

**AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO**

im. generała broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII  
KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII

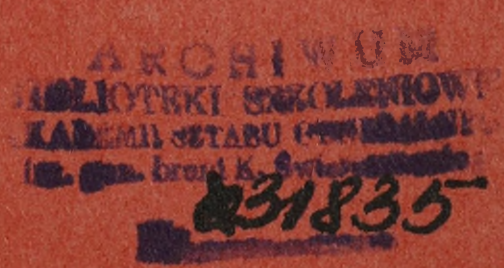
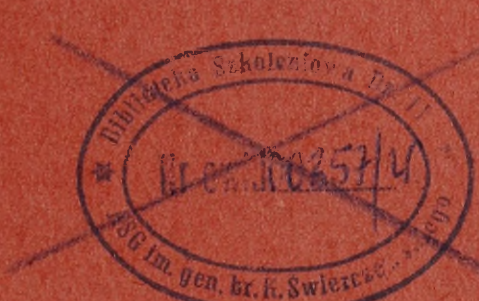
**JAWNE**



Egz. Nr 001

ppłk dypl. Edmund KOPICKI

**STRZELANIE RAKIETAMI TAKTYCZNYMI**



REMBERTÓW

KWIECIEŃ

1965



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

---

**ODDZIAŁ WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII**  
**KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII**

**JAWNE**

~~\_\_\_\_\_~~  
Egz. Nr 001

ppłk dypl. Edmund KOPICKI

**STRZELANIE RAKIETAMI TAKTYCZNYMI**



ARCHIWUM  
BIBLIOTEKI SZKOŁY SZKOŁY  
KATEDRY SZTABU GENERALNEGO  
im. gen. broni K. Świerczewskiego  
231835

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

-----  
ODDZIAŁ WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII  
KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII

"ZATWIERDZAM"  
SZEF KATEDRY STRZELANIA

ppłk dypl. mgr inż. J. ARTYCHOWICZ

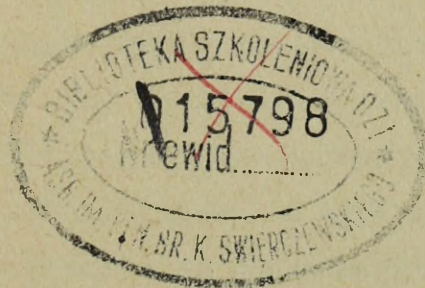
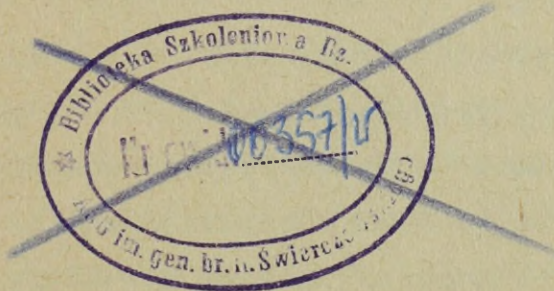
*Przeł. prot. 12357*

**JAWNE**

~~SECRET~~  
Egz.nr... **001**

ppłk dypl. Edmund KOPICKI

"STRZELANIE RAKIETAMI TAKTYCZNYMI"



ARCHIWUM  
BIBLIOTEKI SZKOLENIOWEJ  
AKADEMII SZTABU GENERALNEGO  
im. gen. broni K. Swierczewskiego  
**1231835**

-----  
WARSZAWA-REMBERTOW

s t y c z e ń

1965 r.

## I. WIADOMOSCI Z BALISTYKI RAKIET TAKTYCZNYCH

### A. Elementy toru. Zasadnicze określenia

#### 1. Wprowadzenie

Pod pojęciem broni raketowej rozumiemy broń składającą się z:

- raket;
- wyrzutni raketowych;
- urządzeń transportowych i pomocniczych.

Spośród wszystkich rodzajów techniki wojskowej broń raketowa zajmuje specjalne miejsce i jest zasadniczym rodzajem współczesnych środków walki. Możliwość wyposażenia rakiet w ładunki jądrowe czyni tę broń specjalnie skutecznym środkiem walki we współczesnej wojnie.

Przy użyciu broni raketowej można wykonywać najrozmaitsze zadania, jak: rażenie celów naziemnych, nadwodnych, podwodnych, powietrznych z ziemi, okrętów, łodzi podwodnych i samolotów, co stwarza możliwość wykorzystania broni raketowej w jednokowym stopniu w wojskach lądowych, morskich i lotnictwie.

Broń raketową ogólnie można podzielić na:

- kierowaną i
- niekierowaną.

Niekierowaną broń raketową stosuje się z zasady na odległościach nie przekraczających 50 km, ponieważ przy większych donośnościach na skutek dużego rozrzutu skuteczność ich bardzo szybko obniża się. Dokładność strzelania niekierowanymi raketami jest znacznie niższa niż kierowanymi, niemniej znajdują one szerokie zastosowanie ze względu na prostszą konstrukcję i nieskomplikowane przygotowanie rakety do strzału. Z szerokiej grupy niekierowanej broni raketowej w skrypcie tym omówimy rakety taktyczne /RT/, tzn. rakety będące na wyposażeniu związków taktycznych /dywizji/ i przeznaczone do wykonywania zadań na głębokość taktycznej obrony nieprzyjaciela.

Rakety taktyczne są to rakety:

- 1/ niekierowane, tzn. dla skierowania rakety na cel należy nadać jej odpowiedni kierunek i odpowiednią donośność, przy czym donośność RT nadaje się poprzez odpowiednią prędkość i odpowiedni kąt nachylenia w stosunku do poziomu;

- 2/ balistyczne tzn. takie, których tor - za wyjątkiem odcinka aktywnego /przebywanego przez rakieta z pracującym silnikiem/ przedstawia drogę swobodnie rzuconego ciała;
- 3/ typu "ziemia-ziemia", gdyż stanowisko startowe znajduje się na ziemi i wykorzystuje się je do zwalczania celów naziemnych;
- 4/ o silniku pracującym na stałym materiale napędowym /proch/. RT mogą być wyposażone w ładunek zwykły /3R9/ i w ładunek specjalny /3R10/ 5, 10, 20 KT.

Obecnie rozpatrzymy niektóre zagadnienia z balistyki rakiet taktycznych, tzn. nauki zajmującej się lotem rakiety. Znajomość balistyki potrzebna jest dla:

- określenia jak najbardziej celowej konstrukcji rakiet /jej poszczególnych części/ dla zapewnienia wymaganej donośności /zasięgu/ i dokładności strzelania;
- utworzenie teoretycznych podstaw i wypracowanie metodyki sporządzania tabel strzelniczych i innych dokumentów zabezpieczających bojowe zastosowanie rakiet.

## 2. Elementy toru. Oznaczenia i określenia

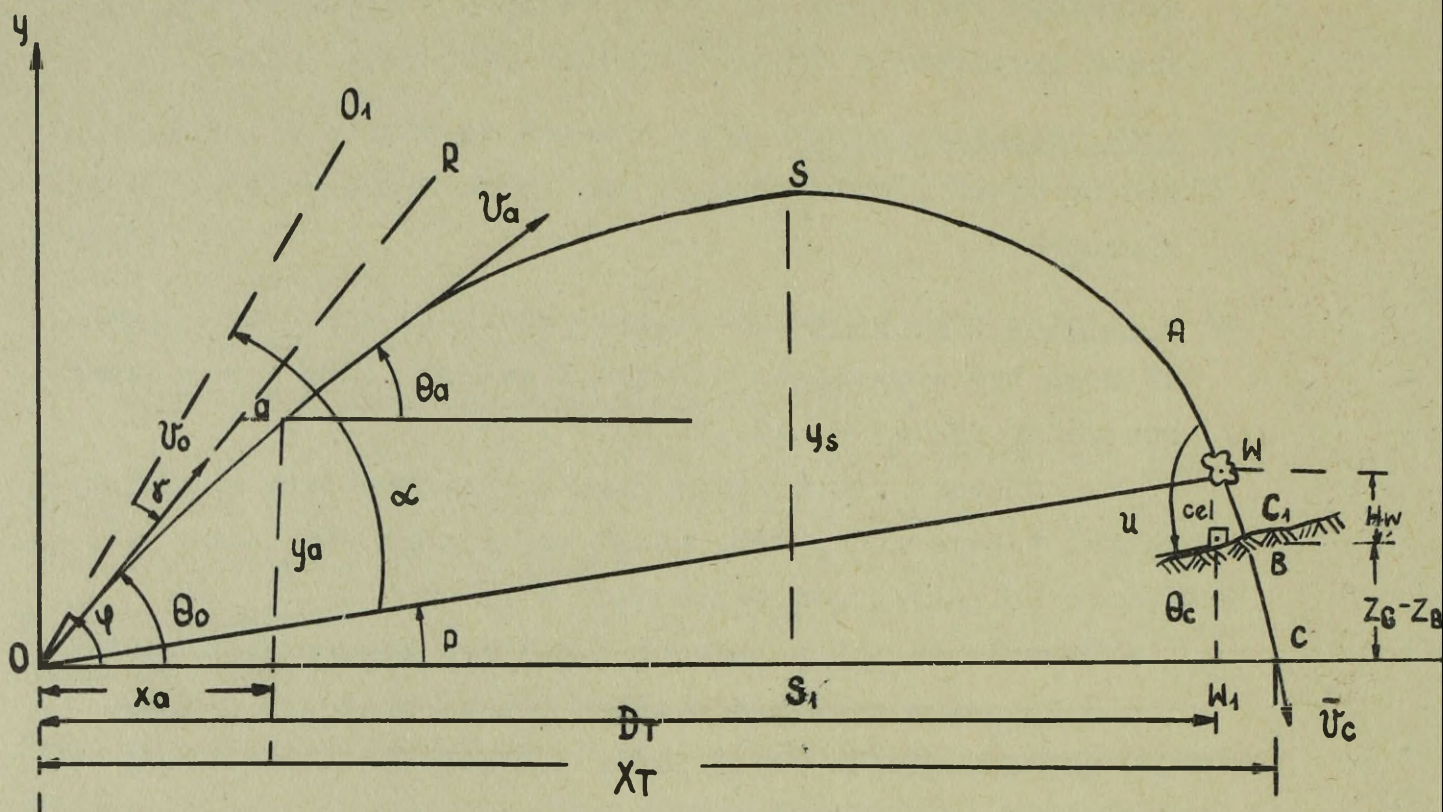
Torem lotu rakiety nazywamy drogę, którą przebywa w przestrzeni środek ciężkości rakiety.

Pomiędzy torem lotu rakiety i torem lotu zwykłego pocisku artyleryjskiego istnieje następująca różnica:

- pocisk artyleryjski pod wpływem gazów prochowych wytwarzających się przy wystrzale osiąga dużą prędkość i wylatuje z lufy. Po wylocie z lufy pocisk artyleryjski leci ze zmniejszającą się prędkością po torze posiadającym kształt paraboli;
- tor lotu rakiety przedstawia krzywą składającą się z dwóch odcinków: aktywnego i biernego. Na aktywnym odcinku toru rakiet leci z pracującym /działającym/ silnikiem. Aktywny odcinek toru zaczyna się od momentu włączenia silnika i kończy się w momencie jego wyłączenia.

Bierny odcinek toru zaczyna się od momentu wyłączenia silnika. Rakiet leci na biernym odcinku toru podobnie jak zwykły pocisk artyleryjski na zasadzie bezwładności.

Zasadnicze elementy toru rakiety taktycznej przedstawione są na rys. 1.



Rys.1.

a/ tor - krzywa OSC /droga przebyta przez środek ciężkości rakiety/

- AOT /aktywny odcinek toru/ Oa;
- BOT /bierny odcinek toru/ ac;
- OS - część wznosząca się toru;
- SC - część opadająca toru.

b/ punkty

- O - punkt wylotu, położenie środka ciężkości rakiety w momencie utraty mechanicznej łączności rakiety z wyrzutnią /prowadnicą/;
- a - punkt toru, w którym kończy się praca silnika /koniec AOT/;
- S - wierzchołek toru, najwyższy punkt wzniesienia toru;
- W - punkt wybuchu /przy strzelaniu 3R10, wybuch powietrzny/;
- Cel
- C<sub>1</sub> -punkt uderzenia - punkt, w którym rakietą spotyka się z terenem względnie z przeszkodą /przy strzelaniu rakietą 3R9 i 3R10 wybuch naziemny/;
- W<sub>1</sub> - rzut punktu wybuchu na poziom;
- C - punkt upadku - punkt przecięcia się toru z poziomem wylotu.

c/ linie/wysokości, odległości, wektory/

- $OO_1$  - linia strzału - przedłużenie podłużnej osi wycelowanej rakiety;
- OR - linia rzutu - przedłużenie wektora prędkości rakiety w momencie wylotu /to jest w momencie utraty mechanicznej łączności rakiety z wyrzutnią/;
- $\vec{V}_0$  - wektor prędkości początkowej / $V_0$  - prędkość jaką posiada rakietka przy zejściu z prowadnicy/;
- $\vec{V}_a$  - wektor prędkości rakiety przy końcu AOT;
- $\vec{V}_c$  - wektor prędkości końcowej rakiety /w punkcie upadku/;
- OW - linia położenia wybuchu/celu/ linia łącząca punkt wylotu z wybuchem /celem/;
- $C_1A$  - styczna do toru w punkcie uderzenia;
- CB - styczna do toru w punkcie upadku;
- $X_a$  - odległość pozioma do końca AOT;
- $Y_a$  - wysokość końca AOT
- $/X_a, Y_a$  - współrzędne końca AOT/
- $OW_1 = D_T$  - odległość topograficzna - odległość od punktu wylotu do rzutu wybuchu /celu/ na poziom;
- OC =  $X_T$  - donośność całkowita - odległość pozioma od punktu wylotu do punktu upadku;
- $SS_1 = Y_S$  - wierzchołkowa toru - odległość pionowa pomiędzy wierzchołkiem toru S a jego rzutem na poziom  $S_1$ ;
- $H_w$  - wysokość wybuchu w stosunku do poziomu celu;
- $Z_c - Z_B$  - różnica wysokości celu i stanowiska startowego /baterii/.

d/ płaszczyzny

- $O_x$  - poziom wyrzutni - płaszczyzna pozioma przechodząca przez punkt wylotu;
- $OO_1$  - płaszczyzna strzału - płaszczyzna pionowa przechodząca przez linię strzału;
- OR - płaszczyzna rzutu - płaszczyzna pionowa przechodząca przez linię rzutu.

e/ kąty

- $\theta_0$  - początkowy kąt rzutu - kąt między poziomem wyrzutni i linią rzutu;

- p - kąt położenia wybuchu /celu/ - kąt zawarty między poziomem wyrzutni a linią położenia /może być dodatni i ujemny/;
- $\alpha$  - kąt celownika - kąt zawarty między linią położenia, a linią strzału /zawsze dodatni, ponieważ linia strzału jest zawsze wyżej od linii położenia/;
- $\psi$  - kąt podniesienia - kąt zawarty między poziomem wyrzutni a linią strzału;
- $\gamma$  - kąt podrzutu - kąt zawarty między linią strzału a linią rzutu /ujemny, środek ciężkości dla RT rozmieszczony jest w przodzie/;
- $\theta_a$  - kąt nachylenia stycznej przy końcu AOT /kąt rzutu przy końcu AOT/ - kąt zawarty między poziomem a styczną do toru przy końcu AOT;
- $u$  - kąt uderzenia - kąt zawarty między styczną do toru w punkcie uderzenia a styczną do terenu;
- $\theta_c$  - kąt upadku - kąt zawarty między styczną do toru w punkcie upadku a poziomem wylotu.

f/ inne elementy

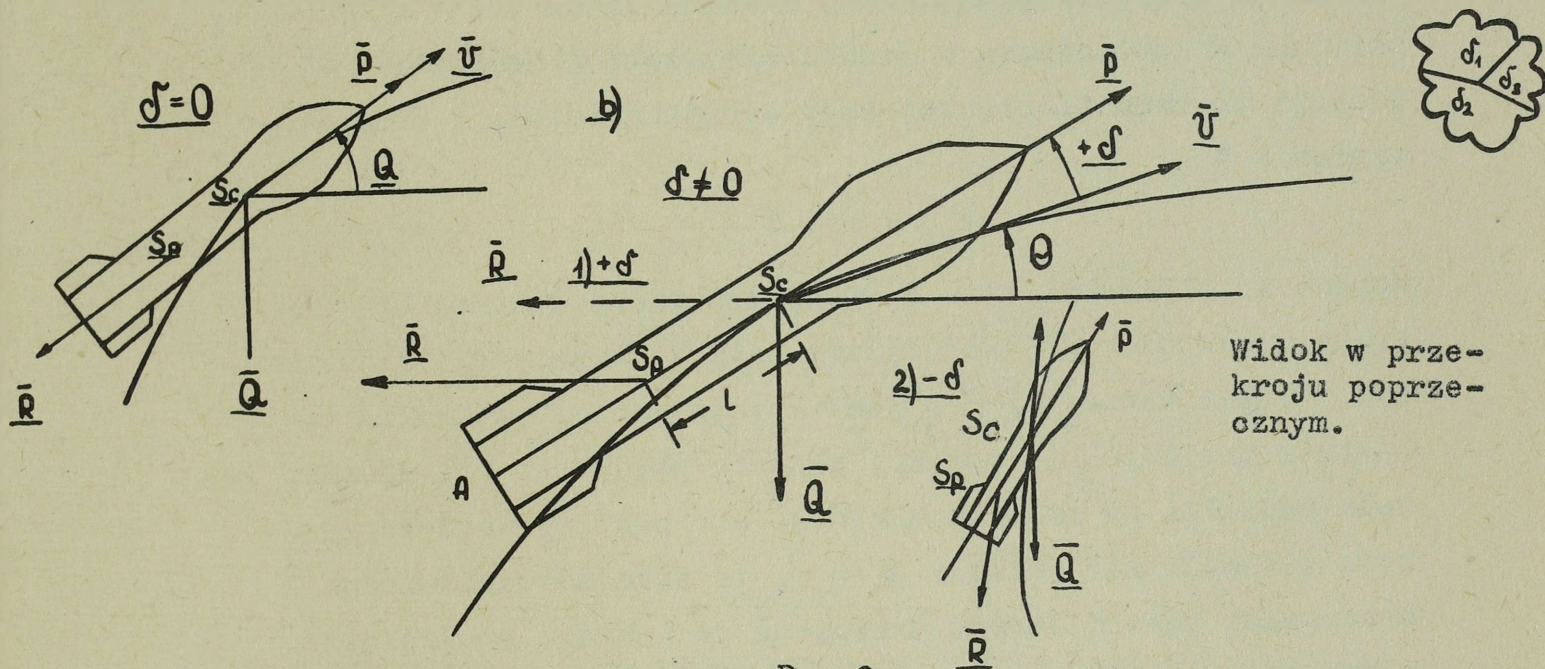
- $t_c$  - całkowity czas lotu rakiety - czas, jaki zużywa rakietka na przebycie drogi od punktu wylotu do punktu upadku.

B. Siły i momenty działające na raketę w czasie lotu

1. Zasady ogólne

W czasie lotu rakiety w powietrzu z pracującym silnikiem /na AOT/ na raketę działają następujące siły:

- siła reakcji  $\bar{P}$  /rys. 2/ przyłożona w środku ciężkości i skierowana wzdłuż osi rakiety;
- siła ciężkości  $\bar{Q}$  - przyłożona w środku ciężkości i skierowana do środka ziemi;
- siła aerodynamiczna  $\bar{R}$  - odpowiadająca siłom działania oporu powietrza, przyłożona w środku parcia i skierowana w kierunku przeciwnym do kierunku lotu rakiety.



Widok w przekroju poprzecznym.

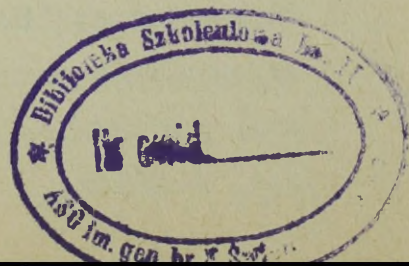
Rys.2.

- gdzie:  $S_c$  - środek ciężkości - punkt przyłożenia wypadkowej sił ciężkości;
- $S_p$  - środek parcia - punkt przyłożenia wypadkowej sił aerodynamicznych;
- $l$  - oddalenie środka parcia od środka ciężkości wzdłuż podłużnej osi rakiety;
- $\delta$  - kąt nutacji - występuje nie tylko w płaszczyźnie strzelania i dlatego oznaczamy go przez  $\delta$  w odróżnieniu od kąta natarcia /ataku/  $\alpha$  w płaszczyźnie strzelania;
- $\theta$  - kąt nachylenia wektora prędkości w stosunku do poziomu;
- AB - oś podłużna rakiety.

Na biernym odcinku toru /BOT/ rakieta leci jak swobodnie rzucone ciało i jej lot odbywa się pod działaniem dwóch sił:

- siły ciężkości  $\bar{Q}$ ;
- siły aerodynamicznej  $\bar{R}$ .

Siły  $\bar{P}$  i  $\bar{Q}$  dążą do zmiany wielkości i kierunku wektora prędkości.



Siła  $\bar{R}$  zmienia wielkość i kierunek prędkości oraz dąży do obrotu rakiety wokół jej środka ciężkości. Dla przeanalizowania ruchu /lotu/ rakiety wszystkie siły przenosi się do środka ciężkości.

Działanie siły aerodynamicznej  $\bar{R}$  można zamienić siłą aerodynamiczną  $\bar{R}'$  przyłożoną w środku ciężkości i momentem stabilizacji równemu iloczynowi siły aerodynamicznej i długości ramienia  $l$

$$M_{st} = R \cdot l$$

Moment stabilizacji dąży do pokrycia się podłużnej osi rakiety z wektorem prędkości, tzn. dąży do likwidacji kąta nutacji. Kąt nutacji  $\varphi$  jest dodatni jeżeli podłużna oś rakiety znajduje się powyżej wektora prędkości  $\bar{V}$  i ujemny, jeżeli podłużna oś rakiety znajduje się poniżej wektora prędkości. Jeżeli kąt nutacji  $\varphi = 0$ , to siła aerodynamiczna  $\bar{R}$  skierowana jest w stronę przeciwną do wektora prędkości  $\bar{V}$ , a moment stabilizacji  $M_{st} = 0$ .

W czasie lotu rakiety, oprócz podanych wyżej sił i momentów, na raketę działają przypadkowe siły jak np.: porywy wiatru, zmiana siły ciągu /reakcji/, zmiana gęstości powietrza itp. Siły te powodują odchylenie się rakiety od obliczonego toru. Jeżeli rakietę po ustaniu działania na nią przypadkowych sił powraca do niezakłóconego ruchu /lotu/ to oznacza to, że rakietę jest stabilizowana. Stabilizacja może być nadana rakiecie poprzez ustawienie w tylnej części rakiety stateczników, względnie przy pomocy nadania rakiecie szybkiego obrotu /kilka tysięcy obrotów na minutę/ wokół podłużnej osi.

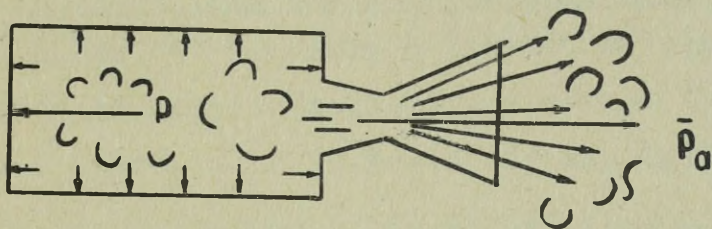
## 2. Działanie siły reakcji

### Siła reakcji

Podstawowym warunkiem ruchu jest istnienie zewnętrznego punktu oparcia /ziemi, wody, powietrza itp./, a także pośrednika względnie pośredniego elementu, tzn. czynnika ruchu /kół tramwajowych, nóg, śruby okrętowej, śmigła samolotowego itp./. Niemniej jednak są i takie urządzenia, które poruszają się odrywając się nie od zewnętrznego punktu oparcia, lecz od wyrzucanych przez nie gazów, przy tym urządzenia te nie posiadają pośredniego elementu czynnika ruchu, jak np. okręt, tramwaj, samolot.

Podstawą ruchu takich urządzeń jest ruch odrzutowy.

Istota ruchu odrzutowego polega na wykorzystaniu zjawiska odrzutu - reakcji /reakcja z łacińskiego - odrzucanie, przeciwdziałanie/, zgodnie z prawem Newtona, że "każdemu działaniu towarzyszy równe co do wielkości, ale przeciwne co do kierunku, przeciwdziałanie".



Rys. 3.

Weźmiemy zamknięte ze wszystkich stron naczynie i napełnimy je paliwem, które zapalimy. Gazy wytwarzane przy spalaniu paliwa będą cisnęły na wszystkie ścianki naczynia z jednakową siłą. Ponieważ siły ciśnienia gazów na przeciwległe ścianki będą wzajemnie się równoważyły, naczynie pozostanie nieruchome. Jeżeli w dnie naczynia zrobimy z jednej strony otwór, to ścisniony w naczyniu gaz z dużą prędkością zacznie uchodzić przez ten otwór i równowaga sił ciśnienia zostanie naruszona. Gazy będą uchodziły pod działaniem siły ciśnienia " $p_a$ " skierowanej w kierunku wychodzących gazów. W danym wypadku, ponieważ istnieje siła " $p_a$ ", to zgodnie z prawem Newtona powinna pojawić się i druga siła o tej samej wielkości i kierunku przeciwnym /reakcja/. Taką siłą będzie i siła reakcji " $p$ ". Siła " $p$ " przyłożona do przedniej ścianki naczynia /komory spalania/ spowoduje jego ruch /jeżeli jest ona większa od wagi naczynia/ w stronę przeciwną do kierunku wyrzucanych gazów. Ruch ciała powstał niezależnie od zewnętrznego środowiska i bez czynnika ruchu.

