterowanie można nie uwzględniać, gdyż pocisk wejdzie na żądany tor, chociaż po nieco dłuższym czasie. Dla $\gamma > 10^\circ$ wpływ wichrowania należy uwzględnić.

Istnieją dwa sposoby uniezależnienia się od tego zjawiska:

- a/ zapewnić stabilizację osi współrzędnych zarówno pomiarowych jak i wykonawczych - w praktyce trudne do zrealizowania;
- b/ mierzyć na bieżąco kąt wichrowania γ i kompensować wpływ tego kąta na sygnał sterowania.

W praktyce najczęściej stosuje się stabilizację żyroskopową jednego układu /pocisk/ oraz pomiar i kompensację powstającego kąta wichrowania γ . Przy systemie kierowania dowódczego układ pomiarowy jest sztywno związany z wiązką antenową stacji naprowadzania z punktem naprowadzania $/x_1, y_1, z_1/$, a układ wykonawczy jest związany z pociskiem $/x_p, y_p, z_p/$. Przed startem oba układy współrzędnych są uzgodnione, więc $\gamma = 0$.

W trakcie sterowania wiązka antenowa śledzi za poruszającym się celem /oś wiązki pokrywa się z osią $x_1/$. Wiązka antenowa stacji wykonuje dwa ruchy: zmienia się kąt elewacji $/\epsilon/$ i kąt azymutu $/\beta/$, a więc istnieją szybkości kątowe $\dot{\epsilon}$ i $\dot{\beta}$. Zmiana kąta ϵ daje wektor $\vec{\epsilon}$ skierowany zgodnie z osią y_1 . Zmiana kąta β daje wektor $\vec{\beta}$ zgodny z osią pionową z . Jeżeli rzuty tych wektorów na oś x_1 dadzą jakąś prędkość kątową $\dot{\gamma}$, będzie to oznaczało, że wokół osi x_1 istnieje obrót dający zmianę kąta γ .

$$\dot{\gamma} = \dot{\gamma}_1 = \dot{\epsilon}_x + \dot{\beta}_x \quad /9.1/$$

Ponieważ $\vec{\epsilon} \perp x_1$ to $\dot{\epsilon}_x = 0$

$$\dot{\gamma}_1 = \dot{\beta}_x = \dot{\beta} \cos(90 - \epsilon_c) = \dot{\beta} \sin \epsilon \quad /9.2/$$

Stąd:

$$\gamma_1 = \int_{t_0}^{t_1} \dot{\gamma}_1 dt = \int_{t_0}^{t_1} \dot{\beta} \sin \epsilon_c dt \quad /9.3/$$

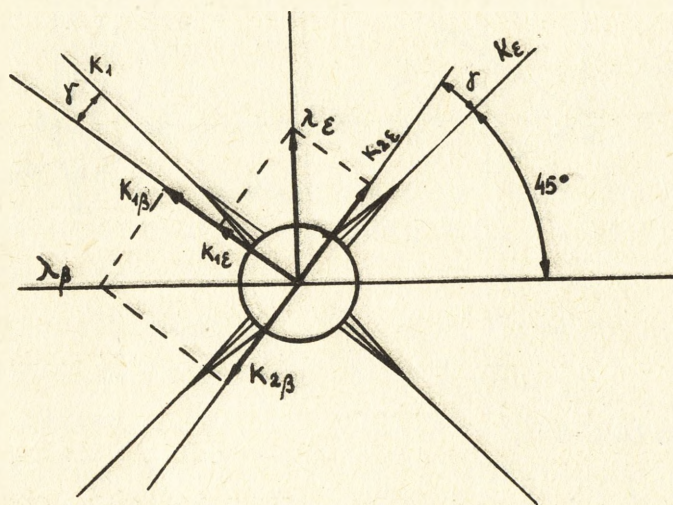
gdzie: t_0 - moment odpowiadający początkowi sterowania.

Układ współrzędnych wykonawczych x_p, y_p, z_p związany jest z pociskiem tak, że oś x_p pokrywa się z osią podłużną pocisku, a osie y_p i z_p są do niej prostopadłe. Na pokładzie pocisku umieszczony jest żyroskop swobodny zapobiegający przechyłom. Dzięki temu układ x_p, y_p, z_p nie obraca się wokół osi x_1 a więc $\dot{\gamma}_2 = 0$.