Ruchem odrzutowym nazywać będziemy ruch ciała pod wpływem działania siły reakcji powstającej w wyniku wyrzucania gazów powstałych przy spalaniu się materiału napędowego w komorze spalania.

Siła reakcji może być znacznie powiększona jeżeli otwór w dnie naczynia /komory/ skonstruujemy w postaci specjalnej dyszy wylotowej. Ustawienie dyszy w komorze spalania pozwala powiększyć siłę reakcji silnika raketowego do półtora raza. Stwierdziliśmy więc, że siła reakcji powstaje wskutek wypływu gazów z komory spalania silnika raketowego, przyłożona jest do środka ciężkości rakiety i skierowana wzdłuż jej podłużnej osi w kierunku głowicy.

Rozpatrzmy wzór na wielkość siły reakcji.

Założymy, że rakieta w momencie "t" miała masę "M" i prędkość "V" w stosunku do ziemi, tzn., że pęd rakiety w momencie "t" równał się  $M \cdot V$ .

Jeżeli w odstępie czasu " $\Delta t$ " z dyszy była wyrzucona masa gazów " $\Delta M$ " z prędkością "U" w stosunku do rakiety /prędkość wypływu/, to wskutek tego masa rakiety zmniejszy się o wielkości " $\Delta M$ ", a prędkość rakiety wzrośnie o " $\Delta V$ ", tzn. że pęd rakiety w momencie /t +  $\Delta t$ / będzie równy  $(M - \Delta M) \cdot (V + \Delta V)$ . Jednocześnie wyrzucone gazy będą miały pęd równy  $\Delta M \cdot (V - U)$  /ponieważ prędkość gazów w stosunku do ziemi równa się różnicy prędkości rakiety i wypływu gazów/.

Jeżeli na układ "rakieta + wyrzucone gazy" w przedziale  $\Delta t$  nie oddziaływały zewnętrzne siły, to pęd układu w momencie /t +  $\Delta t$ / powinien być równy pędowi układu w momencie t

$$M \cdot V = (M - \Delta M) \cdot (V + \Delta V) + \Delta M \cdot (V - U) = M \cdot V - \Delta M \cdot V + M \cdot \Delta V - \Delta M \cdot \Delta V + \Delta M \cdot V - \Delta M \cdot U$$

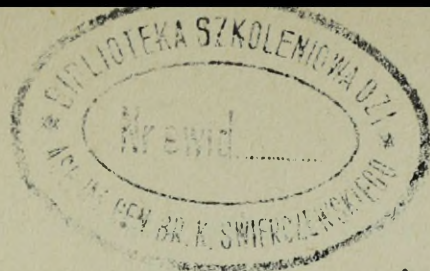
Ostatecznie otrzymamy  $M \cdot \Delta V = \Delta M \cdot U$  /iloczyn  $\Delta M \cdot \Delta V$  odrzucamy ze względu na jego znikomą wielkość/ dzieląc równanie przez  $\Delta t$  otrzymamy bezpośrednią zależność między masą M,

przyspieszeniem rakiety  $-\frac{\Delta V}{\Delta t}$ , wydatkiem sekundowym masy  $\frac{\Delta M}{\Delta t}$  i prędkością wypływu gazów "U" z dyszy silnika

$$M \frac{\Delta V}{\Delta t} = \frac{\Delta M}{\Delta t} U$$

/równanie Mieszczerskiego/.

W lewej części równania znajduje się wyrażenie siły, wskutek której przy wypływie gazów z dyszy silnika rakieta o masie M otrzymuje przyspieszenie  $-\frac{\Delta V}{\Delta t}$ . Ta siła nazywana jest siłą reakcji P.



W prawej części równania wydatek sekundowy masy rakiety  $\frac{\Delta M}{\Delta t}$  zazwyczaj wyrażany jest przez sekundowy wydatek ciężarowy  $G$  podzielony przez przyspieszenie siły ciężkości  $\frac{\Delta M}{\Delta t} = \frac{G}{g}$

$$\text{stąd } P = \frac{G}{g} \cdot U$$

gdzie:  $G$  - sumaryczne sekundowe zużycie materiału napędowego w kg/sek;

$g$  - przyspieszenie /ziemskie/ siły ciężkości w  $\text{m/sek}^2$  /9,81  $\text{m/sek}^2$ /;

$U$  - prędkość gazów na wylocie dyszy w m/sek.

Jeżeli potrzeba dokładniej określić wielkość "P" to dodatkowo uwzględnia się wypadkową siłę statycznego atmosferycznego ciśnienia powietrza oddziaływującego na powierzchnię całej rakiety i ciśnienia gazów na powierzchni przekroju wylotowego dyszy silnika raketowego.

Jeżeli rakieta jest nieruchoma, to siły ciśnienia atmosferycznego "P" działające jednakowo na raketę ze wszystkich stron wzajemnie się wyrównują. Wyjątek stanowią tylko siły skierowane wzdłuż podłużnej osi rakiety, ponieważ ciśnienie wypływających gazów  $p_a$  na powierzchni przekroju wylotowego dyszy zazwyczaj nie równa się zewnętrznemu ciśnieniu atmosferycznemu "p". Różnica tych ciśnień pomnożona przez powierzchnię " $S_a$ " przekroju dyszy daje poprawkę prawej części równania

$$P = \frac{G}{g} U + S_a / p_a - p /$$

gdzie:  $S_a$  - powierzchnia wylotu dyszy w  $\text{m}^2$

$p_a$  - ciśnienie gazów na wylocie dyszy w  $\text{kg/m}^2$

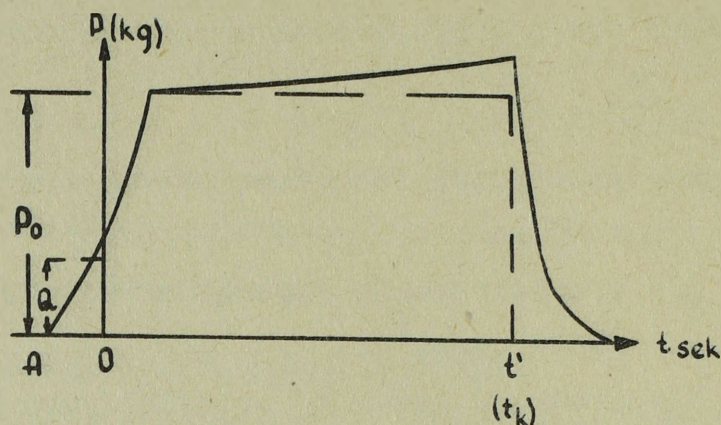
$p$  - ciśnienie atmosferyczne na wysokości lotu w  $\text{kg/m}^2$ .

Wraz z powiększaniem wysokości ciśnienie atmosferyczne zmniejsza się, dlatego siła reakcji P wzrasta i największą wartość osiąga w próżni /w rozrzedzonych warstwach atmosfery, gdzie  $p \approx 0$ /,

$$P = \frac{G}{g} U + S_a \cdot p_a$$

Zmianę siły reakcji zależnie od czasu lotu, charakterystyczną dla raket, które mają stały wydatek materiału sekundowego pokazano na rysunku 4.

$P_0$  - ciśnienie atmosfer.



rys. 4.

Oderwanie się rakiety następuje w momencie  $t_0 = 0$ , gdy wielkość siły reakcji będzie większa od ciężaru rakiety.

Zwiększenie siły reakcji "P" po osiągnięciu przez silnik pełnej mocy następuje wskutek zwiększenia wysokości "Y" lotu rakiety wskutek czego następuje zmniejszenie zewnętrznego ciśnienia atmosferycznego "p".

Przy końcu wypalania się paliwa następuje zjawisko dalszego działania, w wyniku czego siła "P" jeszcze w pewnym czasie działa na raketę zmieniając jej prędkość. Charakter zmiany siły "P" w tym okresie czasu jest niejednakowy i dokładnie niezbadany. Jedną z podstawowych charakterystyk silnika raketowego jest impuls jednostkowy /albo ciąg jednostkowy/.

Impuls jednostkowy jest to siła reakcji silnika przypadająca na 1 kg sumarycznego wydatku sekundowego materiału napędowego

$$I_1 = \frac{P}{G} / \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} /$$

$$\text{/dla RT } I_{1N} = 190 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} /$$

Wielkość ta służy dla porównania między sobą różnych materiałów napędowych stosowanych w silnikach raketowych i charakteryzuje efektywność pracy silnika.

Impuls jednostkowy zależy od właściwości silnika i wartości opakowej materiału napędowego.

Z równania wynika, że wielkość siły "P" zmienia się ze zmianą impulsu jednostkowego i sumarycznego wydatku sekundowego składników materiału napędowego

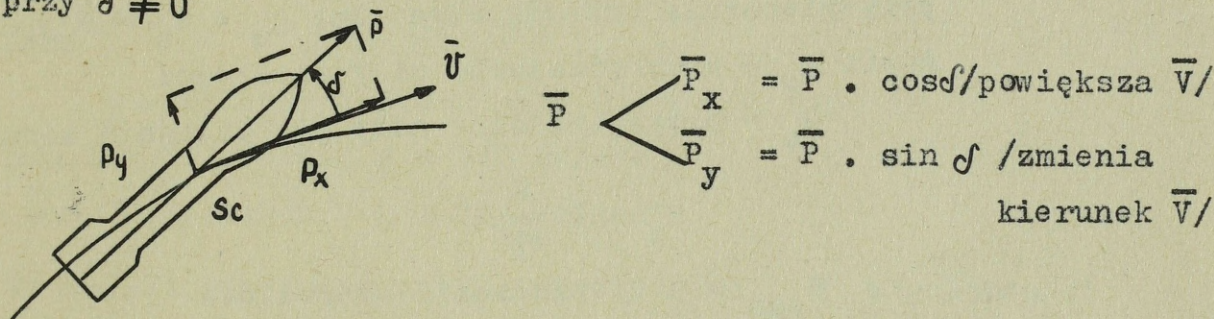
$$P = I_1 \cdot G$$

Dlatego przy przygotowaniu danych do strzelania RT wprowadza się poprawkę na odchyłkę impulsu jednostkowego od wartości tabelarycznej.

Działanie siły reakcji "P" na lot rakiety

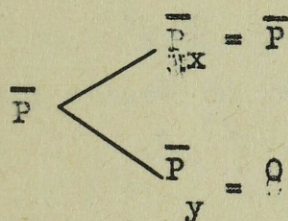
Siła "P" działa tylko na AOT

a/ przy  $\delta \neq 0$



rys.5.

b/ przy  $\delta = 0$



3. Działanie siły ciężkości

$$Q = M \cdot g$$

gdzie: M - masa rakiety w  $\frac{\text{kg/sek}^2}{\text{m}}$

g - przyspieszenie siły ciężkości /g = 9,81 m/sek<sup>2</sup>/.

Ze wzoru wynika, że "Q" zmienia się w wyniku zmiany masy rakiety "M" i przyspieszenia "g".

a/ Zmiana masy rakiety

Na AOT masa rakiety zmniejsza się według wzoru

$$M = M_0 - \frac{G}{g} t$$

gdzie: M<sub>0</sub> - początkowa /startowa/ masa rakiety w  $\frac{\text{kg/sek}^2}{\text{m}}$

G - sumaryczne sekundowe zużycie paliwa w kg/sek

t - czas pracy silnika.

Na BOT masa rakiety jest stała

$M = \text{const.}$

b/ Zmiana przyspieszenia siły ciężkości

Przyspieszenie siły ciężkości zmienia się w zależności od szerokości geograficznej "B" i wysokości "Y".

1/ Zmiana "g" w zależności od zmiany "B"

Na powierzchni ziemi przyspieszenie siły ciężkości jest sumą przyspieszenia siły przyciągania ziemskiego i przyspieszenia odśrodkowego tzn.  $g_0 = G_0 - W_{\text{ods}} \cdot \cos B$

gdzie  $g_0$  - przyspieszenie siły ciężkości

$G_0$  - przyspieszenie siły przyciągania ziemskiego

$$G_0 = K \frac{M}{r^2}$$

$W_{\text{ods}}$  - przyspieszenie odśrodkowe

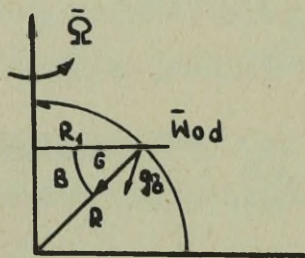
$$W_{\text{ods}} = \Omega^2 R_1 = \Omega^2 R \cdot \cos B$$

K - stała grawitacyjna

$$K = 6,67 \cdot 10^{-8} \text{ cm}^3/\text{g} \cdot \text{sek}^2$$

r - oddalenie środka rakiety od środka ziemi w cm,

M - masa ziemi /M =  $5,98 \cdot 10^{27}$  g/.



$\Omega$  - prędkość kątowna obrotu ziemi w radianach na sekundę

$$\Omega = 7,292 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{sek}}$$

R - promień ziemi  $R = 6371$  km

B - szerokość geograficzna stanowiska startowego.

Rys.6.

Podstawiając do wzoru  $g_0 = G_0 - W_{\text{ods}} \cdot \cos B$  ostatecznie otrzymamy

$$g_0 = G_0 - \Omega^2 R \cos^2 B$$

Na równiku  $B = 0$ , tzn.  $\cos^2 0 = 1$

$$g_0 = G_0 - \Omega^2 R \text{ przyjmując najmniejszą wartość.}$$

Na biegunie  $B = 90^\circ$ , tzn.  $\cos^2 90^\circ = 0$

$$g_0 = G_0, \text{ przyjmując największą wartość.}$$

Równanie  $g_0 = G_0 - \Omega^2 R \cos^2 B$  uwzględnia zmianę wielkości przyspieszenia siły ciężkości tylko wskutek obrotu ziemi. Jednak "g" zmienia się z szerokością geograficzną również wskutek spłaszczenia ziemi, co powoduje zwiększenie przyspieszenia siły ciężkości przy przemieszczeniu się od równika do bieguna. Międzynarodowy kongres geofizyczny w 1930 r. ustalił wzór uwzględniający obydwie wyżej wspomniane czynniki dla obliczania przyspieszenia siły ciężkości zależnie od szerokości geograficznej /na poziomie morza/

$$g = 978,049 + 5,172 \sin^2 B - 0,006 \sin^2 2B$$

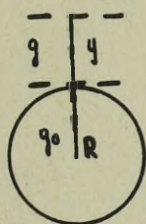
dla  $B = 0$  /równik/  $g = 978 \text{ cm/sek}^2$

dla  $B = 90^\circ$  /biegun/  $g = 983 \text{ cm/sek}^2$

2/ Zmiana przyspieszenia siły ciężkości "g" w zależności od zmiany wysokości

Zgodnie z prawem ciążenia  $F = K \frac{mM}{r^2}$ , ponieważ  $F = m \cdot g$

to  $\frac{K mM}{r^2} = mg$  czyli  $g = \frac{KM}{r^2}$ , jeżeli  $r = R + y$  to



$$g = \frac{KM}{(R + y)^2} = \frac{KM}{R^2 / 1 + \frac{y}{R} / 2} = \frac{KM}{R^2} / 1 + \frac{y}{R} / -2$$

Rys.7.

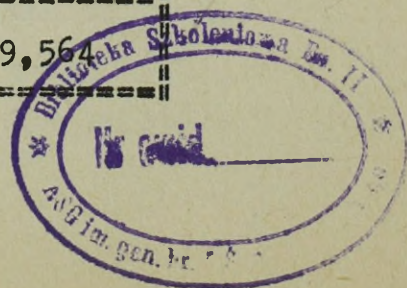
ponieważ  $g_0 = \frac{KM}{R^2}$  to ostatecznie

$$g = g_0 / 1 + \frac{y}{R} / -2$$

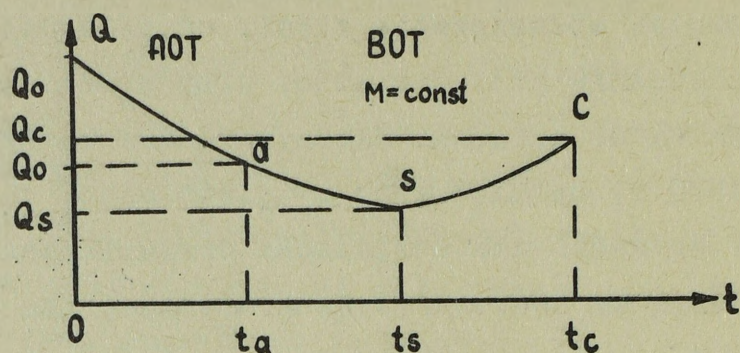
gdzie: g - przyspieszenie siły ciężkości na wysokości "y"  
 $g_0$  - przyspieszenie siły ciężkości na powierzchni ziemi.

Wraz z powiększeniem wysokości przyspieszenia siły ciężkości zmniejsza się zgodnie z w/w wzorem.

y	0	10 km	50 km	80 km
g	9,890	9,715	9,653	9,564



Zmiana masy rakiety "M" i przyspieszenia siły ciężkości "g" prowadzi do zmiany siły ciężkości "Q" w czasie /rys.8/



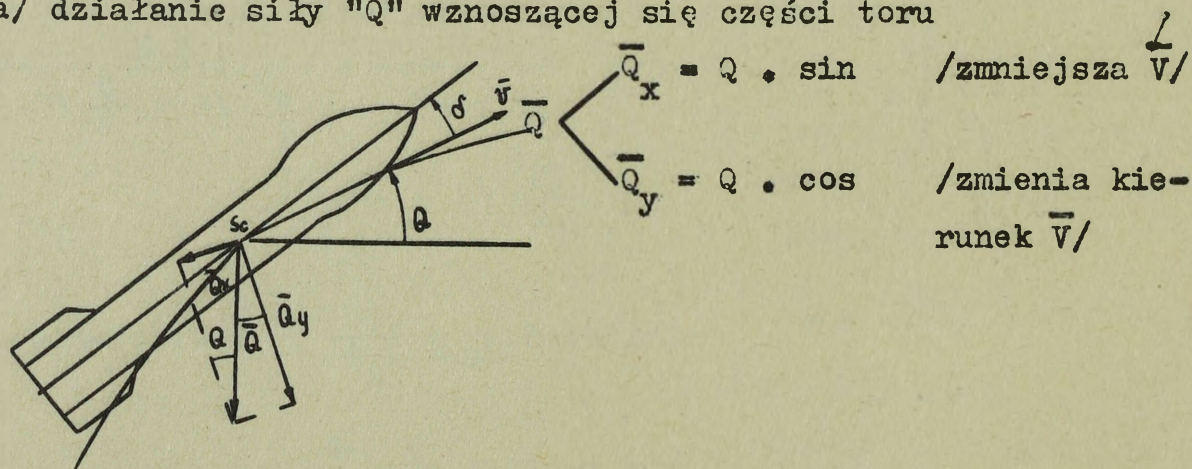
Rys.8.

- gdzie:  $Q_0$  - ciężar rakiety w punkcie startu  
 $Q_a$  - ciężar rakiety przy końcu AOT  
 $Q_s$  - ciężar rakiety w wierzchołku toru  
 $Q_c$  - ciężar rakiety w punkcie upadku.

Działanie siły ciężkości na lot rakiety.

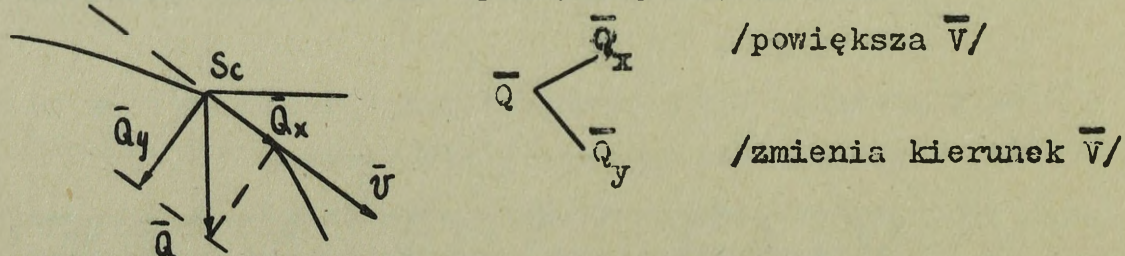
Siła "Q" przyłożona jest w punkcie ciężkości i działa na całym torze lotu rakiety.

a/ działanie siły "Q" wznoszącej się części toru



Rys.9.

b/ działanie siły "Q" na opadającej części toru



Rys.10

### Wniosek

Siła "Q" zmienia kierunek i wielkość prędkości, na części wznoszącej się toru zmniejsza prędkość, na części opadającej toru powiększa.

### 4. Działanie siły aerodynamicznej

Rakieta w czasie swego lotu zderza się nieustannie ze znajdującymi się na jej drodze cząsteczkami powietrza. Cząsteczki te jak gdyby przyklejają się do powierzchni rakiety, tworząc cienką lecz zgęszczoną powłokę powietrzną. Pomiędzy cząsteczkami tworzącymi powłokę a cząsteczkami dalszych warstw powietrza powstają dość duże siły tarcia. Gdy siły tarcia są większe od siły przeklejania /przy dużej V/ zachodzi jak gdyby zjawisko oderwania się powłoki od powierzchni rakiety. Powłoka ta przez pewien czas nie zamyka się za dnem rakiety, gdzie wytwarza się strefa rozrzedzonego powietrza. Nieco później, gdy cząsteczki powietrza zaczynają wypełniać tę strefę, powstają za rakieta kłęby wirującego powietrza.

Poruszająca się rakieta wywołuje zjawiska dźwiękowe /część energii kinetycznej zużywa się na wytwarzanie dźwięku, tzn. przekształca się w energię dźwiękową/. Fale dźwiękowe powstają wskutek drgającego ruchu cząsteczek wywołanych ruchem rakiety. Fale dźwiękowe tworzą się nieustannie. Każdy nowy punkt tworzy nową falę dźwiękową.

Stosunek prędkości rakiety do prędkości dźwięku przyjęto nazywać liczbą Macha.

$$M = \frac{V}{a}$$

Jeżeli  $M < 1$ ,  $V < a$  /grzbiety fal dźwiękowych cały czas wyprzedzają raketę, dźwięk słaby/ powietrze płynnie opływa raketę.

Jeżeli  $M = 1$   $V = a$  / rakieta porusza się na grzbiecie wytworzonej przez siebie fali dźwiękowej/, ponieważ w czasie ruchu tworzą się coraz to nowe fale dźwiękowe, przez to grzbiety tych fal nakładają się jeden na drugi i łączą się przy głowicy rakiety, tworząc zgęszczenie powietrza, co gwałtownie powiększa opór powietrza.

Jeżeli  $M > 1$  - rakietę porusza się z prędkością ponad dźwiękową  $V > a$  / $V > 330$  m/sek/ - rakietę wyprzedza wytworzone przez siebie fale dźwiękowe, przebijając grzbiety zgęszczenia tych fal. Powstaje jak gdyby wydłużenie strefy zgęszczenia, co powoduje tworzenie się tzw. fali balistycznej.

Wniosek:

Na opór powietrza składają się w głównej mierze następujące czynniki:

- a/ opór działający na głowicę rakiety powstający wskutek sprężania powietrza przed rakieta i rozrzedzenia powietrza za dnem rakiety. Ciśnienie powietrza jest skierowane w kierunku przeciwnym do lotu rakiety i równa się różnicy ciśnień przed głowicą i za dnem rakiety;
- b/ opór powstający wskutek tarcia powietrza o powierzchnię skorupy rakiety - opór wzrasta przy zwiększaniu liczby i wymiarów rozmaitych wyłobień i nierówności, tzn. jest uzależniony od stanu powierzchni rakiety;
- c/ opór spowodowany przez wytwarzanie się fali balistycznej, która przy poruszaniu się rakiety z  $V \geq a$  gwałtownie powiększa wielkość tego oporu.

Siła oporu powietrza /siła aerodynamiczna/ zależy od:

- 1/ kształtu rakiety
- 2/ przekroju poprzecznego  $S = \frac{\pi d^2}{4}$ ;
- 3/ "V" /opór powietrza wzrasta proporcjonalnie do kwadratu/ prędkość
- 4/ stanu atmosfery /gęstsze powietrze większy opór i odwrotnie/.

Dla zmniejszenia działania siły "R" rakiety konstruuje się z możliwie małym przekrojem poprzecznym i zaostrzoną częścią głowicową.

Wypadkowa wszystkich sił aerodynamicznych w każdej chwili ruchu jest skierowana w kierunku przeciwnym do ruchu rakiety, stąd też siła aerodynamiczna wstrzymuje lot rakiety i dąży do jej przewrócenia /koziołkowania/. Dla uniemożliwienia przewrócenia nadaje się raketom /pociskom/ ruch wirowy /obrotowy/ /obracające się ciało lepiej zachowuje swoje położenie, np. rower, bąk/, względnie równowagę zapewnia się przy pomocy stateczników.

Rozpatrzmy wypadek ruchu rakiety w jednej płaszczyźnie /przy rozpatrywaniu ruchu przestrzennego należałoby brać również boczną siłę aerodynamiczną " $R_z$ "/. Siłę aerodynamiczną " $R$ " zazwyczaj rozkłada się na 2 składowe siły: Siłę oporu czołowego " $R_x$ " i siłę nośną /sterującą/ " $R_y$ ". Składowa " $R_x$ " wzdłuż stycznej do toru nazywa się siłą oporu czołowego. Skierowana jest ona w stronę przeciwną do ruchu rakiety i rośnie wraz z powiększeniem prędkości lotu rakiety.

Składowa " $R_y$ " prostopadła do stycznej do toru nazywa się siłą nośną. Powstaje ona tylko w tym wypadku, gdy między osią rakiety i styczną do toru istnieje kąt nutacji /ataku/.

Jeżeli kierunek lotu pokrywa się ze styczną do toru  $\alpha = 0$ , to  $R_y = 0$ .

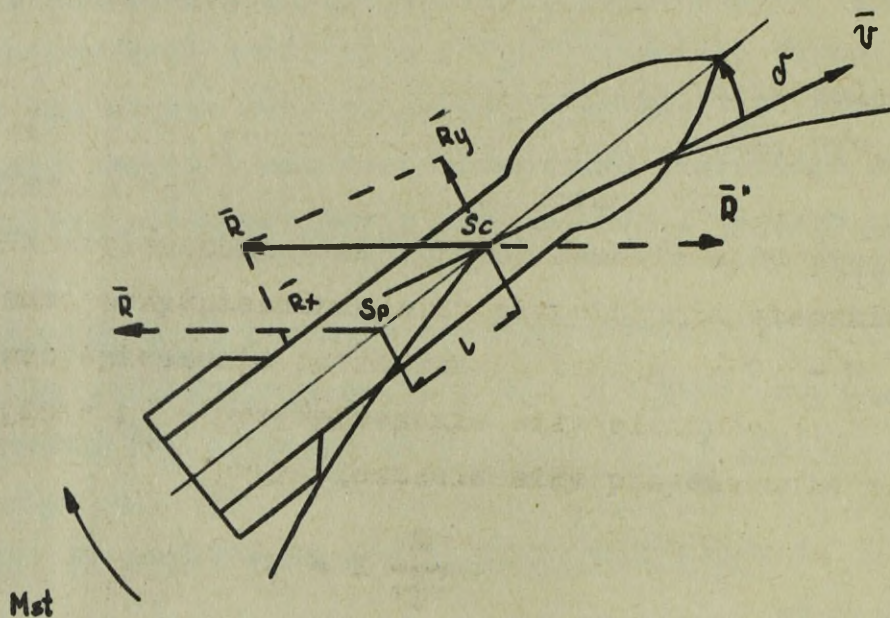
" $R$ " zawsze jest przyłożona w określonym punkcie rakiety nazywanym środkiem parcia. Środek parcia nie zawsze pokrywa się ze środkiem ciężkości.

Jeżeli środek parcia nie pokrywa się ze środkiem ciężkości to powstaje moment siły aerodynamicznej  $M = R_y \cdot l$ .

Moment siły aerodynamicznej może być wychylający lub stabilizujący /zawracający/.

U rakiet nie posiadających stateczników środek parcia znajduje się z przodu środka ciężkości i powstający moment siły aerodynamicznej /moment wychylający/ dąży do wychylenia osi rakiety od stycznej do toru /przewrócenie częścią głowicową w tył - koziołkowanie/.

U rakiet mających stateczniki środek parcia znajduje się za środkiem ciężkości i powstający moment aerodynamiczny /moment stabilizacji/ dąży do zmniejszenia kąta nutacji.



Rys.11.

Z rys. 11 wynika, że siła "R" dąży do:

- zmiany wielkości /zmniejszenia/  $\bar{V}$ ;
- zmiany kierunku  $\bar{V}$  /wzniesienia rakiety w górę/;
- obrotu rakiety wokół jej środka ciężkości.

Do środka ciężkości  $S_c$  przeniesiemy parę sił równych co do wielkości

$$\bar{R}' = \bar{R}'' = \bar{R}$$

Siły  $\bar{R}'$  i  $\bar{R}''$  są równe, lecz skierowane w przeciwne strony. Para sił  $\bar{R}'$  i  $\bar{R}''$  powoduje powstanie momentu stabilizacji " $M_{st}$ ", który dąży do obrócenia rakiety wokół środka ciężkości " $S_c$ ".

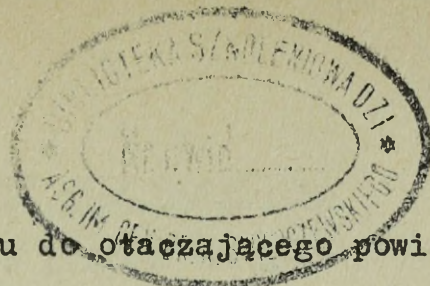
$$\bar{R} = C \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S$$

$$\bar{R}' = \begin{cases} R_x = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \\ R_y = C_y \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \end{cases}$$

$$M_{st}$$

gdzie:  $\bar{R}$  - siła aerodynamiczna w kg;

$C$  - współczynnik siły oporu <sup>powietrza</sup> określa się doświadczalnie, przy dużych  $V$ , współczynnik ten uzależniony jest przede wszystkim od liczby Macha  $M = \frac{V}{a}$  i kąta nutacji



$\frac{\rho v^2}{2}$  - napór prędkościowy;

$V$  - prędkość rakiety w stosunku do otaczającego powietrza;

$S = \pi r^2 = \frac{1}{4} \pi d^2$  - powierzchnia przekroju poprzecznego;

$\bar{R}_x$  - siła oporu czołowego;  
 $\bar{R}_y$  - siła nośna.

Siła boczna  $R_z$

$$R_z = C_z \frac{\rho v^2}{2} S$$

Dla raket, których kadłub stanowi ciało obrotowe a stateczniki mają jednakowy kształt współczynniki " $C_z$ " siły bocznej i " $C_y$ " siły nośnej można przyjąć jako jednakowe.

Aerodynamiczny moment stabilizujący

$M_{st} = R \cdot l$  można rozpatrywać jako wynik zamiany sumy siły  $\bar{R}$  przyłożonej do  $S_p$  przez siły  $\bar{R}_x, \bar{R}_y, \bar{R}_z$  przyłożone do  $S_c$ . Zazwyczaj  $M_{st}$  rozkłada się również na 2 składowe.

$M_{sty}$  - dążący do obrócenia rakiety wokół osi odchylenia i  
 $M_{stz}$  - dążący do obrócenia rakiety wokół osi pochylenia.

$$M_{sty} = m_y \frac{\rho v^2}{2} S l$$

$$M_{stz} = m_z \frac{\rho v^2}{2} S l$$

gdzie:  $m_z, m_y$  - współczynniki momentów stabilizujących osi pochylenia i odchylenia

$l$  - całkowita długość rakiety.

Dla raket, których kadłub jest ciałem obrotowym i stateczniki mają jednakowy kształt, współczynniki  $m_y, m_z$  można przyjąć jako jednakowe.

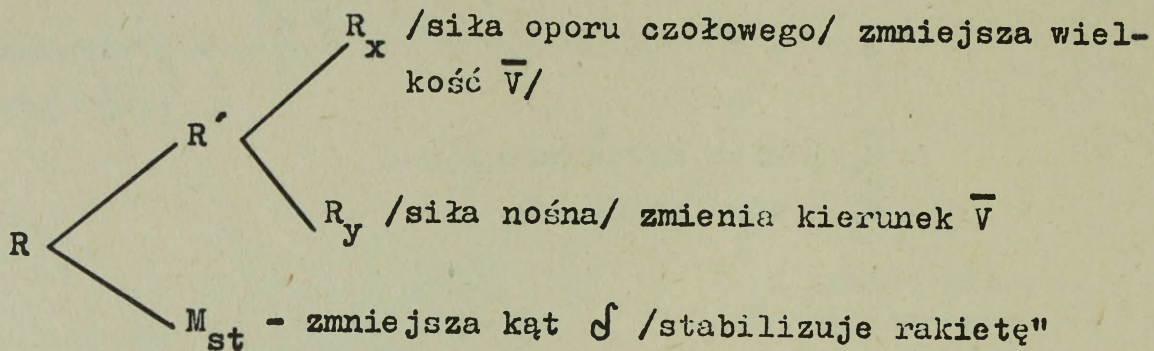
Współczynnik " $m$ " zależy od:

- kształtu rakiety,
- $l$
- $\sigma$
- $v$

Działanie siły "R"

Siła "R" działa na raketę na całym torze.

a/ Na AOT



b/ Na BOT tak samo jak na AOT.

Ogólny wniosek:

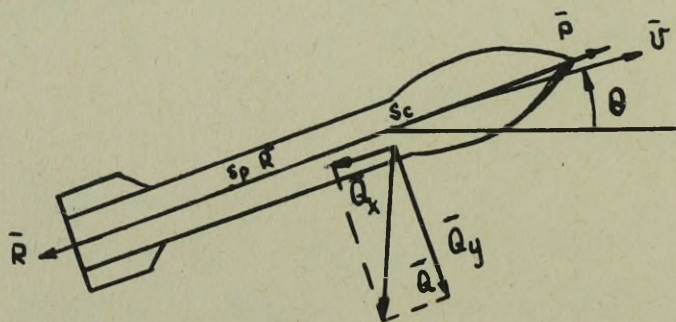
Przy tabelarycznych warunkach strzelania, tzn. przy tabelarycznym kącie " $\alpha$ " /celownika/ działanie sił  $\bar{P}$ ,  $\bar{R}$  i  $\bar{Q}$  zapewnia tabelaryczne wartości  $V_a$ ,  $\theta$  i tabelaryczną donośność.

5. Lot rakiety na AOT

Na raketę znajdującą się na wyrzutni raketowej działa tylko siła ciężkości skierowana pionowo w dół i siła ciśnienia powietrza.

Po uruchomieniu silnika pojawia się nowa siła - siła ciągu /reakcji/  $\bar{P}$ , gdy  $\bar{P}$  będzie większe od ciężaru rakiety, rakietę zaczyna poruszać się po prowadnicy i odrywa się od wyrzutni raketowej.

Gdy  $\delta = 0$  na raketę działają siły  $\bar{P}$ ,  $\bar{R}$  i  $\bar{Q}$ .



$$\bar{Q}_y = \bar{Q} \cdot \cos \theta$$

$$\bar{Q}_x = \bar{Q} \cdot \sin \theta$$

$$M_{st} = 0$$

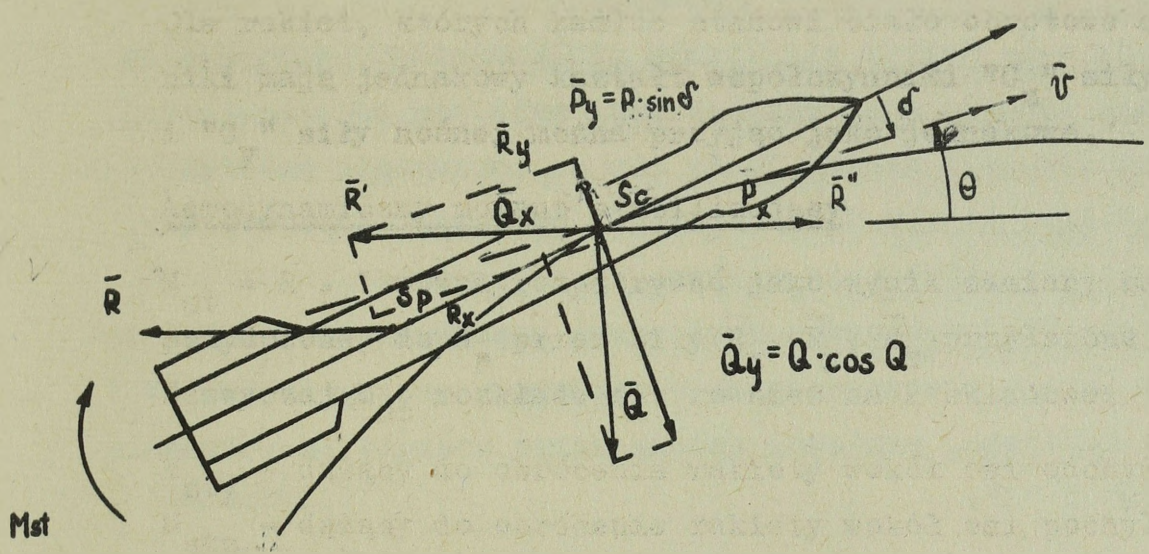
Rys.12.

Przy odchyleniu rakiety od wektora prędkości powstaje kąt nutacji " $\sigma$ " i z tą chwilą pojawiają się:

- siła nośna  $\bar{R}_y$  prostopadła do wektora prędkości  $\bar{v}$  i skierowana w stronę celu;
- składowe siły ciężkości  $\bar{Q}_y = \bar{Q} \cdot \cos \theta$
- składowa siły reakcji  $\bar{P}_y = \bar{P} \cdot \sin \sigma$

Siły  $\bar{R}_y$ ,  $\bar{Q}_y$ ,  $\bar{P}_y$  są prostopadłe do wektora " $\bar{v}$ " i wpływają na zmianę kierunku rakiety.

- Siły  $\bar{R}_y$ ,  $\bar{P}_y$ ,  $\bar{Q}_y$  - zmieniają kierunek " $\bar{v}$ "
- Siły  $\bar{R}_x$ ,  $\bar{P}_x$ ,  $\bar{Q}_x$  - zmieniają wielkość " $\bar{v}$ "



Rys.13.

Z chwilą pojawienia się kąta nutacji " $\sigma$ " powstaje  $M_{st}$ , który dąży do pokrycia się podłużnej osi rakiety z wektorem prędkości, przy  $\sigma = 0$ ,  $\bar{P}_y = 0$  i  $\bar{R}_y = 0$  na zmianę kierunku  $\bar{v}$  działa tylko siła  $\bar{R}_y$ .

Pod działaniem siły  $\bar{R}_y$  wektor prędkości  $\bar{v}$  zmienia swój kierunek i " $\theta$ " zmniejsza się.

Przy zejściu z prowadnicy wyrzutni prędkość rakiety jest z zasady nieznaczna /kilkadziesiąt metrów na sekundę/ w wyniku pracy silnika prędkość ta stopniowo wzrasta i przy końcu AOT osiąga swoją wartość maksymalną /kilkaset metrów na sekundę/.

Wzór na prędkość przy końcu AOT po raz pierwszy określił Polak z pochodzenia CIOŁKOWSKI.

$$\begin{aligned} \text{dla } Q = 0 \quad V_k &= U \cdot l_n / \frac{M_0}{M} / = U \cdot l_n / \frac{q_b + \omega}{q_b} / = \\ \text{i } R = 0 & \\ &= U \cdot l_n / 1 + \frac{\omega}{q_b} / \end{aligned}$$

gdzie:  $V_k$  - prędkość rakiety przy końcu AOT

$U$  - prędkość gazów na wylocie dyszy w m/sek.

$M_0$  - początkowa masa rakiety łącznie z paliwem

$q_b$  - ciężar bierny rakiety

$\omega$  - ciężar ładunku prochowego.

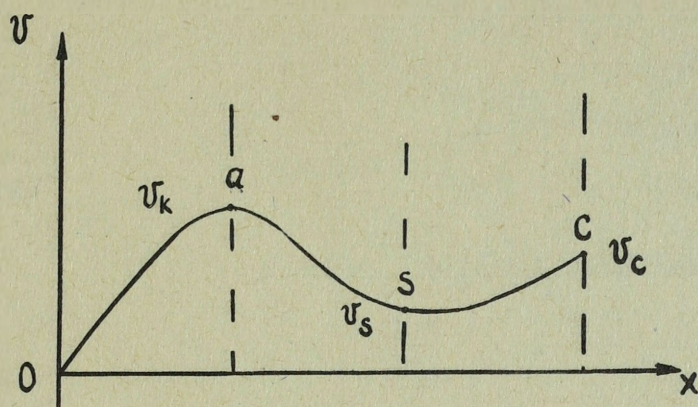
Stosunek  $\frac{M_0}{M}$  nazywa się liczbą CIOŁKOWSKIEGO, wskazuje on ile razy końcowa masa rakiety jest mniejsza od początkowej. Przy konstrukcji raket, dąży się do otrzymania możliwie jak najmniejszej liczby CIOŁKOWSKIEGO, ponieważ w tym wypadku prędkość rakiety będzie większa.

Potrzebna " $V_k$ " dobierana jest przez konstruktorów raket tego lub innego przeznaczenia. W warunkach rzeczywistych " $V_k$ " będzie mniejsza, ponieważ należy zużyć energię na pokonanie siły "Q" i "R".

#### 6. Lot rakiety na BOT

Na BOT rakieta porusza się zgodnie z prawem bezwładności pod wpływem działania sił "Q" i "R" / $P = 0$ /. Przy przebywaniu drogi przez rozrzedzone warstwy powietrza można przyjąć  $R_x \approx 0$ , a w związku z tym na raketę działa tylko siła "Q". W tym czasie rakieta leci nie ustabilizowana /obraca się/ wokół środka ciężkości, który zakreśla tor lotu.

Kiedy rakieta wchodzi w zagęszczone warstwy atmosfery, stabilizuje się /głowica do przodu a  $M_{st}$  dąży do pokrycia się podłużnej osi rakiety z wektorem prędkości/. Na odcinku do wierzchołka toru prędkość rakiety będzie zmniejszała się. Po przejściu wierzchołka toru na opadającej części toru, rakieta powtórnie powiększa swoją prędkość i w momencie zetknięcia się z terenem lub inną przeszkodą prędkość jej osiąga znaczną wartość.



Rys.14.

W zależności od przeznaczenia rakiety mają różną donośność. Im większą prędkość osiągnie rakietą przy końcu AOT, tym większą odległość przebędzie rakietą.

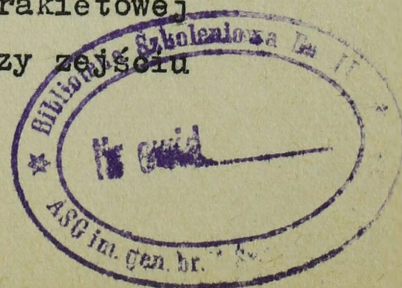
Donośność można znacznie zmienić, nadając wyrzutni rakietowej różne kąty rzutu. Dzięki temu z jednego stanowiska startowego można prowadzić strzelanie do celów znajdujących się na różnych donośnościach.

### C. Rozrzut RT

Rozrzut RT obecnie kilka razy przewyższa rozrzut pocisków artyleryjskich. Spowodowane jest to przede wszystkim tym, że AOT, na którym rakietą nabiera prędkości nie jest tak stabilny jak lufa działa, w której pocisk nabiera prędkości.

#### a/ Przyczyny powodujące rozrzut RT

- 1/ Różne prędkości przy końcu AOT /różne właściwości prochu, różne warunki strzelania/.
- 2/ Różne wartości  $\theta$  ; /niejednakowe celowanie, mimośrodowość przyłożenia siły reakcji, różny czas pracy silnika/.
- 3/ Różne współczynniki balistyczne /różny kształt rakiet, waga itp./.
- 4/ Zewnętrzne wpływy zaburzające /porywy wiatru, zmiana gęstości powietrza/.
- 5/ Zaburzające działanie na rakietę wyrzutni rakietowej /początkowe działanie zaburzające powstaje przy zejściu rakiety z prowadnicy/.



W tabelach strzelniczych podano miary charakteryzujące rozrzut dla rakiety 3R9  $U_g, U_s$

dla rakiety 3R10  $U_{gr}, U_{wr}$  }  $U_s$   
 /dla wybuchów 3E 17M  
 powietrznych/ WDM-T  $U_{gr}, U_{wr}$  }

b/ Srodki zmniejszenia rozrzutu

- 1/ Dobieranie do strzelania rakiet o tej samej partii.
- 2/ Przechowywanie rakiet w warunkach zapewniających jednako-  
kowe temperatury ładunków.
- 3/ Przestrzeganie norm technicznych przy przewożeniu rakiet.
- 4/ Dokładny przegląd techniczny stanu rakiet przed strze-  
laniem.
- 5/ Przeprowadzanie we właściwym czasie przeglądu i naprawy  
wyrzutni rakietowych.
- 6/ Sprawdzenie we właściwym czasie przyrządów celowniczych.
- 7/ Jednakowa i dokładna nastawa kątomierza, celownika i za-  
palnika i jednakowe i dokładne celowanie.
- 8/ Wyeliminowanie luzów mechanizmów.

Błędy środkowe wystrzału

Przy przygotowaniu dokładnym przyjmuje się:

$$E_D = 0,7 \% D$$

$$E_K = 0-03 - 0-06.$$

Dla rakiety 3R9

$$U_D = \sqrt{U_g^2 + E_D^2}$$

$$U_K = \sqrt{U_s^2 + E_K^2}$$

Dla rakiety 3R10

3E17M

$$U_{Dr} = \sqrt{U_{gr}^2 + E_D^2}$$

$$U_{wr} \approx U_{wr}$$

$$U_K = \sqrt{U_s^2 + E_K^2}$$

WDM-T

$$U_{Dr} \approx U_{gr}$$

$$U_{Wr} \approx U_r$$

$$U_K \approx \sqrt{U_s^2 + E_K^2}$$

Przy strzelaniu z 3E 17M

$$U_{gr} \approx U_g$$

stąd

$$U_D = \sqrt{U_g^2 + E_D^2}$$

$$U_K = \sqrt{U_s^2 + E_K^2}$$

## II. WPEŁYW ODCHYLEK WARUNKÓW STRZELANIA NA LOT RAKIETY TAKTYCZNEJ

### 1. Tabelaryczne warunki strzelania

Przy zestawieniu TS dla raket 3R10 i 3R9 założono pewne warunki strzelania, dla których obliczono elementy toru i współczynniki dla obliczania poprawek.

Warunki te nazywają się warunkami tabelarycznymi. Warunki tabelaryczne dla rakiety 3R10 i 3R9 przyjęto jednakowe, za wyjątkiem ciężaru biernego rakiety i kształtu rakiety /odmienny kształt części głowicowej/.

#### a/ Topograficzne i geofizyczne warunki strzelania:

1/ Cel /p. wybuchu/ znajduje się na tej samej wysokości co stanowisko startowe /  $\Delta Z = 0$  i  $\Delta R = 0$  /  $\varphi = C$ .

2/ Ruch rakiety odbywa się na nieruchomej ziemi w kształcie kuli.

#### b/ Balistyczne warunki strzelania:

1/ Kształt rakiety odpowiada rysunkowi technicznemu  
dla 3R9        TS-71;  
      3R10       TS-72.

2/ Ciężar bierny rakiety

3R9         $q_{bN} = 1300$  kg;

3R10        $q_{bN} = 1440$  kg.

3/ Ciężar ładunku prochowego

$\omega_N = 838$  kg.

4/ Temperatura ładunku prochowego

$t_{pr}^0 = +15^{\circ}C$ ;

5/ Impuls jednostkowy ładunku prochowego

$I_{1N} = 190 \frac{kg \cdot sek}{kg}$

6/ Czas pracy silnika

$t_{aN} = 4,18$  sek.

#### c/ Meteorologiczne warunki strzelania

1/ Atmosfera nieruchoma, prędkość wiatru na wszystkich wysokościach równa się zero.

2/ Przyziemne ciśnienie barometryczne na wysokości stanowiska startowego

$h_{oN} = 750$  mm słupa rtęci.

- 3/ Przyziemna wirtualna temperatura powietrza na wysokości stanowiska startowego

$$t_{oN}^{\circ} = 15,9^{\circ}\text{C}.$$

- 4/ Względna wilgotność powietrza 50 %.  
5/ Zmiana temperatury powietrza z wysokością następuje zgodnie z normalnym prawem.

d/ Techniczne warunki strzelania

- 1/ Nie ma odchyłki linii celowania.  
2/ Nie ma niezgodności kąta podniesienia określonego /zmierzzonego/ przy pomocy celownika i kwadratu.  
3/ Nie występuje początkowe zaburzenie.

2. Ogólne wiadomości o wprowadzaniu poprawek przy strzelaniu RT w rzeczywistych warunkach

Obliczenie poprawek przeprowadza się w dwóch etapach na następujące odchyłki strzelania. W pierwszym etapie oblicza się poprawki na wszystkie odchyłki warunków strzelania powodujące zmianę prędkości przy końcu AOT, tzn. oblicza się poprawki dla BOT. W drugim etapie oblicza się poprawki na odchyłki warunków strzelania powodujące zmianę kąta  $\theta_{\alpha}$ , tzn. oblicza się poprawki dla AOT.