Przez cały czas naprowadzania pocisku na cel wielkość kąta zmienia się, a wartość jego wylicza układ wypracowania komend.

9.2. Obrót współrzędnych. Wyrażenie na komendy kierowania

Urządzenia sterownicze na pocisku ze względów konstrukcyjnych nie są rozmieszczone w płaszczyznach pomiarowych ξ i β stacji, lecz w płaszczyznach przesuniętych o 45° . Dla tego wypracowane sygnały kierowania trzeba obrócić o 45° i uwzględnić równocześnie kąt wichrowania γ /rys.9.6/.



Rys.9.5. Przesunięcie komend kierowania.

Z rysunku 9.6. mamy:

$$K_1 = K_{1\beta} + K_{1\xi} \quad /9.5/$$

$$K_2 = K_{2\xi} - K_{1\beta}$$

$$K_{1\beta} = \lambda_\beta \cos /45^\circ - \gamma/$$

$$K_{1\xi} = \lambda_\xi \sin /45^\circ - \gamma/$$

$$K_{2\xi} = \lambda_\xi \cos /45^\circ - \gamma/$$

$$K_{2\beta} = \lambda_\beta \sin /45^\circ - \gamma/$$

Wstawiając powyższe wartości do /9.5/ otrzymamy:

$$K_1 = \lambda_\beta \cos /45^\circ - \gamma/ + \lambda_\xi \sin /45^\circ - \gamma/ \quad /9.6/$$

$$K_2 = \lambda_\xi \cos /45^\circ - \gamma/ + \lambda_\beta \sin /45^\circ - \gamma/$$

Wartości /9.6/ są produktem przelicznika zestawu SA-75M. Jak widać z rysunku 9.5. oraz wzorów /9.6/ podstawowym sygnałem do wypracowania komend są sygnały λ_ξ i λ_β , które rozkłada się na składowe znajdujące się w odpowiednich płaszczyznach sterowania.

Każdy sygnał sterowania / $\lambda_\epsilon, \lambda_\beta$ / oddziałuje na całe usterzenie. Suma składowych sygnałów sterujących działających na daną płaszczyznę sterów stanowi daną komendę.

10. ZAKOŃCZENIE

Niniejszy skrypt stanowi pierwszą część teorii naprowadzania przeciwlotniczych pocisków kierowanych /PPK/.

Obejmuje tematy: metody naprowadzania PPK, błędy występujące w naprowadzaniu pocisku na cel, skład sygnałów sterowania oraz formowanie komend kierowania. Następne części będą obejmowały: skuteczność strzelania oraz strefy ognia i startu przeciwlotniczych pocisków kierowanych.

W wypadku samodzielnego studiowania materiału zawartego w niniejszym skrypcie wykładów, należy uprzednio zapoznać się z materiałem zawartym w skryptach w następującej kolejności:

1. skrypt wykładu - mjr mgr inż. Jan ZDZIECH - "Ogólne wiadomości o pociskach kierowanych" - nr ewid. 05388.
2. skrypt - ppłk mgr inż. Antoni ZON - "Systemy kierowania pociskami raketowymi" - nr ewid. S/225
3. skrypt - kpt. mgr inż. Witold KUZIOR - "Ogólne wiadomości o stacji naprowadzania przeciwlotniczych pocisków kierowanych". /Bibl.tajna spec./

Z matematyki wyższej należy mieć opanowane ogólne zasady całkowania i różniczkowania funkcji, gdzie zmienną niezależną jest czas.

Dla słuchaczy Oddziału Wojsk OPK i Lotnictwa skrypt niniejszy jest zasadniczym materiałem dostępnym na pierwsze cztery tematy z teorii naprowadzania i zasad strzelania.

Wykonano 50 egz.

Egz.nr 1-50 Bibl.tajna spec.

wyk.ppłk Zon

druk.I.Balcerzak

dnia 4.02.1965r.

nr ks.masz.003/WW

ppłk mgr inż.Antoni ZON