Zmiana  $V_a$

Zmiana  $\theta_a$

I

Dla POT

II

Dla AOT

w Don.

w kier.

w Don.

w kier.

a/ geofizyczne

-  $\Delta z_c$  /W/

-  $\Delta x_{obr}$

-  $\Delta z_{obr}$

b/ balistyczne

-  $\Delta q_b$

-  $\Delta \omega$

-  $\Delta I_1$

-  $\Delta t_{pr}^o$

-  $\Delta \tau_a$

c/ meteorologiczne

-  $\Delta h$

-  $Wb_x$

-  $\Delta t_o$

-  $Wb_z$

-  $Wa_x$

-  $Wa_z$

$\Delta D_p$

$\Delta K_p$

$\Delta D_a$

$\Delta K_a$

$$D_p = D_g + \Delta D_p$$

$$T_p = T + \Delta K_p$$

$$D_o = D_p + \Delta D_a$$

$$T_o = T_p + \Delta K_a + \Delta Z_o$$

/Dane pośrednie/

/Dane obliczone/

3. Wpływ odchyłek topograficznych i geofizycznych na lot RT

a/ Wpływ różnicy wysokości wybuchu /celu/ i stanowiska startowego

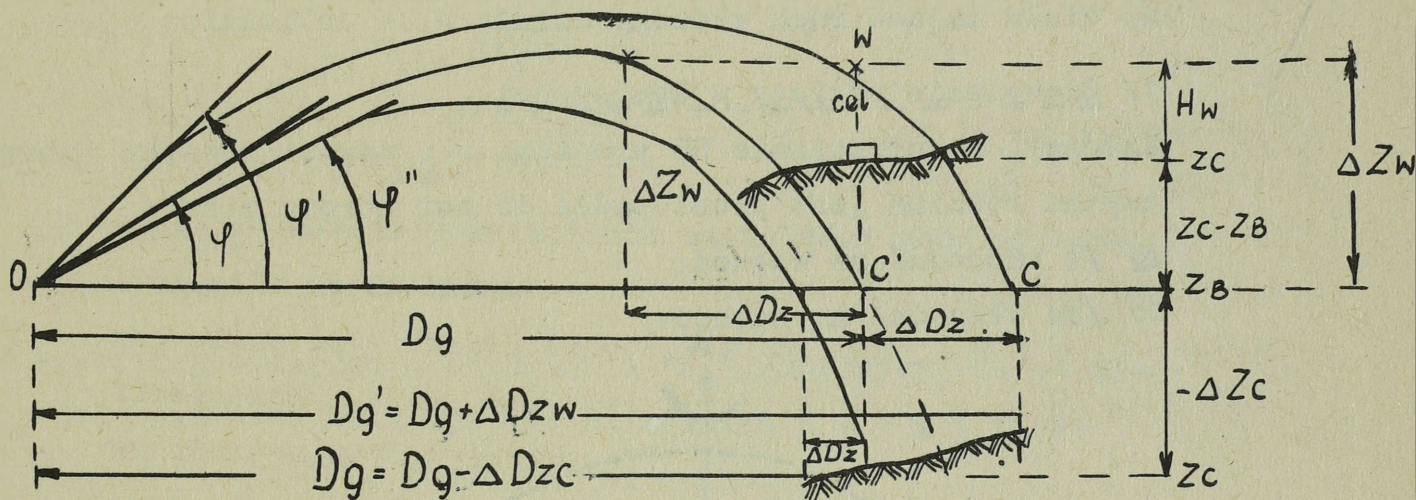
Warunek tabelaryczny  $\Delta Z_c / W / = 0$

W rzeczywistości

$$\Delta Z_w = /Z_c + H_w/ - Z_B /m/$$

lub

$$\Delta Z_c = Z_c - Z_B /m/$$



Rys.15.

Jeżeli  $\Delta Z = 0$ , to aby średni tor przeszedł przez punkt C' należy wyznaczyć kąt  $\varphi$  na podstawie  $D_g$ .

Jeżeli  $\Delta Z > 0$ , to  $\varphi'$  należy wyznaczyć na podstawie

$$D'_g = D_g + \Delta D_z.$$

Jeżeli  $\Delta Z < 0$ , to  $\varphi''$  należy wyznaczyć na podstawie

$$D'_g = D_g - \Delta D_z.$$

Poprawki donośności na różnicę wysokości obliczono zawczasu i zamieszczono w zbiorze tabel. Tab. 6.

W wypadkach niezbędnych poprawki te należy określać poprzez interpolację.

Przykład 1. Określić  $\Delta Z$  dla rakiety 3R10 jeżeli

$$Z_c = 120 \text{ m}, Z_B = 150 \text{ m}, H_w = 200 \text{ m}, D = 10500 \text{ m}.$$

Rozwiązanie:  $\Delta Z = 120 + 200 - 150 = + 170 \text{ m}.$

Z zbioru tab. str. 46

$$D = 10500$$

$$\Delta Z = + 170$$

$$\Delta D Z_H = + 1258 \text{ m}$$

b/ Wpływ obrotu ziemi na lot RT

Warunek tabelaryczny - ziemia nieruchoma.

Rakieta porusza się ruchem złożonym, tzn. oprócz ruchu postępowego, bierze jeszcze udział w ruchu obrotowym razem z ziemią.

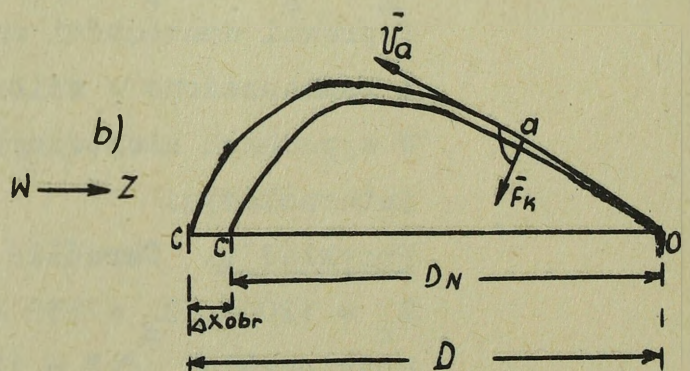
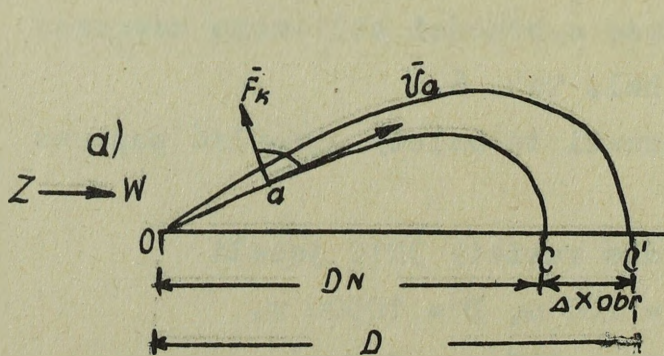
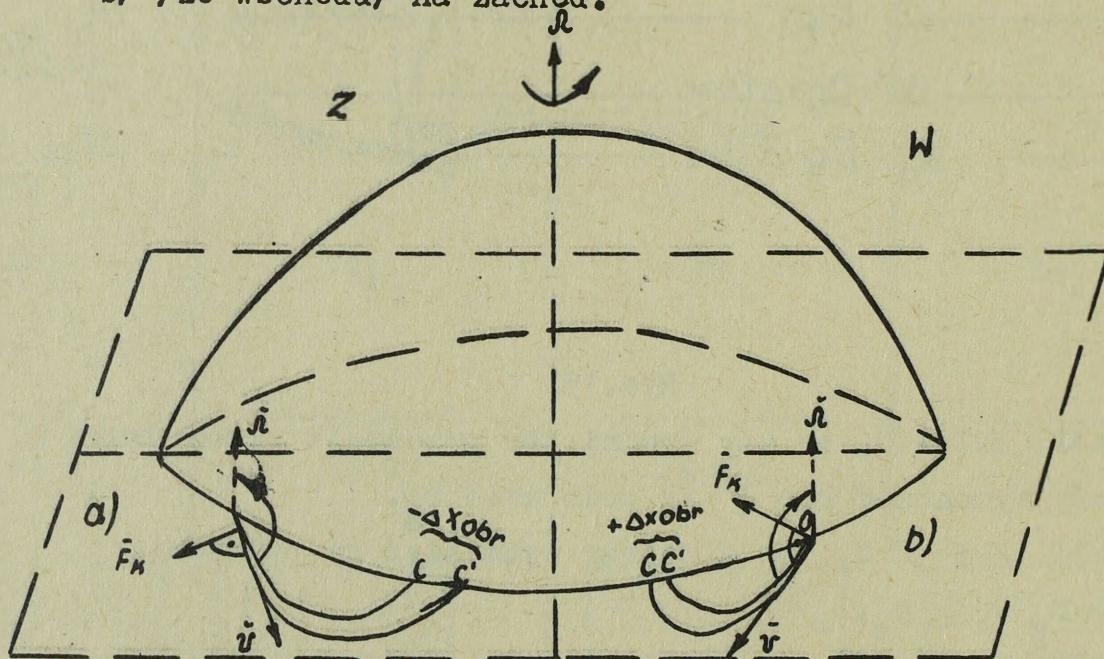
Na ciało mające ruch złożony działa siła Coriolisa  $F_K$ .

1/ Odchylenie rakiety w donośności

Założmy, że strzelanie RT prowadzi się wzdłuż równika /płaszczyzna równika jest prostopadła do osi obrotu ziemi/

a/ /z zachodu/ na wschód;

b/ /ze wschodu/ na zachód.



Rys. 16.

Poprawkę donośności na obrót ziemi " $\Delta x_{\text{obr}}$ " można obliczyć ze wzoru:

$$\Delta x_{\text{obr}} = K \cdot \cos B \sin A_g / m/$$

Znak poprawki jest odwrotny do znaku odchylenia, stąd współczynnik tabelaryczny "K" bierze się ze znakiem "-". Jak wynika ze wzoru przy strzelaniu na równiku z zachodu na wschód

$$\Delta x_{\text{obr}} = K.$$

" $\Delta x_{\text{obr}}$ " zależy od:

1/ szerokości geodezyjnej stanowiska startowego "B"

a/ przy  $B = 0$  /równik/,  $\cos 0 = 1$

$$\Delta x_{\text{obr}} / \text{Max} /.$$

b/ przy  $B = 90^\circ$  /biegun/,  $\cos 90^\circ = 0$

$$\Delta x_{\text{obr}} = 0 / \text{Min} /.$$

c/ " $\Delta x_{\text{obr}}$ " maleje przy zmianie szerokości geograficznej od równika do bieguna.

2/ azymutu geodezyjnego strzelania " $A_g$ " /założymy, że stanowisko startowe znajduje się na równiku  $K = -1/$ , stąd:

a/ przy strzelaniu z zachodu na wschód

$$\sin 90^\circ = 1, \Delta x_{\text{obr}} "-";$$

b/ przy strzelaniu ze wschodu na zachód

$$\sin 270^\circ = 1, \Delta x_{\text{obr}} "+";$$

Wniosek: Jak wynika ze wzoru i rysunku 16. " $\Delta x_{\text{obr}}$ " bierze się przy strzelaniu w ogólnym kierunku:

a/ na wschód, ze znakiem "-"

$$T = 0-00 \div 15-00 \quad /0^\circ \div 90^\circ/$$

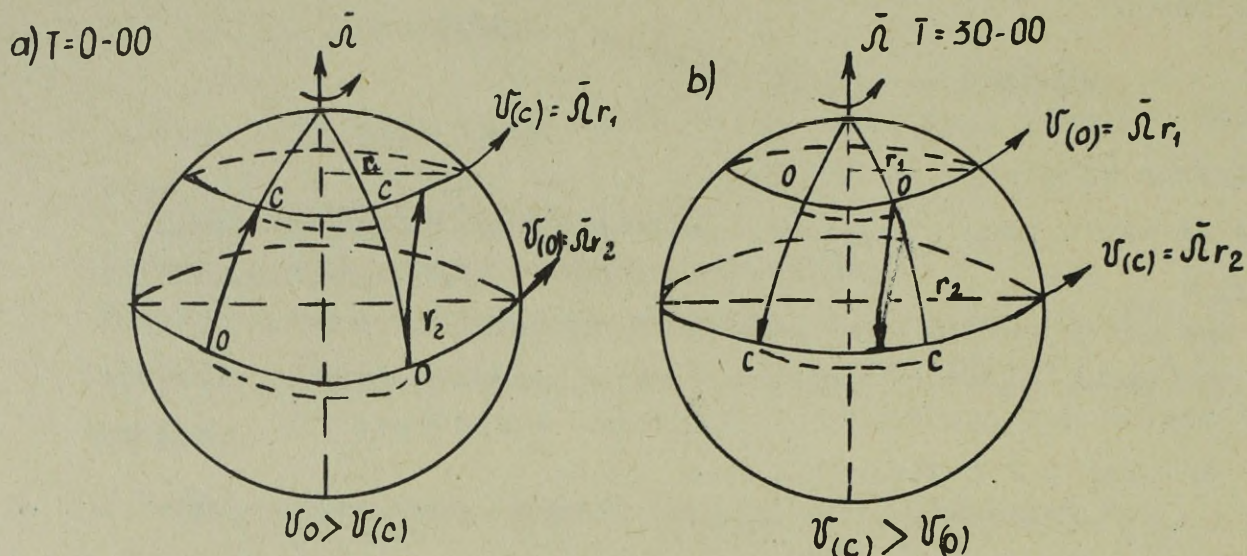
$$T = 15-00 \div 30-00 \quad /90^\circ \div 180^\circ/$$

b/ na zachód, ze znakiem "+"

$$T = 30-00 \div 45-00 \quad /180^\circ \div 270^\circ/$$

$$T = 45-00 \div 60-00 \quad /270^\circ \div 360^\circ/$$

2/ Odchylenie rakiety w kierunku



Rys.17.

Jak wynika z rys.17. na półkuli północnej rakietę będzie odchyłała się zawsze w prawo, stąd znak poprawki kierunku na obrót ziemi  $\Delta z_{\text{obr}}$  "-".

Poprawkę kierunku na obrót ziemi można również obliczyć ze wzoru:

$$\Delta z_{\text{obr}} = K_1 \cdot \sin B + K_2 \cdot \cos B \cos A_g / m$$

Jak wynika ze wzoru:

a/ przy strzelaniu z bieguna północnego  $B = 90^\circ$   
 $\cos 90^\circ = 0$  i  $\sin 90^\circ$

$$\Delta z_{\text{obr}} = K_1, \text{ stąd współczynnik tabelaryczny } K_1 = -1$$

b/ przy strzelaniu z równika w kierunku na północ  $B = 0^\circ$

$$\Delta z_{\text{obr}} = K_2, \text{ współczynnik tabelaryczny } K_2 \text{ "+"}$$

$\cos B = \cos 0^\circ = 1, \sin B = \sin 0^\circ = 0, \cos A_g = \cos 0^\circ = 1$

c/ przy strzelaniu na południe  $A_g = 180^\circ$ , gdy  $B \neq 90^\circ$

$$\Delta z_{\text{obr}} \text{ "-"}$$

$\cos A_g = \cos 180^\circ = -1$

d/ przy strzelaniu na północ  $A_g = 0^\circ$ , gdy  $B \neq 90^\circ$

$$\cos A_g = \cos 0^\circ = 1$$

jeżeli  $K_1 \sin B < K_2 \cos B \cos A_g$ , to  $\Delta z_{\text{obr}}$  "+"

jeżeli  $K_1 \sin B > K_2 \cos B \cos A_g$ , to  $\Delta z_{\text{obr}}$  "-"

$\Delta Z_{\text{obr}}$  "+" otrzymamy przy strzelaniu w pobliżu równika /przy małych szerokościach geograficznych/ i przy małych kątach rzutu /mała wartość  $K_1$ /.

Przy strzelaniu z RT znak  $\Delta Z_{\text{obr}}$  w TS jest zawsze "-"; objaśnia się to tym, że przy małych donośnościach  $\Delta Z_{\text{obr}} \approx 0$  /bardzo mała wartość/ i  $\Delta Z_{\text{obr}}$  w TS określono dla  $B = 30^\circ + 70^\circ$ .

Poprawki donośności i kierunku na obrót ziemi dla RT obliczono zawczasu i umieszczono w tabeli 1B TS. W zależności od D, T i B /stanowiska startowe/.

Poprawki określa się bez interpolacji dla  $D \approx 1$  km i na podstawie najbliższego kierunku strzelania.

Przykład 2. Określić  $\Delta x_{\text{obr}}$  i  $\Delta Z_{\text{obr}}$  dla rakiety 3R10 jeżeli  $D = 30$  km,  $B_{\text{ss}} = 40^\circ$

a/  $T_{\text{BC}} = 12-00$

b/  $T_{\text{BC}} = 42-00$

Rozwiązanie:

Ad.a/  $\Delta x_{\text{obr}} = -67$  m,  $\Delta Z_{\text{obr}} = -0-02$

Ad.b/  $\Delta x_{\text{obr}} = +67$  m,  $\Delta Z_{\text{obr}} = -0-03$ .

c/ Wpływ odchylenia przyspieszenia siły ciężkości „ $\Delta g$ ” na lot RT

Wpływ odchylenia „g” /  $\Delta g$  / na lot RT jest nieznaczny i dlatego też dla rakiet taktycznych poprawki na „  $\Delta g$ ” nie uwzględnia się. Stąd i dla warunków tabelarycznych w TS nie podano wartości „g”.

4. Wpływ balistycznych odchyłek warunków strzelania na lot RT

a/ Wpływ ochyłki kształtu rakiety

Tabele strzelnicze ułożono dla określonego kształtu rakiety 3R9 "TS-71" i 3R10 „TS-72”.

Odchyłka kształtu rakiety wpływa na wielkość i kierunek działania siły aerodynamicznej, która z kolei powoduje zmianę wielkości i kierunku wektora prędkości.

Niedokładności produkcyjne rakiet 3R9 i 3R10 niewątpliwie powodują odchyłkę kształtu od wzoru TS-71 i TS-72. Są one jednak z zasady nieznaczne /mieszczą się w dopuszczalnych granicach, przy których nie następuje wybrakowanie i dlatego nie uwzględnia się ich podczas przygotowania danych.

Powiększa się niestety tylko rozrzut.

Jeśliby wprowadzono raketę o innym kształcie, to z danych TS można by korzystać warunkowo uwzględniając odpowiednie poprawki.

b/ Wpływ odchyłki ciężaru biernego rakiety /  $\Delta q_b$  /.

Tabele strzelnicze ułożono dla rakiety 3R9 przy  $q_{bN} = 1300$  kg i dla rakiety 3R10 przy  $q_{bN} = 1440$  kg.

$q_b$  - ciężar bierny rakiety jest to ciężar, który ma rakietę w czasie lotu po zakończeniu pracy silnika.

" $q_b$ " podany jest w metryce rakiety. Poza tym jest on namalowany na kadłubie przedniej części silnika pod znakiem rakiety.

Jeżeli ogólny ciężar bierny nie jest namalowany i nie podany w metryce rakiety, to można go obliczyć jako sumę ciężarów poszczególnych części.

$$q_b = q_g + q_{k_1} + q_{k_2} \text{ /kg/}$$

gdzie:  $q_g$  - ciężar głowicy

$q_{k_1}$  - ciężar kadłuba przedniej części

$q_{k_2}$  - ciężar kadłuba tylnej części.

Przykład 1. Rakietę 3R10

TS. str. 103-105.

$q_g = 501$  kg,  $q_{k_1} = 486$  kg,  $q_{k_2} = 448$  kg.

Obliczyć  $q_b$ .

Rozwiązanie:

$$q_b = 501 + 486 + 448 = 1435 \text{ kg.}$$

Odchyłkę ciężaru biernego rakiety określa się ze wzoru:

$$q_b = q_b - q_{bN} = q_b - 1440 \text{ /1300/ kg}$$

lub ze wzoru:

$$\Delta q_b = \Delta q_s + \Delta q_g \text{ kg}$$

gdzie:  $\Delta q_s$  - odchyłka ciężaru kadłuba silnika ze statecznikami cd ciężaru normalnego

$\Delta q_s$  - bierze się z metryki rakiety

$\Delta q_g$  - odchyłka ciężaru głowicy od nominalnego

dla 3R10  $\Delta q_g = q_g - 500$  kg

dla 3R9  $\Delta q_g = q_g - 360$  kg

Odchyłka  $\Delta q_b$  prowadzi do zmiany prędkości na rakietę na całym torze rakiety.

a/ Na AOT

Prędkość rakiety przy końcu AOT jak wiadomo może być określana na podstawie przybliżonego wzoru CIOŁKOWSKIEGO

$$v_a = U \cdot \frac{1}{n} / 1 + \frac{\omega}{q_b} - /$$

ze wzoru wynika, że jeżeli:

1/  $\Delta q_b > 0$ ;  $q_b > q_{bN}$ , to  $v_a < v_{aN}$ ,  $D < D_N$

poprawkę należy wprowadzić ze znakiem "+"

2/  $\Delta q_b \leq 0$ ;  $q_b \leq q_{bN}$ , to  $v_a > v_{aN}$ ,  $D > D_N$

poprawkę należy wprowadzić ze znakiem "-".

b/ Na BOT

$$R_x = M \cdot W_{Rx}, \text{ skąd } W_{Rx} = \frac{R_x}{M}$$

ze wzoru wynika, że jeżeli:

1/  $\Delta q_b > 0$ ;  $q_b > q_{bN}$

to opóźnienie wywołane siłą oporu czołowego  $W_{Rx}$  maleje w związku z czym prędkość rakiety i donośność wzrasta i poprawkę należy wprowadzić ze znakiem "-".

2/  $\Delta q_b < 0$ ;  $q_b < q_{bN}$

to poprawkę należy wprowadzić ze znakiem "+".

Wniosek

Decydujący wpływ okazuje  $\Delta q_b$  na AOT, stąd jeżeli

$\Delta q_b > 0$  to  $\Delta Dq_b$  "+"

$\Delta q_b \leq 0$  to  $\Delta Dq_b$  "-"

Poprawkę określa się ze wzoru

$$\Delta Dq_b = 0,1 \Delta Xq_b \cdot \Delta q_b / m /$$

gdzie:  $\Delta Xq_b$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę ciężaru biernego rakiety a 10 kg ze znakiem plus /bo przy  $\Delta q_b > 0$ ,  $\Delta Dq_b$  "+"/

$\Delta q_b$  - odchyłka ciężaru biernego rakiety.

Przykład 2. Określić  $\Delta Dq_b$  dla rakiety 3R10 jeżeli  $D = 10$  km,  $q_b = 1435$  kg.

Rozwiązanie:

$$\Delta q_b = q_b - q_{bN} = 1435 - 1440 = - 5 \text{ kg}$$

$$\Delta Dq_b = 0,1 \Delta Xq_b \cdot \Delta q_b = 0,1 \cdot 100 / -5 / = - 50 \text{ m}$$

/z TYS  $\Delta Xq_b = 100 /$ .

c/ Wpływ odchyłki ciężaru ładunku prochowego rakiety

Tabele strzelnicze ułożono dla  $\omega = 838$  kg.

Ogólny ciężar ładunku prochowego każdej rakiety podany jest w metryce rakiety i oprócz tego namalowany jest na kadłubie przedniej części silnika.

Odchyłkę ciężaru ładunku prochowego rakiety określa się ze wzoru

$$\Delta \omega = \omega - \omega_N = \omega - 838 \text{ (kg)}$$

" $\Delta \omega$ " wpływa na zmianę "V" rakiety przy końcu AOT.

Ze wzoru CIOLKOWSKIEGO

$$v_a = U \cdot l_n / 1 + \frac{\omega}{q_b}$$

wynika, że jeżeli

$$1/ \Delta \omega > 0, / \omega > \omega_N / \text{ to } v_a > v_{aN} \quad D > D_N$$

$$\Delta D \omega \text{ "-"}$$

$$2/ \Delta \omega < 0, / \omega < \omega_N / \text{ to } v_a < v_{oN} \quad D < D_N$$

$$\Delta D \omega \text{ "+"}$$

Poprawkę donośności na odchyłkę ciężaru rakiety określa się ze wzoru

$$\Delta D \omega = 0,1 \Delta X \omega \cdot \Delta \omega \text{ (m)}$$

gdzie:  $\Delta X \omega$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę ciężaru ładunku prochowego o 10 kg, ze znakiem minus /minus bo przy  $\Delta \omega > 0, \Delta D \omega \text{ "-"} /$

$\Delta \omega$  - odchyłka ciężaru ładunku prochowego.

Przykład 3. Określić  $\Delta D \omega$  dla rakiety 3R10 jeżeli  $\omega = 835$  kg,

$D = 10$  km.

Rozwiązanie:

$$\Delta \omega = 835 - 838 = -3 \text{ kg}$$

$$\text{z TS. } \Delta X \omega = -276 \text{ m}$$

$$\Delta D \omega = 0,1 \cdot /-276/ \cdot /-3/ = +82,8 \approx +83 \text{ m.}$$

d/ Wpływ odchyłki temperatury ładunku prochowego rakiety

Temperaturę ładunku prochowego rakiety określa się za pomocą czujnika temperatury.

Temperaturę w tym wypadku mierzy się specjalnym przyrządem włączonym do styków czujnika temperatury

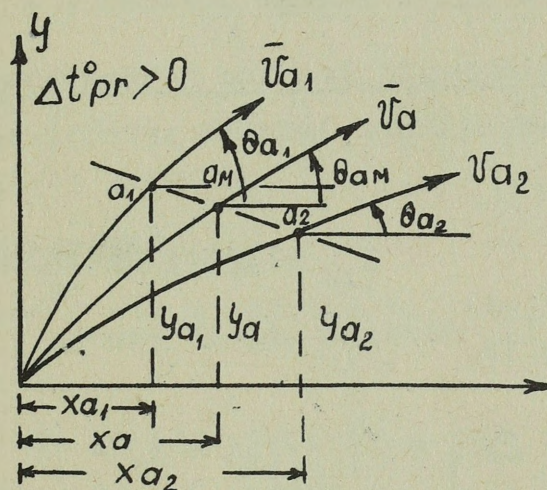
$$- t_{pr_N}^{\circ} = +15^{\circ} \text{C.}$$

Odchyłkę temperatury ładunku prochowego określa się ze wzoru

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = t_{pr}^{\circ} - t_{prN}^{\circ} - 15^{\circ} / ^{\circ}C/$$

Zmiana temperatury ładunku prochowego powoduje zmianę prędkości spalania się ładunku prochowego, np. większa  $t_{pr}^{\circ}$  powoduje większą prędkość palenia się ładunku prochowego, tzn. w jednostce czasu powiększa się ilość gazów wypływających z dyszy. Prędkość rakiety wzrasta więc szybciej w każdym momencie czasu. Prowadzi to do zmiany  $x_a$ ,  $y_a$ ,  $\theta_a$ ,  $v_a$ . Zmiana tych wszystkich czynników prowadzi do zmiany donośności.

Decydujące znaczenie na donośność wykazuje zmiana kąta rzutu "  $\theta_a$  "



Rys.18.

Z rysunku wynika, że jeżeli:

- 1/  $\Delta t_{pr}^{\circ} > 0$ , to  $\theta_{a_1} > \theta_{a_N}$   $v_{a_1} \approx v_{a_N}$   
 $D > D_N$  stąd  $\Delta D t_{pr}^{\circ}$  "-"
- 2/  $\Delta t_{pr}^{\circ} < 0$ , to  $\theta_{a_2} < \theta_{a_N}$   $v_{a_2} \approx v_{a_N}$   
 $D < D_N$  stąd  $\Delta D t_{pr}^{\circ}$  "+"

Jeżeli rakietą przy końcu AOT posiadać będzie kąt rzutu bliski tabelarycznemu, to i donośność toru będzie bliska tabelarycznej. Stąd wniosek, że należy wprowadzać poprawkę tak, aby w końcu AOT  $\theta_a \approx \theta_{aN}$ . Osiąga się to poprzez wprowadzenie poprawki donośności, ponieważ wraz ze zmianą donośności zmienia się i kąt rzutu.

Poprawkę donośności określa się ze wzoru:

$$\Delta Dt_{pr}^{\circ} = 0,1 \Delta xt_{pr}^{\circ} / \Delta t_{pr}^{\circ} (m)$$

gdzie:  $\Delta xt_{pr}^{\circ}$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę temperatury ładunku prochowego o  $10^{\circ}$  zawsze ze znakiem "-" /bo przy  $\Delta t_{pr}^{\circ} > 0$ ,  $\Delta Dt_{pr}^{\circ}$  "-"/.

Przykład 4.

Rakieta 3R10,  $t_{pr}^{\circ} = -5^{\circ}C$ ,  $D = 10$  km. Określić  $\Delta Dt_{pr}^{\circ}$ .

Rozwiązanie:

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = -5^{\circ} - 15^{\circ} = -20^{\circ}C$$

$$\text{z TS } \Delta xt_{pr}^{\circ} = -884 \text{ m}$$

$$\Delta Dt_{pr}^{\circ} = 0,1 \cdot /-884/ \cdot /-20/ = +1768 \text{ m.}$$

e/ Wpływ odchyłki impulsu jednostkowego

Impuls jednostkowy ładunku prochowego określa się z metryki rakiety.

$$I_{1N} = 190 \cdot \left( \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} \right)$$

Odchyłkę  $I_{1N}$  określa się ze wzoru:

$$\Delta I_1 = I_1 - I_{1N} = I_1 - 190 / \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} /$$

Zmiana " $I_1$ " powoduje zmianę wszystkich elementów końca AOT  $x_a, y_a, v_a$ , np. dla rakiety: 3R9 przy  $\theta = 30^{\circ} / 24 \text{ km/}$

$$\Delta I_1 = +1 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} \text{ powoduje zmianę}$$

$$\Delta v_a = +4,5 \text{ m/sek co odpowiada zmianie "D" } 0 + 248 \text{ m}$$

$$\Delta \theta = +2 \text{ tys. co odpowiada zmianie "D" } 0 + 26 \text{ m}$$

$$\Delta S = +8 \text{ m co odpowiada zmianie "D" } 0 + 20 \text{ m}$$

Zasadniczy wpływ na zmianę " $I_1$ " ma zmiana " $v_a$ "

jeżeli:

$$1/ \Delta I_1 > 0, /I_1 > I_{1N}/ \text{ to } v_a > v_{aN} \quad D > D_N$$

i stąd  $\Delta DI_1$  "-"

$$2/ \Delta I_2 < 0, /I_1 < I_{1N}/ \text{ to } v_a < v_{aN} \quad D < D_N$$

i stąd  $\Delta DI_1$  "+"

Poprawkę określa się ze wzoru:

$$\Delta DI_1 = \Delta XI_1 \cdot \Delta I_1 / m/$$

gdzie:  $\Delta XI_1$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę impulsu jednostkowego o 1  $\frac{kg \text{ sek}}{kg}$

$XI_1$  - ma znak minus /bo gdy  $\Delta I_1 < 0$ , to  $\Delta DI_1$  "-"/

$\Delta I_1$  - odchyłka impulsu jednostkowego w  $\frac{kg \text{ sek}}{kg}$ .

Przykład 5. Rakieta 3R10

$I_1 = 188,8 \frac{kg \text{ sek}}{sek}$ ,  $D = 10 \text{ km}$ . Określić  $\Delta DI_1$ .

Rozwiązanie:

$$\Delta I_1 = 188,8 - 190 = -1,2 \frac{kg \text{ sek}}{kg}$$

$$z \text{ TS } \Delta XI_1 = -124 \text{ m}$$

$$\Delta DI_1 = -124 \cdot /-1,2/ = +149 \text{ m.}$$

f/ Wpływ odchyłki czasu pracy silnika

Czas pracy silnika określa się z metryki rakiety.

$$\tau_{aN} = 4,18 \text{ sek.}$$

Czas pracy silnika zależy od właściwości prochu. Różnice chemiczno-fizycznych właściwości prochu powodują zmiany czasu palenia się ładunku prochowego, a tym samym zmiany czasu pracy silnika, stąd w bazach prowadzi się badania prochu i określa "  $\tau_a$  ", który zapisuje się w matryce.

Odchyłkę czasu pracy silnika określa się ze wzoru:

$$\Delta \tau_a = \tau_a - \tau_{aN} = \tau_a - 4,18 / \text{sek} /.$$

"  $\Delta \tau_a$  " uwzględnia się tylko dla AOT.

"  $\Delta \tau_a$  " powoduje zmianę wszystkich elementów końca AOT

$$x_a, y_a, v_a, \theta_a$$

np. dla rakiety 3R9 przy  $\theta = 30^\circ$

$$\Delta \tau_a = -0,1 \text{ sek. powoduje zmianę}$$

$$\Delta v_a = +1,6 \text{ m/sek co odpowiada zmianie "D" o } +88 \text{ m}$$

$\Delta \theta_a = + 18$  tys. co odpowiada zmianie "D" o + 204 m

$x_a, y_a \rightarrow \Delta S = - 35$  m - co odpowiada zmianie "D" o -90 m.

Zasadniczy wpływ ma zmianę " $\tau_a$ " na zmianę " $\theta_a$ " i tak jeżeli:

1/  $\Delta \tau_a > 0, / \tau_a > \tau_{aN} /$  to  $\theta_a < \theta_{aN}, D < D_N$

i stąd  $\Delta D \tau_a$  "+"

2/  $\Delta \tau_a < 0, / \tau_a < \tau_{aN} /$  to  $\theta_a > \theta_{aN}, D > D_N$

i stąd  $\Delta D \tau_a$  "-"

Jeśli uzyska się przy  $\Delta \tau_a, \theta_a \approx \theta_{aN}$ , to dalszy lot rakiety powinien odbywać się po torze tabelarycznym lub bliskim do niego.

Można to uzyskać poprzez zmianę początkowego " $\theta_o$ ".

Zmianę " $\theta_o$ " uzyskuje się przez wprowadzenie poprawki donośności.

Poprawkę donośności oblicza się ze wzoru:

$$\Delta D \tau_a = 10 \Delta X \tau_a \cdot \Delta \tau_a /m/$$

gdzie:  $\Delta X \tau_a$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę czasu pracy silnika o 0,1 sek

$/ \Delta X \tau_a$  ma znak "+", to przy  $\Delta \tau_a > 0,$   
 $\Delta D \tau_a$  "+"/

$\Delta \tau_a$  - odchyłka czasu pracy silnika.

Przykład 6. Rakieta 3R10,  $\tau_a = 3,98$  sek.  $D = 10$  km.

Określić  $\Delta D \tau_a$ .

Rozwiązanie:

$$\Delta \tau_a = 3,98 - 4,18 = - 0,2 \text{ sek}$$

Z TS str. 67.

$$\Delta X \tau_a = + 369 \text{ m}$$

$$\Delta D \tau_a = 10 \cdot 369 \cdot /-0,2/ = - 738 \text{ m.}$$

g/ Wnioski o wpływie balistycznych odchyłek strzelania na lot rakiety

1/ Odchyłki balistyczne warunków strzelania wywierają wpływ tylko na donośność i dlatego wprowadza się tylko poprawki donośności.

- 2/ Różne czynniki balistyczne różnie wpływają na donośność lotu rakiety i dlatego wpływ ich powinien być różnie uwzględniany.
- 3/  $\Delta t_{pr}^{\circ}$  i  $\Delta \tau_a$  wywierają wpływ na donośność tylko na AOT głównie poprzez zmianę " $\theta_a$ " w końcu AOT. Dlatego wpływ tych odchyłek uwzględnia się tylko dla AOT poprzez zmianę początkowego kąta rzutu, tak aby zapewnić wielkość " $\theta_a$ " przy końcu AOT równą lub blisko tabelarycznej wielkości " $\theta_{aH}$ ".  
W tym wypadku dalszy lot rakiety na BOT będzie odbywał się po torze tabelarycznym lub bliskim jemu.
- 4/  $\Delta q_b$ ,  $\Delta \omega$ ,  $\Delta I_1$ , wywierają wpływ na donośność głównie poprzez zmianę prędkości rakiety. Dlatego poprawki te wprowadza się dla biernego odcinka toru.

5. Wpływ odchyłek meteorologicznych warunków strzelania na lot RT

Wszystkie meteorologiczne warunki strzelania, oprócz wartości wiatru balistycznego w warstwie AOT otrzymywanych od posterunków meteorologicznych baterii /dywizjonu/ określa się z komunikatu "Meteośredni".

Dane z komunikatu wykorzystuje się dla BOT.

a/ Wpływ odchyłki przyziemnego ciśnienia barometrycznego na wysokość stanowiska startowego

Warunek tabelaryczny  $h_N = 750$  mm. W komunikacie meteośrednim odchyłka przyziemnego ciśnienia podana jest dla wysokości stacji meteorologicznej.

Odchyłkę przyziemnego ciśnienia barometrycznego dla wysokości stanowiska startowego określa się ze wzoru:

$$\Delta h = \Delta h_M + \frac{Z_M - Z_B}{10} \text{ /mm/}$$

gdzie:  $\Delta h_M$  = odchyłka ciśnienia barometrycznego dla wysokości stacji meteorologicznej, wzięta z komunikatu;

$Z_M$  = wysokość SM nad poziomem morza wzięta z komunikatu meteorologicznego,

$Z_B$  - wysokość SS nad poziomem morza.

10 - współczynnik - na każde 10 m różnicy wysokości ciśnienia zmienia się o 1 mm służy rtęci.

Przy wzroście ciśnienia powiększa się gęstość powietrza

$$\rho = 0,036 \frac{h}{T}$$

gdzie:  $h$  - ciśnienie powietrza w mb,

$T$  - temperatura powietrza w skali Kelwina.

przy wzroście  $\rho$  wzrasta siła oporu czołowego

$$R_x = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

stąd jeżeli:

1/  $\Delta h > 0$ ,  $h > h_N$  / to  $\rho > \rho_N$  ,  $R_x > R_{xN}$

$D < D_N$  i stąd  $\Delta D_h$  "+"

2/  $\Delta h < 0$ ,  $h < h_N$  / to  $\rho < \rho_N$  ,  $R_x < R_{xN}$

$D > D_N$  stąd  $\Delta D_h$  "-"

Poprawkę donośności na odchyłkę przyziemnego ciśnienia określa się ze wzoru:

$$\Delta D_h = 0,1 \Delta X_h \cdot \Delta h \quad /m/$$

gdzie:  $\Delta X_h$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę przyziemnego ciśnienia o 10 mm. Poprawka ma znak plus /to przy  $\Delta h > 0$ ,

$$\Delta D_h \text{ "+"}/$$

$\Delta h$  - odchyłka przyziemnego ciśnienia barometrycznego na wysokości SS.

Poprawkę " $\Delta D_h$ " uwzględnia się dla BOT, ponieważ wpływa ona na zmianę prędkości rakiety.

Przykład 1. Rakieta 3R10,  $\Delta h_M = + 5$  mm,  $Z_M = 200$  m,  $Z_B = 150$  m,  $D = 20$  km. Określić  $\Delta D_h$ .

Rozwiązanie:

$$\Delta h = 5 + \frac{200 - 150}{10} = + 10 \text{ mm}$$

z TS  $\Delta X_h = + 121$  m

$$\Delta D_h = 0,1 \cdot 121 \cdot 10 = + 121 \text{ m.}$$

b/ Wpływ balistycznej odchyłki temperatury powietrza

Warunek tabelaryczny  $t_{ON}^{\circ} = +15,9^{\circ}\text{C}$ .

Zmiana temperatury powietrza wraz z wysokością następuje zgodnie z normalnym prawem.

$\Delta t^{\circ}$  określa się z komunikatu meteośredniego odpowiednio do wierzchołkowej. Siła oporu czołowego  $R_x = C$

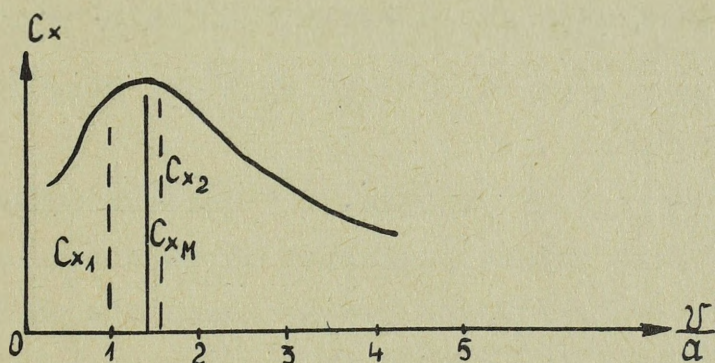
$$R_x = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

zależy od  $t^{\circ}$  bo

1/  $C_x / M/ = C_x / \frac{v}{a} /$ , gdzie  $a = 20 \sqrt{T}$

2/  $\rho = 0,036 \frac{h}{T}$ .

a/ Wpływ zmiany temperatury w zależności od  $C_x$



Rys. 19

$$a = 20 \sqrt{T}$$

$$v_a \approx 700 \text{ m/sek}$$

$$v_c \approx 350 - 380 \text{ m/sek}$$

Na niektórych odcinkach toru  $M > 1,5$ . Wartość ta jednak nie ma zasadniczego znaczenia, ponieważ na większej części toru  $M < 1,5$ , stąd jeżeli

1/  $\Delta t^{\circ} > 0 / t^{\circ} > t_{ON}^{\circ} / t_0$  to  $a > a_N$   $M = \frac{v}{a} < M_N$

$$C_{x1} < C_{xN}, R_x < R_{xN} \quad D > D_N$$

i stąd poprawka będzie miała znak "-".

2/  $\Delta t^0 < 0$  /  $t^0 < t_{ON}^0$  /, to  $a < a_N$  ,  $M > M_N$

$$C_{x2} > C_{xN} , R_x > R_{xN} , D < D_N$$

i stąd poprawka będzie miała znak "+".

Prędkość lotu rakiet balistycznych nieznacznie przekracza prędkość dźwięku. W tych warunkach jak wynika z rysunku, przy zmniejszeniu liczby "M" zmniejsza się " $C_x$ ". Ponieważ w interesującym nas przedziale nachylenie krzywej obrazującej wielkość " $C_x$ " jest niewielkie to i powiększenie " $C_x$ " przy powiększeniu "M" jest stosunkowo nieduże.

Decydujący wpływ na wielkość " $R_x$ " wywiera ostatecznie zmiana gęstości powietrza.

b/ Wpływ zmiany temperatury na gęstość powietrza

$$\rho = 0,036 \frac{h}{T} \quad / \quad R_x = C_x \frac{v^2 \rho}{2} S$$

1/ przy  $\Delta t^0 > 0$  /  $t^0 > t_{ON}^0$  /, "f" maleje, donośność wzrasta i poprawka powinna mieć znak "-".

2/ przy  $\Delta t^0 < 0$  /  $t^0 < t_{ON}^0$  / poprawka powinna mieć znak "+".

Wniosek: Przy zmianie " $t^0$ " zarówno zmiana " $C_x$ " jak i " $\rho$ " powoduje zmianę prędkości /donośności/ rakiety w tę samą stronę. Decydujące jednak znaczenie ma zmiana " $\rho$ ".

Stąd jeżeli  $\Delta t_0 > 0$  , to  $D > D_{DN}$  i stąd  $\Delta Dt_0$  "-"

$\Delta t_0 < 0$  , to  $D < D_{DN}$  i stąd  $\Delta Dt_0$  "+"

Poprawkę donośności na odchyłkę balistycznej temperatury powietrza określa się ze wzoru:

$$\Delta Dt_0 = 0,1 \Delta Xt_0 \Delta t_0 /m/$$

gdzie:  $\Delta Xt_0$  - tabelaryczna poprawka donośności na odchyłkę balistycznej temperatury powietrza o 10°C.

Poprawka ta ma znak "-" /bo przy  $\Delta t_0 > 0$

$\Delta Dt_0$  "-"/

$\Delta t^0$  - odchyłka balistycznej temperatury powietrza z komunikatu meteorologicznego dla danej wierzchołkowej toru.

$\Delta t^{\circ}$  w granicach całkowitej wierzchołkowej toru oblicza się na podstawie średnich odchyłek temperatury powietrza od tabelarycznej zamieszczonych w komunikacie meteośrednim.

Przy obliczeniu stosuje się wzór:

$$\Delta t^{\circ} = K_{\tau_1} \cdot \Delta \tau_1 + K_{\tau_2} \cdot \Delta \tau_2 \quad /^{\circ}\text{C}/$$

gdzie:  $\Delta \tau_1$  i  $\Delta \tau_2$  - średnie odchyłki temperatury powietrza od tabelarycznych w stopniach wzięte z komunikatu dla wysokości  $y_1$  i  $y_2$ . Zależnie od "y".

$K_{\tau_1}$ ,  $K_{\tau_2}$  - współczynniki wagowe zależne od wierzchołkowej toru, dane te określa się z tabeli 1 str. 55 Instrukcji przygotowania danych.

Przykład 2. Meteo 1102 - .....

..... - 5005 - 943612 - 6004 - 933113 - 8003 - 913314 .....

Wierzchołkowa toru  $y = 8000$  m. Określić  $\Delta t^{\circ}$ .

Rozwiązanie:

Z Instrukcji przygotowania danych tabela 1 str.56

dla  $y = 8000$  m

$$\left\{ \begin{array}{l} y_1 = 5000, K_{\tau_1} = -1,70 \\ y_2 = 8000, K_{\tau_2} = 2,70 \end{array} \right.$$

z komunikatu:

dla  $y_1 = 5000$

$$\Delta \tau_1 = -44^{\circ}$$

$y_2 = 8000$

$$\Delta \tau_2 = -41^{\circ}$$

$$\begin{aligned} \Delta t^{\circ} &= -1,70 / -44/ + 2,70 / -41/ = +74,8 - 110,7 = \\ &= -35,9 \approx -36^{\circ}\text{C}. \end{aligned}$$

Przykład 3. Rakietka 3R10,  $\Delta t^{\circ} = +5^{\circ}$ ,  $D = 20$  km.

Określić  $\Delta Dt^{\circ}$ .

Rozwiązanie: z TS  $\Delta Xt_0 = -179$  m

$$\Delta Dt_0 = 0,1 \cdot /-179/ /+5/ \approx -90 \text{ m}.$$

c/ Wpływ wiatru na lot rakiety

Warunek tabelaryczny - atmosfera nieruchoma, prędkość wiatru na wszystkich wysokościach równa zeru.

Wiatr wywiera znaczny wpływ zarówno na donośność jak i na kierunek lotu rakiety zarówno na AOT jak i na BOT.

W niskich warstwach atmosfery /przy powierzchni ziemi/ wiatr jest mniej ustabilizowany niż w górnych warstwach atmosfery, czyli znacznie częściej zmienia kierunek i prędkość.

Stąd wpływ wiatru uwzględnia się oddzielnie dla AOT i oddzielnie dla BOT. Przy tym pomiar wiatru dla AOT i BOT wykonuje się sposobami niezależnymi. Dlatego nie zachodzi potrzeba określania i stosowania jakiegoś współczynnika korelacji.

1. Wpływ wiatru balistycznego na AOT

Wysokość AOT dla 3R10 i 3R9 jest dosyć duża /dochodzi do 1,5 km/. Stąd dla uwzględnienia wpływu wiatru na AOT nie wystarczy dokonać pomiaru prędkości i kierunku wiatru na powierzchni ziemi. Dla pomiaru wiatru balistycznego na AOT każda bateria posiada własny posterunek meteorologiczny wyposażony w meteorologiczną stację radiolokacyjną "PROBA". Posterunek rozmieszcza się w rejonie SS / < 100-200 m/. Posterunek meteorologiczny sonduje atmosferę nie wcześniej jak na 15 minut przed wystrzałem i oblicza prędkość " $W_a$ " i azymut " $T_a$ " wiatru balistycznego dla konkretnej wyznaczonej wysokości AOT. Wysokość AOT podaje posterunkowi dowódca baterii.

a/ Konieczność uwzględniania temperatury ładunku przy określaniu składowych wiatru

W tabelach podane są poprawki na wiatr na AOT przy

$\Delta t_{pr}^0 = 0$ . Przy określaniu " $t_{pr}^0$ " określiliśmy, że zmiana " $t_{pr}^0$ " zmienia szybkość spalania się prochu i czas lotu rakiety na AOT. Jeżeli rakietka znajduje się mniejszą ilość czasu w granicach AOT, to wiatr w mniejszym stopniu będzie wpływał na lot rakiety.

Dla uwzględnienia zmiany wpływu wiatru na AOT w zależności od " $t_{pr}^0$ ", wielkość " $W_a$ " określa się z uwzględnieniem temperatury ładunku

$$W'_a = W_a \cdot K t_{pr}^0$$

gdzie:  $W_a$  - prędkość wiatru na podstawie danych sondowania.

Jeżeli  $\Delta t_{pr}^o > 0$ , to "V" wzrasta i lot rakiety jest bardziej ustabilizowany i wpływ wiatru jest mniejszy  $Kt_{pr}^o < 1$ .

Jeżeli  $\Delta t_{pr}^o < 0$ , to "V" maleje i lot rakiety jest mniej ustabilizowany i wpływ wiatru jest większy  $Kt_{pr}^o > 1$ .

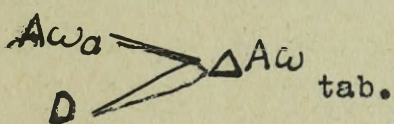
Współczynnik " $Kt_{pr}^o$ " określa się z tabeli zależności " $Kt_{pr}^o$ " od " $t_{pr}^o$ ".

Jeżeli dowódca baterii poda posterunkowi meteorologicznemu oprócz wysokości AOT także i " $t_{pr}^o$ ", to posterunek obliczy odrazu wartość " $W'_a$ " i " $T_{Wa}$ ".

Określenie poprawionego kąta wiatru

Niezależnie od uwzględnienia " $t_{pr}^o$ " na prędkość wiatru, należy także wprowadzić poprawkę kąta wiatru  $\Delta A\omega$ .

~~$\Delta A\omega$~~  określa się ze zbioru tabel na podstawie donośności i kąta wiatru.



gdzie:

$$A\omega = T - T\omega_a$$

gdzie:  $\Delta A\omega_{tab}$  - tabelaryczna poprawka kąta wiatru przy szybkości wiatru balistycznego 10 m/sek, znak poprawki podany jest w tabeli.

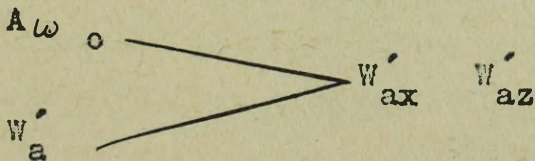
Poprawkę kąta wiatru określa się ze wzoru:

$$\Delta A\omega = 0,1 \Delta A\omega_{tab} \cdot W'_a$$

$$A\omega_o = A_{Wa} + \Delta A\omega$$

Określenie składowych wiatru

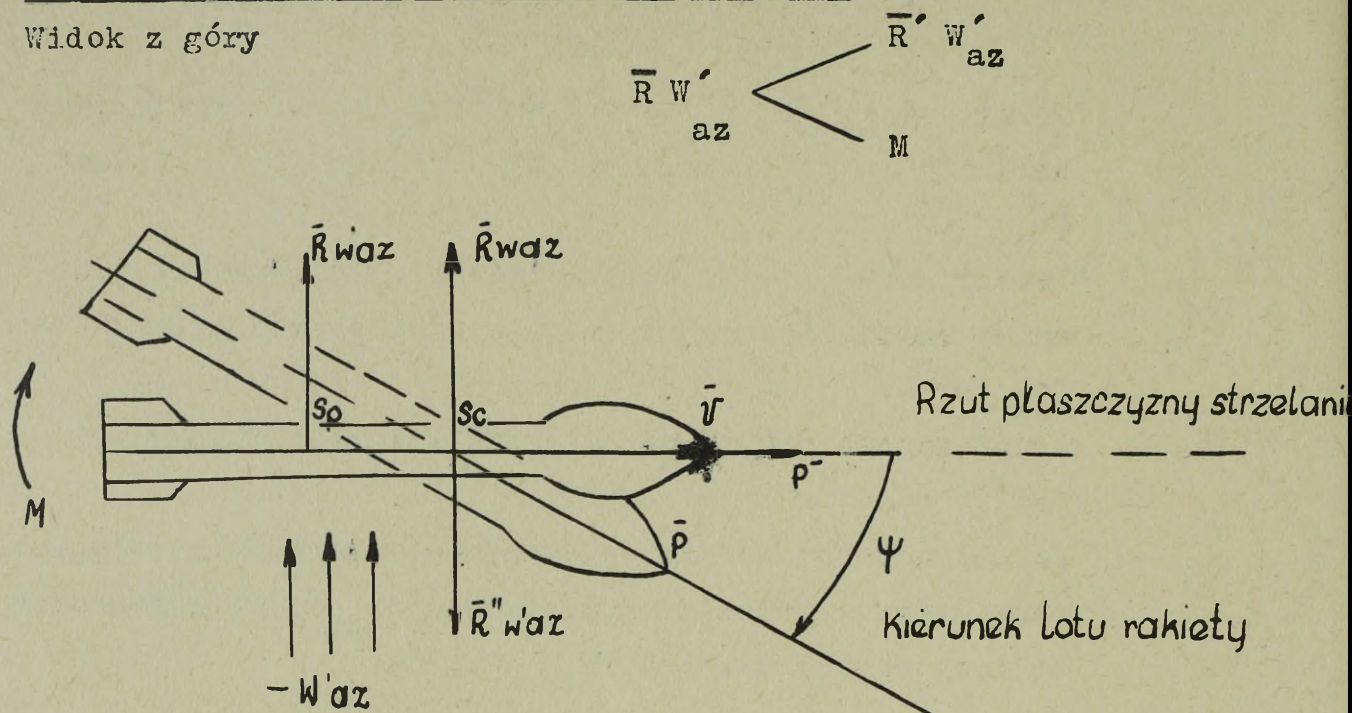
$W'_{ax}$  i  $W'_{az}$  można określić ze wzorów względnie z wykresu do rozłożenia wiatru balistycznego na składowe



/znaki podano na wykresie/.

b/ Wpływ bocznego wiatru balistycznego na AOT

Widok z góry



Rys.20

Para sił  $\bar{R}_{Wz}$  i  $\bar{R}'_{Wz}$  tworzy moment aerodynamiczny, pod działaniem którego rakieta skierowuje się w kierunku skąd wieje wiatr. Wraz ze zwrotem rakiety o  $\psi$  zmienia się i kierunek działania siły rakiety  $\bar{P}$ .

Pod działaniem natomiast siły  $\bar{R}'_{Wz}$  rakieta będzie znoszona w kierunku zgodnym z kierunkiem wiatru /na rys. w lewo od płaszczyzny strzelania/.

Decydujące znaczenie ma moment aerodynamiczny i zmiana siły reakcji, tzn, że ostatecznie nastąpi uchylenie się rakiety od płaszczyzny strzelania w kierunku skąd wieje wiatr i poprawkę kierunku należy wprowadzić ze znakiem odwrotnym do kierunku skąd wieje wiatr.

Poprawkę kierunku dla AOT na boczny wiatr balistyczny określa się ze wzoru:

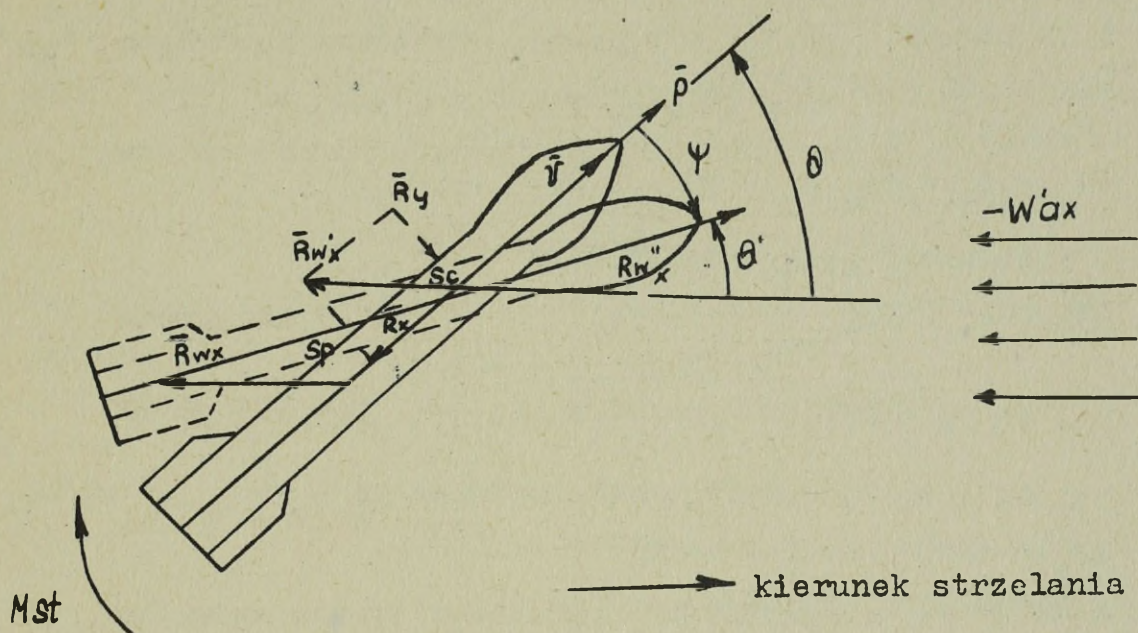
$$\Delta KW_a = 0,1 \Delta ZW_a \cdot W'_{az} \quad /tys./.$$

gdzie:  $\Delta ZW_a$  - tabelaryczna poprawka kierunku na boczny wiatr balistyczny dla AOT o prędkości 10 m/sek.

$W'_{az}$  - składowa bocznego wiatru balistycznego dla AOT.

Znak poprawki " $\Delta KW_a$ " jest taki sam jak znak składowej " $W'_{az}$ ".

c/ Wpływ podłużnego wiatru balistycznego na AOT



Rys.21.

Moment stabilizacji /para sił  $\vec{R}_{wx}$  i  $\vec{R}_x''$  / będzie obracał raketę wokół środka ciężkości w stronę skąd wieje wiatr, co spowoduje zmianę  $\alpha$  i kolejno zmianę donośności.

Zasadniczy wpływ na zmianę donośności wykazuje zmiana  $\alpha$  i tak jeżeli:

$+W'_{ax}$  /wiatr zgodny z kierunkiem strzelania/ ze wzrostem kąta  $\alpha$  wzrasta D i stąd  $\Delta DW_a$  "-";

$-W'_{ax}$  /wiatr przeciwny/ zmniejszenie kąta  $\alpha$  powoduje zmniejszenie D i stąd  $\Delta DW_a$  "+".

Poprawkę donośności określa się ze wzoru

$$\Delta DW_a = 0,1 \Delta XW_a \cdot W'_{ax} \quad /m/$$

gdzie:  $\Delta XW_a$  - tabelaryczna poprawka donośności na podłużny wiatr balistyczny o prędkości 10 m/sek dla AOT. Znak "-", bo przy  $+W'_{ax}$ ,  $\Delta DW_a$  "-"

$W'_{ax}$  - podłużna składowa wiatru balistycznego dla AOT.

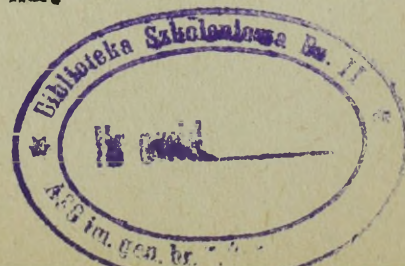
Przykład 4. Rakietą 3R10

$$T_{Bc} = 10-00, TW_a = 4-00, W_a = 10m/sek.$$

$$t_{pr}^0 = +20^{\circ}C$$

$$D = 20 \text{ km.}$$

Określić  $\Delta DW_a$  i  $\Delta KW_a$ .



Rozwiązanie:

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = +20^{\circ} - 15^{\circ} = +5^{\circ}C$$

$$\begin{aligned} \text{Z TS str.89. } \Delta t_{pr}^{\circ} = +5^{\circ}, Kt_{pr}^{\circ} = 0,97, W'_a = W_a \cdot Kt_{pr}^{\circ} = \\ = 10 \cdot 0,97 = 9,7 \text{ m/sek.} \end{aligned}$$

$$AW_a = T_c - TW_a = 10-00 - 4-00 = 6-00$$

Z Instrukcji przyg. danych dla

$$AW_a = 6-00 \quad \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \quad \Delta AW_{tab} = +29$$

$$D = 20 \text{ km}$$

$$\Delta AW = 0,1 \cdot /+29/ \cdot 9,7 = + 28,13 \approx + 28$$

$$AW_p = 6-00 + 0-28 = 6-28.$$

Z wykresu TS. str.20

$$\begin{aligned} \text{dla } AW_p = 6-28 \quad \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \quad \begin{array}{l} W'_{ax} = -7,8 \\ W'_{az} = +5,8 \end{array} \\ W'_a = 9,7 \text{ m/sek} \end{aligned}$$

Z TS

$$\Delta XW_a = -728 \text{ m}$$

$$\Delta ZW_a = + 46$$

$$\Delta DW_a = 0,1 \cdot /-728/ \cdot /-7,8/ = +567,8 \text{ m}$$

$$\Delta KW_a = 0,1 /+46/ \cdot /5,8/ \approx +0-27.$$

## 2. Wpływ wiatru balistycznego na biernym odcinku toru /BOT/.

Wiatr balistyczny dla BOT oblicza się na podstawie średnich wartości podanych w komunikacie meteośrednim stosownie do wierzchołkowej.

### a/ Wpływ bocznego wiatru balistycznego na BOT

Na BOT wiatr boczny także skręca rakieta w kierunku skąd wieje wiatr i także znosi ją w kierunku dokąd wieje wiatr.

Jednakże na BOT nie występuje siła reakcji  $\bar{P}$  i zwrot rakiety o  $\angle \psi$  nie pociąga za sobą zmiany kierunku lotu.

Rakieta jest tylko znoszona w kierunku zgodnym z kierunkiem wiatru pod wpływem siły  $R'W_z$ , tzn. jeżeli

$$\begin{aligned} - W_{bz} \text{ /wiatr z prawa/, uchylenie w lewo } \Delta KW_b \text{ "+"} \\ + W_{bz} \text{ /wiatr z lewa/, uchylenie w prawo } \Delta KW_b \text{ "-"}. \end{aligned}$$

Poprawkę kierunku na boczny wiatr balistyczny dla BOT określa się ze wzoru:

$$\Delta KW_b = 0,1 \Delta ZW_b \cdot W_{bz}$$

gdzie:  $\Delta ZW_b$  - tabelaryczna poprawka kierunku na boczny wiatr balistyczny o prędkości 10 m/sek dla BOT. Poprawka ma znak "-", bo przy  $W_{bz}$  "+".  $\Delta KW_b$  "-".

Poprzeczną składową wiatru balistycznego określa się ze wzoru

$$W_{bz} = KW_1 \cdot Wz_1 + KW_2 \cdot Wz_2 \quad /m/sek/$$

gdzie  $Wz_1$  i  $Wz_2$  - poprzeczna składowa średniego wiatru w warstwach atmosfery od powierzchni ziemi do wysokości  $y_1$  i  $y_2$  zależnie od całkowitej wierzchołkowej  $y$ .

$KW_1, KW_2$  - współczynniki zależne od całkowitej wierzchołkowej  $y$ .

$y_1, y_2$  i  $KW_1, KW_2$  - podane są w Instrukcji przyg.danych Tabela 2.

#### b/ Wpływ podłużnego wiatru balistycznego na BOT

Podłużny wiatr balistyczny na BOT także wywołuje pochYLENIE rakiety w kierunku skąd wieje wiatr i także znosi ją w donośności dokąd wieje wiatr.

Jednakże na BOT nie występuje siła reakcji "P" i pochYLENIE rakiety nie wywołuje zmiany pochYLENIA wektora prędkości /zmiany kąta "  $\theta$  "/. Wiatr powoduje tylko zmianę siły oporu czołowego " $R_x$ ", która zmienia wielkość prędkości rakiety, a w ostatecznym wyniku i donośność lotu rakiety.

Tzn. jeżeli  $+W_{bx}$  /wiatr zgodny/,  $R_x < R_{xN}$ ,  $D > D_N$

$$\Delta DW_b \text{ "-"}$$

$-W_{bx}$  /wiatr przeciwny/  $R_x > R_{xN}$ ,  $D < D_N$

$$\Delta DW_b \text{ "+"}$$

Poprawkę <sup>donośności</sup> na podłużną składową wiatru balistycznego dla BOT określa się ze wzoru

$$\Delta DW_b = 0,1 \Delta XW_b \cdot W_{bx} \quad /m/$$

gdzie:  $\Delta KW_b$  - tabelaryczna poprawka donośności na podłużną składową wiatru balistycznego o prędkości 10 m/sek.

Znak poprawki "-", bo przy  $W_b x$  "+",

$\Delta DW_b$  "-" /wiatr zgodny/

$W_b x$  - podłużna składowa wiatru balistycznego.

Podłużną składową wiatru balistycznego w granicach BOT oblicza się analogicznie jak  $W_b z$ , wykorzystując wzór

$$W_b x = KW_1 \cdot Wx_1 + KW_2 \cdot Wx_2 \quad /m/sek/$$

Przykład 5. Rakieta 3R10

$W_b x = - 8$  m/sek,  $W_b u = + 5,7$  m/sek,  $D = 20$  km. Obliczyć

$\Delta KW_b$ ,  $\Delta DW_b$ .

Rozwiązanie:

$$\begin{aligned} \Delta KW_b &= 0,1 \quad \Delta ZW_b \cdot W_b z = 0,1 \quad /-6/ \cdot /+5,7/ = \\ &= -3,42 \approx -0-03 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta KW_b &= 0,1 \quad \Delta XW_b \cdot W_b x = 0,1 \quad /-166/ \cdot /-9/ = \\ &= + 132,8 \approx + 133 \text{ m.} \end{aligned}$$

d/ Wnioski o wpływie meteorologicznych warunków strzelania

Warunki meteorologiczne wywierają wpływ zarówno na donośność jak i na kierunek strzelania.

Różne czynniki meteorologiczne różnie wpływają na lot rakiety np. wiatr na AOT zmienia "D" głównie poprzez zmianę kąta rzutu i dlatego wpływ wiatru na AOT należy uwzględnić tylko dla AOT.

Pozostałe czynniki meteorologiczne w tej liczbie i wiatr na biernym odcinku toru, wywierają wpływ głównie poprzez zmianę prędkości na całej długości toru i dlatego wpływ ich uwzględnia się dla biernego odcinka toru /BOT/.

6. Wpływ odchyłek meteorologicznych i balistycznych warunków strzelania na czas pracy mechanizmu czasowego

Rakieta 3R9 przewidziana jest wyłącznie dla działania uderzeniowego i dlatego posiada zapalniki uderzeniowe. Zapalników tych jest dwa: głowicowy i denny.

Zasadniczy zapalnik - głowicowy ma 3 nastawy:

O - działanie odłamkowe

H - krótka zwłoka

B - długa zwłoka

Zapalnik denny jest zapalnikiem dublującym, ma tylko jedną nastawę fabryczną odpowiadającą nastawie na długą zwłokę zapalnika głowicowego i ma zadanie spowodować wybuch rakiety jeśli nie zadziałał zapalnik głowicowy.

Rakieta 3R10 - jest rakieta o specjalnym ładunku, w związku z tym urządzenia zapalnikowe powinny zapewnić możliwość uzyskania zarówno wybuchu naziemnego /uderzeniowego/, jak też wybuchu powietrznego na wymaganej wysokości.

Rakieta uzbrojona jest w urządzenie zapalnikowe 3E17M z mechanizmem czasowym WDM-T.

Dla uzyskania wybuchu naziemnego nie potrzeba w wojskach dokonywać jakichkolwiek nastaw. Wybuch powietrzny uzyskuje się tylko w wyniku wprowadzenia odpowiednich nastaw.

a/  $D > 15$  km

Urządzenie zapalnikowe 3E17M jest urządzeniem typu radiolokacyjnego i wykorzystuje się je przy strzelaniu powyżej 15 km. Zapewnia ono działanie głowicy nad celem niezależnie od położenia przełącznika wysokościowego i nastawy kręgu zmiennego opóźnienia. Przełącznik ma 4 położenia:

O - 75 m

I - 150 m

II - 250 m

III - 350 m.

Zmienne opóźnienie stosuje się przy położeniu przełącznika wysokościowego na O. Ma ono opóźnić wybuch rakiety w porównaniu z zadziałaniem radiolokacyjnego urządzenia zapalnikowego i zapewnić bardzo niski wybuch.

Krąg zmiennego opóźnienia ma skalę w podziałkach odpowiadających odległości w km. Tak więc w celu uzyskania wysokości 75 m odpowiadającej nastawie przełącznika wysokości 0, należy jednocześnie na kręgu zmiennego opóźnienia nastawić podziałkę odpowiadającą topograficznej odległości do celu.

Przy wszystkich innych położeniach przełącznika wysokości /I, II, III/ wyłącza się mechanizm zmiennego opóźnienia. Niekiedy rakietą może być uzbrojona w urządzenia zapalnikowe 3E17. To urządzenie zapalnikowe nie ma nastawy "0", nie ma więc i kręgu zmiennego opóźnienia.

Mechanizm czasowy WDM-T przy strzelaniu na  $D > 15$  km, a więc wtedy kiedy wykorzystuje się urządzenie zapalnikowe, przeznaczony jest do zwiększenia odporności urządzenia zapalnikowego na radiolokacyjne zakłócenie tak ze strony nieprzyjaciela, jak też przez własny sygnał odbity od przypadkowego przedmiotu terenowego. Osiąga się to w ten sposób, że mechanizm czasowy WDM-T włącza urządzenia zapalnikowe dopiero w określonym punkcie toru. W tym celu mechanizm czasowy WDM-T posiada skalę RW. Skala RW ma podziałki od 0-150 sekund co 0,5 sekundy. Nastawę RW określa się z odpowiedniej rubryki Tab. 1A TS np. dla  $D = 25$  km  $NR_W = 48,0$  sek. Oznacza to, że urządzenie zapalnikowe zostanie włączone w 48 sek. lotu rakiety.

Ponieważ skala RW - wykorzystuje się tylko jako urządzenie uodporniające, stąd też żadnych poprawek na zmianę warunków strzelania w tym wypadku się nie wprowadza.

b/  $D < 15$  km

Przy strzelaniu rakietami 3R10 na  $D = 10-15$  km jako urządzenie zapalnikowe wykorzystuje się mechanizm czasowy WDM-T, czas do punktu wybuchu nastawia się na skali DD mechanizmu czasowego WDM-T,

Skala DD ma podziałki od 8-45 sek. co 0,2 sek.

Nastawę na tej skali określa się z tabel 1A i 1D.

Praca mechanizmu czasowego WDM-T zależy od warunków strzelania. Dlatego przy wykorzystywaniu WDM-T jako urządzenia

zapalnikowego tzn. przy  $D < 15$  km przy określaniu nastawy na skali DD należy uwzględnić i wprowadzić poprawki na odchyłki meteorologicznych i balistycznych warunków strzelania. Wpływ tych poprawek na pracę mechanizmu czasowego jest taki sam jak i na donośność.

Poprawki nastawy zapalnika na skali DD określa się na podstawie odległości geodezyjnej /topograficznej/. Wprowadza się i określa następujące poprawki:

$$\begin{aligned} \Delta N'_{qb} &= 0,1 \Delta N_{qb} \cdot \Delta q_b \\ \Delta N' &= 0,1 \Delta N_w \cdot \Delta w \\ \Delta N't^{\circ}_{pr} &= 0,1 \Delta Nt^{\circ}_{pr} \cdot \Delta t^{\circ}_{pr} \\ \Delta N'_{I_1} &= \Delta N_{I_1} \cdot \Delta I_1 \\ \Delta N'\zeta_a &= 10 \cdot \Delta N_{I_1} \Delta N\zeta_a \cdot \Delta \zeta_a \\ \Delta N'_h &= 0,1 \Delta N_h \cdot \Delta h \\ \Delta N't^{\circ} &= 0,1 \Delta Nt^{\circ} \cdot \Delta t^{\circ} \\ \Delta N'W_b &= 0,1 \Delta NW_b \cdot W_{bx} \end{aligned}$$

Poprawki nastawy zapalnika na podłużny wiatr balistyczny na AOT nie uwzględnia się z uwagi na jej nieistotną wielkość.

Do obliczania poprawek wykorzystuje się tabelę 1 D TS.

Nastawę zapalnika na skali DD określa się ze wzoru:

$$\begin{aligned} N_{DD} &= N_{DDG} + \Delta N'_{qb} + \Delta N'_w + \Delta N't^{\circ}_{pr} + \Delta N_{I_1} + \Delta N'\zeta_a + \\ &+ \Delta N't^{\circ} + \Delta N'_{Wb} \end{aligned}$$

Przykład. Rakieta 3R10  $D = 14$  km.

$$\Delta q_b = + 15 \text{ kg}, \quad \Delta w = + 5 \text{ kg}, \quad \Delta t^{\circ}_{pr} = + 5^{\circ} \text{C}$$

$$\Delta I_1 = + 0,6 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}, \quad \Delta \zeta_a = + 0,04 \text{ sek}$$

$$\Delta h = -28 \text{ mm}, \quad \Delta t^{\circ} = + 17^{\circ}, \quad W_{bx} = + 13,2 \text{ m/sek}$$

Obliczyć  $N_{DD}$ .

Rozwiązanie:

$N_{DD_G}$	= 24,500 sek
$\Delta N'_{q_b} = /+0,009/ \cdot /+15/$	= + 0,135 sek.
$\Delta N'_{\omega} = /-0,026/ \cdot /+5/$	= - 0,130 sek.
$\Delta N'_{t_{pr}^0} = /-0,01/ \cdot /+5/$	= - 0,050 sek.
$\Delta N'_{I_1} = /-0,14/ \cdot /+ 0,6/$	= - 0,084 sek.
$\Delta N'_{\xi_a} = /-1/ \cdot /+0,04/$	= + 0,040 sek.
$\Delta N'_{h} = /+0,01/ \cdot /-28/$	= - 0,280 sek.
$\Delta N'_{t^0} = /-0,016/ \cdot /+17/$	= - 0,272 sek.
$\Delta N'_{W_b} = /-0,016/ \cdot /+13,2/$	= -0,211 sek.
-----	
$N_{DD} =$	23,648 23,65 sek.

Oznacza to, że wybuch rakiety nastąpi w 23,65 sek. lotu.

7. Wpływ odchyłek technicznych warunków strzelania

a/ Poprawki na odchyłkę linii celowania

Warunek tabelaryczny  $\Delta k_0 = 0$ . Odchyłka linii celowania powoduje zmianę kierunku lotu rakiety, a stąd i uchylenie rakiety w kierunku.

Poprawkę na odchyłkę linii celowania określa się w toku przygotowania wyrzutni i wpisuje do metryki wyrzutni.

W celu określenia poprawki na odchyłkę linii celowania " $\Delta K_0$ " określa się poprawkę na odchyłkę prowadnicy " $\Delta K_{pr}$ " i na odchyłkę linii celowania " $\Delta K$ ".

b/ Poprawkę na odchyłkę prowadnicy " $\Delta K_{pr}$ "

wywołana jest odchyłką prowadnicy i nachyleniem osi czopów. Dla określenia " $\Delta K_{pr}$ " z tyłu wyrzutni ustawia się teodolit /TT-2 lub TT-3/ w odległości 30-50 m od kątomierza. Nachylenie czopów  $< 2-3^\circ$ .

Prowadnicy nadaje się kąt  $\varphi = 50$  tys., przy którym w polu widzenia teodolitu są widoczne jednocześnie obydwa pierścienie celownicze umocowane na prowadnicy.

Następnie odczytuje się wskazania teodolitu  $\alpha\psi_{50}$  przy kręgu prawym i  $\alpha'\psi_{50}$  przy kręgu lewym.

Następnie nastawia się na skali celownika kąty celownika począwszy od 200 tys. co 100 tys. do największego kąta celownika. Średni odczyt teodolitu przy danej nastawie celownika określa się ze wzoru:

$$\alpha\psi_i = \frac{\alpha\psi_i + (\alpha'\psi_i \pm 180^\circ)}{2}$$

gdzie:  $\alpha\psi$  - odczyt teodolitu przy "kręgu prawym"

$\alpha'\psi$  - odczyt teodolitu przy "kręgu lewym"

Poprawkę na każdą nastawę celownika określa się ze wzoru

$$\Delta K_{pr} = a |\alpha\psi_{50} - \alpha\psi_i| \text{ /tys./}$$

gdzie:  $a$  - współczynnik przejścia, którego wartość z uwzględnieniem przeliczenia sekund w tysięczne podana jest w tabeli 4 Instr. Przyg. danych.

$\alpha\psi_{50}$  i  $\alpha\psi_i$  - należy brać w sekundach.

b/ Poprawka na odchyłkę linii celowania kątomierza "  $\Delta Kl_c$  "

wywołana jest odchyłką linii celowania i nachylenia osi czopów. Dla określenia " $\Delta Kl_c$ ", przy kącie  $\psi = 50$  tys. wyprowadza się pęcherzyki poziomic celownika i kadłuba kątomierza na środek i dwukrotnie ustala się kątomierzem na kolimator lub punkt celowania.

Następnie nastawia się na skali celownika kąty celownika od 200 tys. co 100 tys. do największego kąta celownika i wykonuje tę samą czynność.

Poprawkę określa się ze wzoru:

$$\Delta Kl_c = \psi\psi_i - \psi\psi_{50} \text{ /tys./}$$

gdzie:  $\psi\psi_{50}$  - średnia wartość odchylenia kątomierza przy  $\psi = 50$  tys.

$\psi\psi_i$  - średnia wartość odchylenia przy danym kącie podniesienia  $\psi_i$ .

Poprawkę na odchyłkę linii celowania " $\Delta K_o$ " określa się sumując poprawki " $\Delta K_{pr}$ " i " $\Delta Kl_c$ " z ich znakami.

$$\Delta K_o = \Delta K_{pr} + \Delta Kl_c \approx 0-01$$

Przykład 1. Przy pomocy teodolitu TT-2 ustawionego z tyłu wyrzutni w odległości 40 m określono średni odczyt teodolitu na pierścienie celownicze umieszczone na prowadnicy

$$\alpha\varphi_{50} = 20^{\circ}3'36'' \quad \text{i} \quad \alpha\varphi_{200} = 20^{\circ}1'50''$$

Przy pomocy kątomierza określano średnie odchylenie na punkt celowania

$$\psi\varphi_{50} = 48-53 \quad \psi\varphi_{200} = 48-50$$

Określić  $\Delta K_0$ .

Rozwiązanie:

Z tab. 4. Instr. Przyg. danych str. 52

$$a = 0,032$$

$$\begin{aligned} \Delta K_{pr} &= a / \alpha\varphi_{50} - \alpha\varphi_{200} / = 0,032 / 20^{\circ}3'36'' - 20^{\circ}1'50'' / = \\ &= 0,032 / +100 / = +3,2 \end{aligned}$$

$$\Delta K_{lc} = \psi\varphi_i - \psi\varphi_{50} = 48-50 - 48-53 = -3$$

$$\Delta K_0 = \Delta K_{pr} + \Delta K_{lc} = 3,2 - 3 = +0,2 \approx 0,$$

Przykład obliczeń  $\Delta K_0$  podano w instrukcji Przygotowania danych str. 49-52.

b/ Poprawki na niezgodność kąta podniesienia zmierzonego przy pomocy celownika i kwadrantu

Warunek tabelaryczny  $\Delta\varphi = 0$ . Niezgodność kąta podniesienia zmierzonego celownikiem i kwadrantem powoduje zmianę - donośności i stąd wprowadza się ją w nastawę celownika.

Poprawkę na niezgodność określa się razem z " $\Delta K_0$ " w toku przygotowania wyrzutni i wpisuje do metryki wyrzutni.

Dla określenia " $\Delta\varphi$ ", dla kąta celownika 50 tys. i następnie od 200 tys. co 100 tys. do największego kąta celownika określa się średni odczyt z kwadrantu " $\varphi_{KW}$ ".

Poprawkę na niezgodność określa się ze wzoru

$$\Delta\varphi = \varphi_c - \varphi_{KW} \approx 0-00,5$$

Przykład 2.

Przy nastawie kąta celownika 800 tys. określono średni odczyt kąta podniesienia przy pomocy kwadrantu  $\varphi_{KW} = 789,4$ .

Określić  $\Delta\varphi$ .

Rozwiązanie:

$\Delta\varphi = \varphi_c - \varphi_{KN} = 800 - 789,4 = + 1,6 \approx + 1,5$  tys.  
Przykład obliczeń pokazano w Instrukcji Przygotowania Danych str.51.

c/ Wpływ zaburzenia początkowego na lot RT

Warunek tabelaryczny:  $\Delta Z_0 = 0$ .

Poprawka kierunku na zaburzenie początkowe spowodowana jest tym, że w momencie zejścia z prowadnicy wyrzutni rakietą otrzymuje uderzenie /zaburzenie/, w wyniku którego kierunek lotu ulega pewnej zmianie.

Oprócz zaburzenia początkowego na lot rakiety wpływa zjawisko zboczenia /derywacji/ powstałe w wyniku pracy silnika obrotu.

Sumaryczne poprawki na zaburzenie początkowe i zboczenie przyjęto krótko nazywać poprawkami na zaburzenie początkowe " $\Delta Z_0$ ".

Wielkość " $\Delta Z_0$ " zależy od temperatury ładunku /  $\Delta t_{pr}^{\circ}$  / i odległości strzelania " $D_0$ ".

Ponieważ przy zejściu rakiety z prowadnicy uchyla się ona od płaszczyzny strzelania w prawo, poprawkę " $\Delta Z_0$ " bierze się, że zawsze ze znakiem "-" i określa się dla donośności obliczonej " $D_0$ ".

" $\Delta Z_0$ " wprowadza się w kierunek strzelania.

Przykład 3. Rakieta 3R10,  $D_0 = 20$  km,  $t_{pr}^{\circ} = -5^{\circ}\text{C}$ .

Określić  $\Delta Z_0$ .

Rozwiązanie:

$$\begin{array}{l} \Delta t_{pr}^{\circ} = -5 - /+15^{\circ}/ = -20^{\circ}\text{C} \\ \text{Z TS str.23} \end{array} \quad \Delta t_{pr}^{\circ} = -20^{\circ}\text{C} \quad \begin{array}{l} D_0 = 20 \text{ km} \end{array} \quad \Delta Z_0 = -0-12$$

8. Ogólne wnioski o wpływie warunków strzelania na lot RT

Z rozpatrzonego wyżej wpływu odchyłek poszczególnych czynników zmienności wynika, że wszystkie czynniki można podzielić na 3 grupy:

- I - czynniki wpływające na donośność głównie poprzez zmianę kąta rzutu  $\theta$  przy końcu AOT /  $\Delta t_{pr}^o$ ,  $\Delta \tau_a$ ,  $w_a$  /.
- II - czynniki wpływające na donośność głównie poprzez zmianę prędkości rakiety przy końcu AOT " $v_a$ " /  $\Delta q_b$ ,  $\Delta \omega$ ,  $\Delta I_1$ ,  $\Delta t^o$ ,  $\Delta h$ ,  $w_b$ ,  $\Delta Z$ ,  $\Delta X_{obr}$  /.
- III - czynniki wpływające na donośność i kierunek przy zejściu rakiety z prowadnicy /  $\Delta K_o$ ,  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta Z_o$  /.

Jeśli na wpływ czynników I grupy wprowadzi się takie poprawki, które zapewnią tabelaryczny kąt rzutu w końcu AOT, to dalszy lot rakiety na BOT w warunkach tabelarycznych będzie przebywał po tabelarycznym torze.

Jeżeli warunki lotu na BOT będą różnić się od tabelarycznych, to należy wprowadzić poprawki dla BOT.

Tak więc należy oddzielnie wprowadzać poprawki dla AOT i osobno dla BOT. Stąd też określanie nastaw dla RT rozdzielamy na 2 etapy.

- I - Określenie poprawek dla BOT i obliczenie danych pośrednich  $D_p$ ,  $T_p$ .
- II - Określenie poprawek dla AOT i obliczenie danych obliczonych  $D_{ob}$ ,  $T_{ob}$ , na podstawie tych danych oblicza się nastawę celownika /C/ i kątomierza na podstawie  $D_{ob}$  określa się  $Z_o$ .  
Na stanowisku startowym wprowadza się poprawki  $\Delta K_o$ ,  $\Delta \varphi$ .

### III. SPOSOBY I METODY OKRESIANIA NASTAW DO STRZELANIA

#### 1. Wprowadzenie

Zadaniem przygotowania danych do strzelania RT jest określenie nastaw celownika, zapalnika i kątomierza, przy których osiąga się wymaganą donośność, wysokość i kierunek wybuchu.

A/ Danymi wyjściowymi do obliczania nastaw celownika i odchylenia są dane otrzymane w wyniku:

- przygotowania topogeodezyjnego;
- dane dotyczące celu;
- dane przygotowania balistycznego;
- dane przygotowania meteorologicznego;
- dane przygotowania technicznego.

B/ Obliczenie nastaw do strzelania

Nastawy do strzelania oblicza się w dwóch etapach.

W pierwszym etapie określa się:

- a/ dane geodezyjne:  $D_g, T_g, \Delta Z_H / \Delta Z_c$ ;
- b/ dane pośrednie:  $D_p, T_p$ ;
- c/ nastawę mechanizmu czasowego WDM przy strzelaniu rakietami 3R10
  - $D < 15$  km, na skali DD "N<sub>DD</sub>"
  - $D > 15$  km, na skali RW "N<sub>RW</sub>"

W drugim etapie oblicza się:

- a/ Dane obliczone:  $D_o, T_o$ .
- b/ nastawy do strzelania,

C/ a/ Sposoby przygotowania danych dla RT

Nastawy do strzelania RT oblicza się:

- 1/ Sposobem kolejnych przybliżeń za pomocą tabel strzelniczych;
- 2/ za pomocą wykresu poprawek obliczonych /sposób praktyczny/.

## 2. Określenie danych geodezyjnych

### Określenie danych topograficznych

Dla obliczenia danych geodezyjnych należy uprzednio obliczyć dane topograficzne:  $D_T$ ,  $T$ ,  $\Delta Z$ .

Dane topograficzne  $D_T$  i  $T$  można określać dowolnym sposobem zapewniającym dokładność do 10 m w odległości i 1 tys. w kierunku.

### Sposoby określenia danych topograficznych

- rachunkowo z użyciem tabel i arytmetrów,
- przy pomocy suwaka logarytmicznego,
- za pomocą zbioru planów kątowych,
- przy pomocy tabel i nomogramów,
- na przyrządzie kierowania ogniem.

$Z_C$  i  $Z_B$  określa się zwykle bezpośrednio z mapy.

Wysokość wybuchu  $H_w$  występuje przy strzelaniu raketami 3R10 i zależy od rodzaju wybuchu i jego wysokości.

Dla 3R10 3E17M skala RW.

$H_w$  = "0" 75 m, "I" 150 m, "II" 250, "III" 350 m.

Dla określenia  $D_T$  i  $T_{Bc}$  należy znać:  $X_C, Y_C; X_B, Y_B$ .

Współrzędne tych punktów muszą być w tym samym układzie.

Jeżeli zachodzi potrzeba należy współrzędne przeliczyć z jednej strefy do drugiej. Szczegółowy opis określenia danych topograficznych podany jest w odpowiednich instrukcjach.

Przykład 1. Określić dane topograficzne do celu:

a/ sposobem rachunkowym,

b/ za pomocą tabel i nomogramów

jeżeli:

$$x_C = 6\ 647\ 315$$

$$y_C = 5\ 690\ 750$$

$$X_B = 6\ 658\ 730$$

$$Y_B = 5\ 720\ 895$$

$$H_w = 0$$

$$Z_C = 170\ m$$

$$Z_B = 90$$

Rozwiązanie:

$$\begin{array}{r} \text{Ad.a/ } x_c = 6\ 647\ 315 \\ -x_B = 6\ 658\ 730 \\ \hline \Delta x = -11\ 415 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} y_c = 5\ 690\ 750 \\ Y_B = 5\ 720\ 895 \\ \hline \Delta y = -30\ 145 \end{array}$$

$$K_K = \frac{b}{b} = \frac{-\Delta x}{-\Delta y} = \frac{11415}{30145} = 0,379$$

dla  $\frac{-\Delta x}{-\Delta y}$   $\left\{ \begin{array}{l} T = 41-54 \\ K_D = 1,069 \end{array} \right.$

$$K_K = 0,379$$

$$D_T = a \cdot K_D = 30145 \cdot 0,379 = \underline{32225\ m}$$

$$\Delta z_c = z_c - z_B = 170 - 90 = 80\ m.$$

ad.b/

$$1/ \Delta x = -11415 \qquad y = -30145$$

$$2/ \Delta x_0 = 11 \qquad y = 30$$

$$\begin{array}{r} 3/ \Delta x_0 = 11 \\ \Delta y_0 = 30 \end{array} \left\{ \begin{array}{l} t_0 = 11-64,4 \\ D_0 = 31955 \end{array} \right.$$

$$4/ \Delta x_1 = 11415 - 11000 = 415$$

$$\Delta y_1 = 30145 - 30000 = 145$$

$$5/ t_0 = 11-64,4 \quad \dots \quad z \text{ nomogram}$$

$$\begin{array}{r} D_0 = 31955 \\ \left\{ \begin{array}{l} \sigma t = -11 \\ \sigma D = 270\ m \end{array} \right. \end{array}$$

$$6/ t = 11-64,4 - 0-11 = 11-53$$

$$-\Delta x \qquad T = 30-00 + t = 30-00 + 11-53 = \underline{41-53}$$

$$-\Delta y$$

$$D = D_0 + \sigma D = 31955 + 270 = \underline{32225}$$

B/ Określenie danych geodezyjnych

a/ Określenie geodezyjne azym. topograficznego  $T_g$

$$T_g = T + \sigma + \Delta T$$

gdzie:  $T_g$  - geodezyjny azymut topograficzny

$T$  - azymut topograficzny

- $\sigma$  - redukcja kierunku  
 $\Delta T$  - poprawka kierunku na przejście w sąsiednią strefę współrzędnych.

Wprowadzenie poprawki na redukcję kierunku ma na celu uwzględnienie zniekształcenia linii geodezyjnej na płaszczyźnie odwzorcowanej metodą Gaussa.

Podczas strzelania RT  $\sigma < 1'$  i z tego powodu nie uwzględnia się jej przyjmując  $T_g = T$ .

Poprawkę " $\Delta T$ " określa się w toku przeliczania współrzędnych stanowiska startowego na współrzędne strefy celów.

Poprawkę tę uwzględnia się podczas strzelania do sąsiedniej strefy.

$\Delta T$  "+" jeżeli cel znajduje się w zachodniej strefie

$\Delta T$  "-" jeżeli cel znajduje się we wschodniej strefie.

b/ Określenie odległości geodezyjnej

$$D_g = D_T - \Delta d$$

gdzie  $\Delta d$  - poprawka na redukcję odległości.

Wprowadzenie poprawki na redukcję odległości ma na celu uwzględnienie zniekształcenia linii geodezyjnej na płaszczyźnie odwzorcowanej metodą Gaussa.

$\Delta d$  ma zawsze znak minus.

Dla RT " $\Delta d$ " uwzględnia się przy strzelaniu na  $D \geq 30$  km.

Przykład 2. Założenie jak Przykład 1. Określić dane geodezyjne  $/y_c = 5\ 690\ 750, y_B = 5\ 720\ 895/$ .

Rozwiązanie:

Z TS. 3R10

$$\begin{array}{l} D_T \ 6\ 32 \text{ km} \\ \text{dla} \\ y = 706 \end{array} \quad \left. \vphantom{\begin{array}{l} D_T \\ \text{dla} \\ y \end{array}} \right\} \Delta d = -17 \text{ m}$$

$$y^* = \frac{690,8 + 720,9}{2} = \frac{1411,7}{2} \approx 706 \text{ km}$$

/dla  $y_B = 570$ /

$$D_g = D_T - \Delta d = 32225 - 17 \text{ m} = 32208 \text{ m} \approx 32210 \text{ m}$$

$$T_g = T = 41-54.$$

Przykład 3.

Obliczyć azymut topograficzny jeżeli azymut topograficzny w strefie celu  $T = 9-87$  /cel znajduje się w 5 strefie, SS w 4 strefie/.  $B_{SS} = 50^{\circ}30'$  / $x_B = 5600000$ /

Rozwiązanie:

Ze zbioru tabel dla 3R10

dla  $B = 50^{\circ}30'$

$$/x_B = 5600 \text{ km/} \quad \Delta T = 77$$

$$T = T - \Delta T = 9-87 - 0-77 = 9-10$$

3. Określanie nastaw do strzelania RT sposobem kolejnych przybliżeń za pomocą tabel strzelniczych

a/ Określanie poprawek na odchyłki warunków strzelania dla biernego odcinka toru BOT sposobem kolejnych przybliżeń i określanie danych pośrednich

1/ Dane pośrednie

Danymi pośrednimi  $D_p$  i  $T_p$  nazywają się dane uwzględniające wszystkie poprawki na odchyłki meteorologicznych, geofizycznych i balistycznych warunków strzelania za wyjątkiem poprawek na  $\Delta \tau_a$ ,  $\Delta t_{pr}^o$ ,  $W_a$

$$\text{Stąd: } D_p = D_T + \Delta D_p$$

$$T_p = T + \Delta K_p.$$

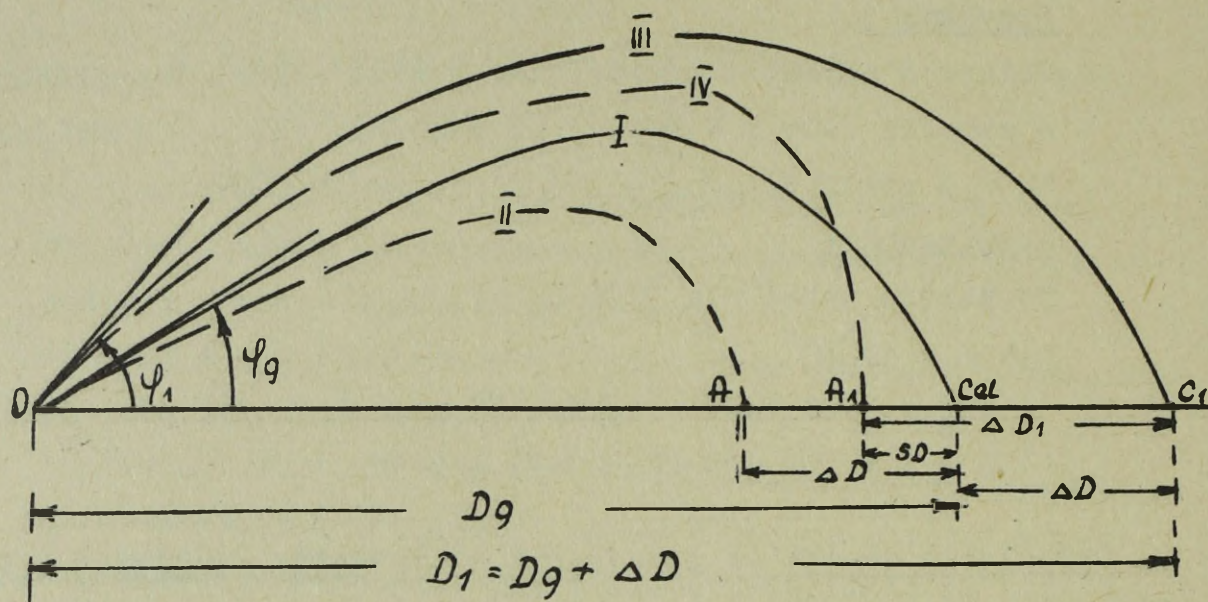
$\Delta D_p$  określa się sposobem kolejnych przybliżeń. Ilość przybliżeń zależy od wielkości poprawki. Zazwyczaj wystarczają 2-3 przybliżenia.

$\Delta K_p$  - określa się dla  $D_p$  bez kolejnych przybliżeń.

2/ Istota sposobu kolejnych przybliżeń

Założymy, że strzelanie prowadzone jest do celu oddalonego od stanowiska startowego /SS/ o  $D_g$  i położonego na poziomie SS, przy czym  $/\Delta t_{pr}^o, \Delta \tau_a, W_a/ = 0$ .

W tabelarycznych warunkach strzelania przy wystrzeleniu rakiety pod kątem  $\varphi_g$  średni tor przejdzie przez punkt celu w p. C, tor I /rys. 22/.



Rys.22.

Założymy z kolei, że warunki strzelania skracają donośność, stąd przy strzelaniu pod kątem  $\varphi_g$  tor lotu rakiety przejdzie niżej toru I i punkt upadku okaże się w punkcie A tor II, to jest wystąpi uchylenie rakiety o wielkość  $\Delta D$ .

Jeżeli byśmy wprowadzili poprawkę  $\Delta D$  i wyznaczyli kąt  $\varphi_1$  odpowiadający  $D_1 = D_g + \Delta D$ , to w tabelarycznych warunkach strzelania przy  $\varphi_1$ , średni tor przejdzie przez punkt  $C_1$  /tor III/.

W rzeczywistych jednak warunkach zmniejszających donośność tor przejdzie niżej od toru III i punkt upadku okaże się w punkcie  $A_1$  /tor IV/, czyli znowu będzie miało miejsce ujemne uchylenie, tym razem o wielkość  $\sigma_D$ . Tłumaczy się to tym, że przy większym kącie podniesienia, wierzchołkowa powiększa się

i rakieta będzie podlegała większemu wpływowi warunków strzelania, tzn. otrzymamy większe uchylenie rakiety w donośności  $/A_1C_1 = \Delta D_1/$ , tzn.  $\Delta D_1 > \Delta D$ .

Kolejno należy obliczyć wielkości  $\Delta D_1$

$$\Delta D_1 - \Delta D = \sigma_D, \quad \Delta D_1 = \Delta D + \sigma_D$$

i odszukać nową donośność  $D_2$

$$D_2 = D_g + \Delta D_1 = D_g + \Delta D + \sigma_D$$

tym samym prowadząc strzelanie przy kącie podniesienia  $\varphi_2$  odpowiadającym  $D_2$ , przybliżymy średni tor do celu. Niemniej jednak w wyniku wyżej podanych przyczyn znowu otrzymamy

uchylenie punktu upadku rakiety od celu. Kolejno powinniśmy określić nową poprawkę  $\Delta D_2$  i odszukać nowe wartości  $D_3, \varphi_3$  itd. do tego czasu dopóki nie odszukamy  $D_0, \varphi_0$ . To znaczy, że po każdym wprowadzeniu poprawki punkt upadku zbliża się do celu i można wreszcie znaleźć kąt podniesienia, przy którym średni tor przejdzie przez cel. Odpowiadająca temu kątowi podniesienia donośność będzie donośnością obliczoną. Takie kolejne przybliżanie punktu upadku rakiety do celu i szukanie danych, przy których średni tor przeszedłby przez cel przyjęto nazywać metodą kolejnych przybliżeń.

Konieczność stosowania metody kolejnych przybliżeń spowodowana jest nierównością poprawek i uchyień oraz nieznaną wartością  $D_0$ , znaczy bowiem tylko wartość  $D_g / D_T$  i poprawki określamy dla tej odległości, podczas gdy przy strzelaniu w rzeczywistych warunkach strzelania przy kącie  $\varphi_1$  odpowiadającym  $D_g + \Delta D$  poprawka donośności będzie inna.

Z powyższego wynika, że poprawki donośności nie są równe uchyleniom punktu upadku przy strzelaniu pod tym względem innym kącie podniesienia.

Dla określenia poprawki należy znać donośność obliczoną do celu. Ponieważ  $D_0$  nie znamy, to dla określenia poprawki przeprowadzamy 2-3 przybliżenia,

tzn. na podstawie:  $D_g$  określa się  $\Delta D$

$$D_1 = D_g + \Delta D \text{ określa się } \Delta D_1 \quad / \Delta D_1 = \Delta D + \sigma_D /$$

$$D_2 = D_g + \Delta D_1 \text{ określa się } \Delta D_2$$

$$D_3 = D_g + \Delta D_2 \text{ określa się } \Delta D_3$$

-----  
-----

$$D_i \text{ ----- określa się } \Delta D_0 \quad / D_i = D_0 /$$

Do tej pory aż  $D_i - D_{i-1} = 0$  a praktycznie

$$D_i - D_{i-1} \quad 200 \text{ m.}$$

3/ Kolejność obliczania danych pośrednich sposobem kolejnych przybliżeń dla BOT

a/ czynności wstępne - określenie odchyłek

$$\Delta q_b = q_b - 1440 / 1300 / \text{kg} \approx 1 \text{ kg}$$

$$\Delta \omega = \omega - 838 \text{ kg} \approx 0,1 \text{ kg}$$

$$\Delta I_1 = I_1 - 190 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} \approx 0,1 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = t_{pr}^{\circ} - 15^{\circ}\text{C} \approx 1^{\circ}\text{C}$$

$$\Delta \tau_a = \tau_a - 4,18 \text{ sek} \approx 0,01 \text{ sek}$$

$$\Delta h = \Delta h_M + \frac{Z_M - Z_B}{10} \text{ mm} \approx 1 \text{ mm}$$

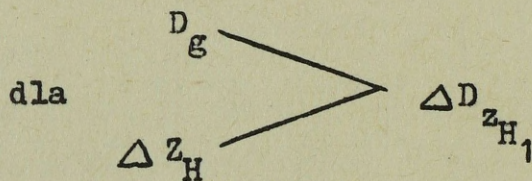
b/ Określenie danych geodezyjnych

$$D_g = D_T - \Delta d, \quad T_g = T + \Delta T$$

$$\Delta Z_w = Z_c + H_w - Z_B$$

c/ Obliczenie poprawek donośności i kierunku i danych pośrednich

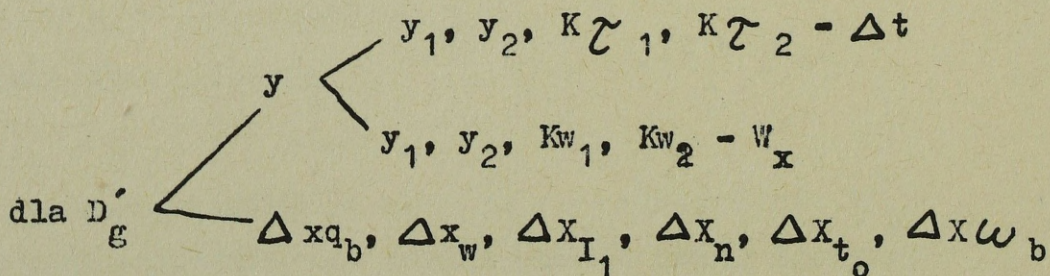
1/ ze zbioru tabel



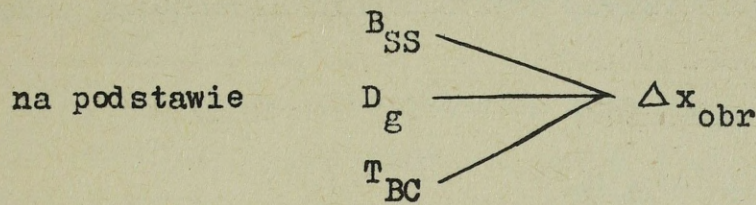
$$D'_g = D_g + \Delta D_{z_{H_1}}$$

gdzie:  $D'_g$  - poprawiona odległość geodezyjna /odległość pozioma toru przechodząca przez punkt wybuchu/.

2/ z TS. Tab. 1A



- Z TS. Tab. 1B



- określa się poprawki

$$\Delta Dq_b = 0,1 \Delta Xq_b \cdot \Delta q_b$$

$$\Delta D\omega = 0,1 \Delta X\omega \cdot \Delta \omega$$

$$\Delta D_{I_1} = \Delta X_{I_1} \cdot \Delta I_1$$

$$\Delta D_h = 0,1 \Delta X_h \cdot \Delta h$$

$$\Delta Dt^0 = 0,1 \Delta Xt^0 \cdot \Delta t^0$$

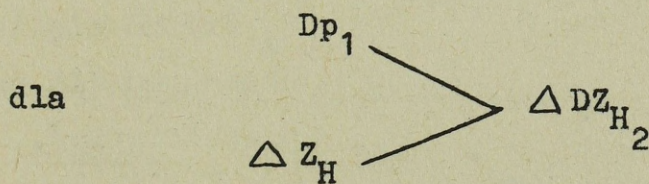
$$\Delta DW_b = 0,1 \Delta XW_b \cdot W_x$$

$$\Delta X_{obr}$$

$$\Delta D_{p_1} = \Delta Dq_b + \Delta D\omega + \Delta D_{I_1} + \Delta D_h + \Delta Dt^0 + \Delta DW_b + \Delta X_{obr}$$

3/ -  $D_{p_1} = D_g + \Delta D_{p_1}$  - pierwsze przybliżenie donośności pośredniej.

ze zbioru tabel



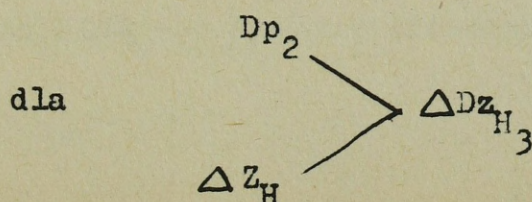
$$D'_{p1} = D_{p1} + \Delta Dz_{H2} \quad / \text{w sposób podany poprzednio/ p.2.}$$

4/ na podstawie

$$D'_{p1} \text{ --- } \Delta D_{p2} \quad / \text{w sposób podany poprzednio/ p.2.}$$

$$5/ D_{p2} = D_g + \Delta D_{p2}$$

Ze zbioru tabel



$$D'_{p2} = D_{p2} + \Delta Dz_{H3}$$

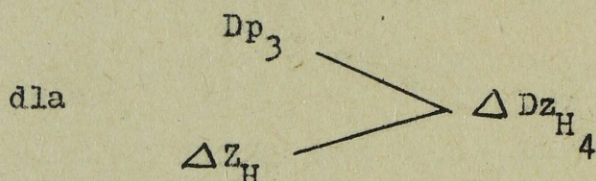
6/ Jeżeli:  $\Delta Dp_2 - \Delta Dp_1 > 200$  m, to w ten sam sposób wykonuje się trzecie przybliżenie donośności pośredniej  $D'p_3$

tzn. dla

$$D'p_2 \text{ — } \Delta Dp_3$$

$$Dp_3 = D_g + \Delta Dp_3$$

ze zbioru tabel

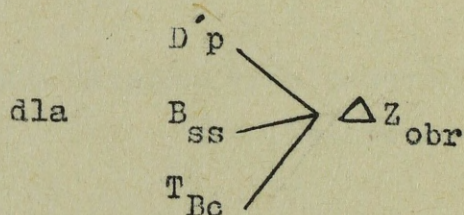


$$D'p_3 = Dp_3 + \Delta Dz_{H_4}$$

7/ Obliczenie poprawek uważa się za zakończone jeżeli różnica poprawek przy ostatnim i poprzednim przybliżeniu nie przekracza 200 m.

Jako wynik ostateczny przyjmuje się ostatnią poprawioną donośność pośrednią  $D'p_i$ .

8/ W celu określenia pośredniego azymutu topograficznego  $T_p$  z TSB



$$D'p \text{ — } \Delta Z_{Wb}$$

$$\Delta K_{Wb} = 0,1 \Delta Z_{Wb} \cdot W_z$$

$W_z$  bierze się takie jakie określono dla ostatniego przybliżenia/.

$$\Delta K_p = \Delta Z_{obr} + \Delta K_{Wb}$$

$$T_p = T_g + \Delta K_p$$

Jako dane pośrednie do celu przyjmuje się  $D'p$  i  $T_p$ .

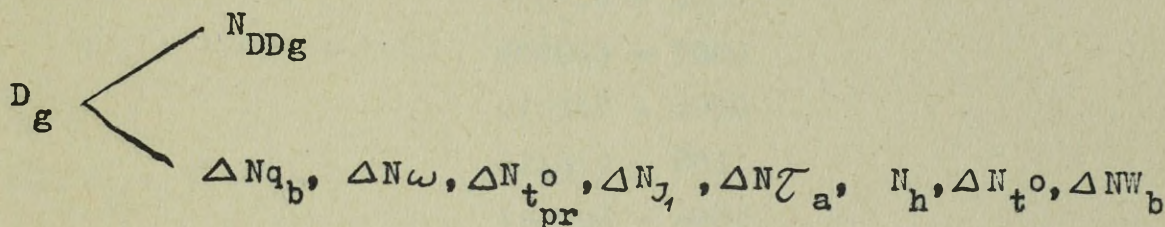
9/ Z TS.

dla  $D'p$  określa się  $y_a$

$y_a$  i  $\Delta t_{pr}^0 / t_{pr}^0$  podaje się posterunkowi meteorologicznemu dla określenia wiatru balistycznego w granicach AOT.

10/Przy strzelaniu rakieta 3R10  $D > 15$  km określa się nastawę mechanizmu czasowego WDM na skali RW "NR<sub>W</sub>" z TS dla D<sub>g</sub>.

11/Przy strzelaniu rakieta 3R10  $D < 15$  km określa się nastawę mechanizmu czasowego WDM na skali DD "N<sub>DD</sub>" z TS dla



Wb<sub>x</sub>, Δt° bierze się takie jakie określono dla ostatniego przybliżenia.

$$N_{DD} = N_{DDg} + / \Delta N'_{q_b} + \Delta N'_{\omega} + \Delta N'_{t_{pr}^{\circ}} + \Delta N'_{I_1} + \Delta N'_{\zeta_a} + \\ + \Delta N'_{h} + \Delta N'_{t^{\circ}} + \Delta N'_{W_b} /$$

gdzie:  $\Delta N'_{q_b} = 0,1 \Delta N_{q_b} \cdot \Delta q_b$

$$\Delta N'_{\omega} = 0,1 \Delta N_{\omega} \cdot \Delta \omega$$

$$\Delta N'_{t_{pr}^{\circ}} = 0,1 \Delta N_{t_{pr}^{\circ}} \cdot \Delta t_{pr}^{\circ}$$

$$\Delta N'_{I_1} = \Delta N_{I_1} \cdot \Delta I_1$$

$$\Delta N'_{\zeta_a} = 10 \Delta N_{\zeta_a} \cdot \Delta y$$

$$\Delta N'_{h} = 0,1 \Delta N_{h} \cdot \Delta h$$

$$\Delta N'_{t^{\circ}} = 0,1 \Delta N_{t^{\circ}} \cdot \Delta t^{\circ}$$

$$\Delta N'_{W_b} = 0,1 \Delta N_{W_b} \cdot Wb_x$$

Przykład 1. Rakietka 3R10

Balistyczne warunki strzelania

$$q_b = 1433 \text{ kg}$$

$$\omega = 843 \text{ kg}$$

$$I_1 = 193 \frac{\text{kg} \cdot \text{sek}}{\text{kg}}$$

$$\zeta_a = 4,58 \text{ sek}$$

$$t_{pr}^{\circ} = -5^{\circ} \text{C}$$

z metryki działa

$$D_g = 13000\text{m}, T_g = 47-41, Z_c = 110 \text{ m}$$

$$Z_B = 60 \text{ m}, H_w = 250 \text{ m}.$$

$$B = 50^\circ \text{ /północna/ } T_{Kz} = 50-00$$

$$\text{Odchylenie przy } K_z \text{ } \alpha_{Kz} = 47-50.$$

"Meteo 1103 - 05074 - 0080 - 50668 -

0208 - 671906

0407 - 662009

0806 - 642210

1206 - 622410

1606 - 602511

2005 - 602511

2405 - 592611

3004 - 592812

4005 - 573013

5005 - 563213

6004 - 553314

8004 - 553414

1004 - 553515

12 - 543517

14 - 523518 ..."

Określić dane pośrednie sposobem kolejnych przybliżeń.

Rozwiązanie:

I. Określenie odchyłek

$$\Delta q_b = q_b - 1440 = 1433 - 1440 = -7 \text{ kg}$$

$$\Delta W = \omega - 838 = 843 - 838 = +5,0 \text{ kg}$$

$$\Delta I_1 = I_1 - 190 = 193 - 190 = +3,0 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}}$$

$$\Delta \tau_a = \tau_a - 4,18 = 4,58 - 4,18 = +0,40 \text{ sek}$$

$$\Delta t_{pr}^\circ = t_{pr}^\circ - 15^\circ = -5^\circ - 15^\circ = -20^\circ$$

$$\Delta Z_H = Z_c + H_w - Z_B = 110 + 250 - 60 = +300 \text{ m}$$

$$\Delta h = h_M + \frac{Z_M - Z_B}{10} = -6 + \frac{80 - 60}{10} = -4 \text{ mm}$$

II. Określenie donośności pośredniej

a/ 1 przybliżenie

1/ Ze zbioru tabel

dla  $D_g = 1300$   
 $\Delta Z_H = +300 \text{ m}$   $\Delta Dz_{H_1} = +1480 \text{ m}$

$$D'_g = 13000 + 1480 = 14480$$

2/ Z TS

dla  $D'_g = 14480$   $y = 710 \text{ m}$

3/ Z Instrukcji Przygotowania danych Tab.1.

dla  $y = 710 \text{ m}$   $\Delta \tau_{y_1} = 300, K\tau_1 = -0,915$   
 $\Delta \tau_{y_2} = 700, K\tau_2 = +1,915$

4/ Z komunikatu

dla  $y_1 = 300$  —  $\Delta \tau_1 = -16,5^\circ$   
 $y_2 = 700$  —  $\Delta \tau_2 = -15,5^\circ$

$$\Delta t^\circ = K\tau_1 \cdot \Delta \tau_1 + K\tau_2 \cdot \Delta \tau_2 = -0,915 \cdot /-16,5/ +$$
$$+ /1,915/ /-14,5/ = +15,1 - 27,8 - 12,5^\circ$$

5/ Z Instrukcji przygotowania danych Tab.2.

dla  $y = 710 \text{ m}$   $y_1 = 300, Kw_1 = -0,665$   
 $y_2 = 900, Kw_2 = +1,665$

6/ Z komunikatu

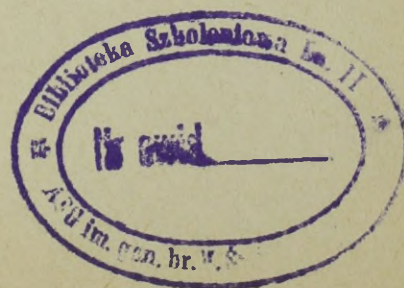
dla  $y_1 = 300$  —  $Tw_1 = 19-50, W_1 = 7,5$   
 $y_2 = 300$  —  $Tw_2 = 22-50, W_2 = 10,0$

$$Aw_1 = T_g - Tw_1 = 47-41 - 19-50 \approx 28-00$$

$$Aw_2 = T_g - Tw_2 = 47-41 - 22-50 \approx 25-00$$

7/ Z wykresu

dla  $Aw_1 = 28-00$   
 $w_1 = 7,5$   $Wx_1 = 17,5, Wz_1 = +1,5$



dla 
$$\begin{array}{l} Aw_2 = 25-00 \\ w_2 = 10-00 \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \begin{array}{l} Wx_2 = 18,5 \\ Wz_2 = +5,0 \end{array}$$

$$W_b^x = Kw_1 \cdot Wx_{y1} + Kw_2 \cdot Wx_{y2} = -0,665 \cdot 7,5 + 1,665 \cdot 8,5 = -4,99 + 14,15 = 9,16 \approx +9,0 \text{ m/sek.}$$

$$W_b^z = Kw_2 \cdot Wz_{y1} + Kw_2 \cdot Wz_{y2} = -0,665 \cdot 1,5 + 1,665 \cdot 5 = -0,99 + 8,3 \approx +7,5 \text{ m/sek}$$

8/ Z TS

dla  $D'_g = 14480$  m określa się:

$$\Delta X_{q_b} = +102 \text{ m}$$

$$\Delta X_{\omega} = -297 \text{ m}$$

$$\Delta X_{I_1} = -134 \text{ m}$$

$$\Delta X_h = +60 \text{ m}$$

$$\Delta X_{t^o} = -101 \text{ m}$$

$$\Delta X_{W_b} = -74 \text{ m}$$

dla  $B = 50^\circ$

$$\begin{array}{l} D'_g = 14480 \\ T_g = 47-41 \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \Delta X_{obr} = +42 \text{ m}$$

$$\Delta D_{q_b} = 0,1 \Delta X_{q_b} \cdot \Delta q_b = +10,2 \cdot /-7/ = -71 \text{ m}$$

$$\Delta D_{\omega} = 0,1 \Delta X_{\omega} \cdot \Delta \omega = -29,7 \cdot /+5/ = -148 \text{ m}$$

$$\Delta D_{I_1} = \Delta X_{I_1} \cdot \Delta I_1 = -134 \cdot /+3/ = -402 \text{ m}$$

$$\Delta D_h = 0,1 \Delta X_h \cdot \Delta h = +6,0 \cdot /-4/ = -24 \text{ m}$$

$$\Delta D_{t^o} = 0,1 \Delta X_{t^o} \cdot \Delta t^o = -10,1 \cdot /-12/ = +122 \text{ m}$$

$$\Delta D_{W_b} = 0,1 \Delta X_{W_b} \cdot W_{b_x} = -7,4 \cdot /+9,0/ = -67 \text{ m}$$

$$\Delta X_{obr} = \underline{\underline{+42 \text{ m}}}$$

$$\Delta D_{p_1} = -550 \text{ m}$$

$$9/ D_{p_1} = D_g + \Delta D_1 = 13000 - 550 = 12450 \text{ m.}$$

b/ 2 przybliżenie

1/ Ze zbioru tabel

$$\begin{array}{l} \text{dla} \\ Dp_1 = 12450 \text{ m} \\ \Delta Z_H = + 300 \text{ m} \end{array} \begin{array}{l} \nearrow \\ \searrow \end{array} \Delta Dz_{H2} = +1610 \text{ m}$$

$$D'p_1 = Dp_1 + \Delta Dz_{H2} = 12456 + 1610 = 14060 \text{ m.}$$

2/ z TS

dla  $D'p_1 = 14060$  określa się:  $y = 651 \text{ m}$

$$\Delta X_{q_b} = +102 \text{ m}$$

$$\Delta x_{\omega} = -295 \text{ m}$$

$$\Delta X_{I_1} = -132 \text{ m}$$

$$\Delta X_{h_o} = + 57 \text{ m}$$

$$\Delta XW_b = - 69 \text{ m}$$

dla  $B = 50^\circ$

$$Dp_1 = 14060 \text{ m} \rightarrow \Delta X_{obr} = +42 \text{ m}$$

$$T_g = 47-47$$

3/ z Instrukcji przygotowania danych Tab.1.

$$\text{dla } y = 651 \text{ m} \begin{array}{l} \nearrow y_1 = 250 \text{ m} , K\tilde{\tau}_1 = -0,910 \\ \searrow y_2 = 650 \text{ m} , K\tilde{\tau}_2 = 1,910 \end{array}$$

$$\text{Tab.2 dla } y = 651 \text{ m} \begin{array}{l} \nearrow y_1 = 300 , Kw_1 = -0,700 \\ \searrow y_2 = 850 , Kw_2 = 1,700 \end{array}$$

4/ z komunikatu

$$\text{dla } y_1 = 250 \text{ — } \Delta\tilde{\tau}_1 = -17,0$$

$$y_2 = 650 \text{ — } \Delta\tilde{\tau}_2 = -15,0$$

$$\text{dla } y_1 = 300 \text{ — } Tw_1 = 19-50, W_1 = 7,5$$

$$y_2 = 850 \text{ — } Tw_2 = 22-50, W_2 = 10,0$$

$$\begin{aligned} 5/ \Delta t^o &= K\tilde{\tau}_1 \cdot \Delta\tilde{\tau}_1 + K\tilde{\tau}_2 \cdot \Delta\tilde{\tau}_2 = -0,910 \cdot /-17/ + \\ &+ 1,910 \cdot /-15/ = +15,5 - 28,7 \approx -13,0 \end{aligned}$$

6/ Z wykresu

$$Aw_1 = T_g - T_w = 47-41 - 19-50 \approx 28-00$$

dla  $W_1 = 7,5$   $\left\{ \begin{array}{l} Wx_1 = +,7,5 \\ Wz_1 = +1,5 \end{array} \right.$

$$Aw_2 = T_g - T_w = 47-41 - 22-00 \approx 25-50$$

dla  $W_2 = 10$   $\left\{ \begin{array}{l} Wx_2 = +9,0 \\ Wz_2 = +4,6 \end{array} \right.$

$$Wb_x = Kw_1 \cdot Wx_1 + Kw_2 \cdot Wx_2 = -0,70 \cdot /+7,5/ + 1,7 \cdot /+9/=$$

$$= -5,2 + 15,3 \approx +10,0^{\circ}$$

$$Wb_z = Kw_1 \cdot Wz_1 + Kw_2 \cdot Wz_2 = -0,70 \cdot /+1,5/ + 1,7 \cdot /+4,6/ =$$

$$= -1,0 + 7,8 \approx +7,0.$$

7/  $\Delta Dq_b = 0,1 \Delta Xq_b \cdot \Delta q_b = +10,2 /-7/ = -71 \text{ m}$

$$\Delta D\omega = 0,1 \Delta X\omega \cdot \Delta\omega = -29,5 /+5/ = -148 \text{ m}$$

$$\Delta D_I = \Delta X_{I_1} \cdot \Delta I_1 = -132 /+3/ = -396 \text{ m}$$

$$\Delta D_h = 0,1 \Delta X_h \cdot \Delta h = +5,7 /-4/ = -23 \text{ m}$$

$$\Delta D_{t^{\circ}} = 0,1 \Delta x_{t^{\circ}} \cdot \Delta t^{\circ} = -6,9 /+10/ = -69 \text{ m}$$

$$\Delta X_{obr} = +42 \text{ m}$$

---


$$\Delta Dp_2 = -540 \text{ m}$$

$$D_p = D_g + \Delta Dp_2 = 13000 - 540 = 12460 \text{ m}$$

8/  $/\Delta Dp_2/ - / \Delta Dp_1/ = /540/ - /564/ < 200$

9/ Ze zbioru tabel str. 46

$$Dp_2 = 12460 \text{ m}$$

dla  $\Delta Z_H = +300 \text{ m}$   $\left\{ \begin{array}{l} \Delta Dz_H = +1610 \text{ m} \end{array} \right.$

$$D_p = Dp_2 + \Delta Dz_H = 12460 + 1610 = \underline{\underline{14070 \text{ m}}}$$

### III. Określenie kierunku pośredniego

1/ Z TS

dla  $\left\{ \begin{array}{l} D_p = 14070 \\ B_{SS} = 50^{\circ} \\ T_g = 47-41 \end{array} \right. \left\{ \begin{array}{l} \Delta Z_{obr} = -0-01 \end{array} \right.$

2/ z TS.

$$\text{dla } D_p = 14070 \text{ ————— } \Delta ZW_b = -0-03$$

$$\Delta Kw_b = 0,1 \Delta Zw_b \cdot Wb_z = -0,3 \cdot /+7/ \approx -0-02$$

$$3/ \Delta K_p = \Delta Z_{obr} + \Delta Kw_b = -0-01 - 0-02 = -0-03$$

$$T_p = T_g + \Delta K_p = 47-41 + /-0-03/ = 47-38$$

$$K_p = T_p - T_{Kz} = 47-38 - 50-00 = \underline{\underline{-2-62}}$$

IV. Określenie nastawy zapalnika na skali DD

1/ z TS

$$N_{DDg} = 22,3$$

$$\text{dla } D_g = 13000 \text{ określa się: } \Delta Nq_b = +0,08$$

$$\Delta N\omega = -0,23$$

$$\Delta Nt_{pr}^o = -0,11$$

$$\Delta N_{I_1} = -0,13$$

$$\Delta N\tau_a = +0,09$$

$$\Delta N_h = +0,09$$

$$\Delta N_{t^o} = -0,14$$

$$\Delta Nw_b = -0,12$$

/wzięto dla ostatniego przybliżenia

$$Wb_x = +10$$

$$\Delta t^o = -13$$

$$2/ \Delta N'q_b = 0,1 \Delta Nq_b \cdot \Delta q_b = +0,008 \cdot /-7/ = -0,056$$

$$\Delta N'\omega = 0,1 \Delta N\omega \cdot \Delta \omega = -0,023 \cdot /+5/ = -0,115$$

$$\Delta N'_{t_{pr}^o} = 0,1 \Delta N_{t_{pr}^o} \cdot \Delta t_{pr}^o = -0,011 \cdot /-20/ = +0,220$$

$$\Delta N'_{I_1} = \Delta N_{I_1} \cdot \Delta I_1 = -0,13 \cdot /+3/ = -0,390$$

$$\Delta \tau_a = 10 \Delta N\tau_a \cdot \Delta \tau_a = +0,9 \cdot /+0,4/ = +0,360$$

$$\Delta N'_h = 0,1 \Delta N_{ho} \cdot \Delta h_o = +0,009 \cdot /-4/ = -0,036$$

$$\Delta N'_{t^o} = 0,1 \Delta N_{t^o} \cdot \Delta t^o = -0,014 \cdot /-13/ = +0,182$$

$$\Delta N'w_b = 0,1 \Delta Nw_b \cdot Wb_x = -0,012 \cdot /+10/ = -0,120$$

$$\Delta N = +0,045 \approx 0$$

$$3/ N_{DD} = N_{DDg} + \Delta N = 22,3 + 0 = 22,3$$

7/ Określenie poprawek na odchyłki strzelania dla aktywnego odcinka toru /AOT/ oraz określenie danych obliczonych i nastaw do strzelania

Obliczenie poprawek na odchyłki warunków strzelania dla AOT wykonuje się również metodą kolejnych przybliżeń podobnie jak dla BOT. Kolejność i sposób obliczania jest przy tym następująca:

1/ Po otrzymaniu od posterunku meteorologicznego  $TW_a$  i  $W'_a$  dla AOT

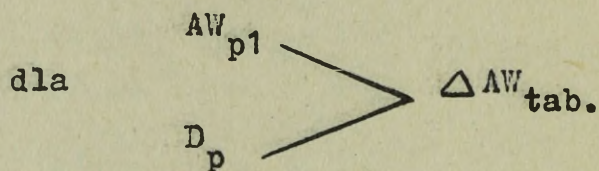
/jeżeli podano  $W_a$ , to z TS dla  $\Delta t_{pr}^o$  określa się  $K_{t_{pr}}^o$

$W'_a = W_a \cdot K_{t_{pr}}^o$  / oblicza się kąt wiatru w stosunku do

pośredniego kierunku strzelania

$$AW_{p1} = T_p - TW_a$$

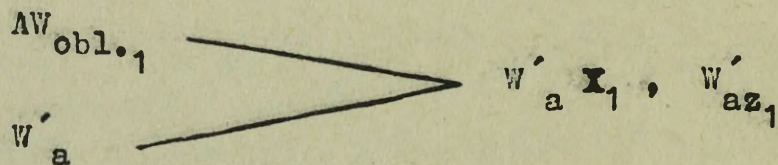
Ze zbioru tabel



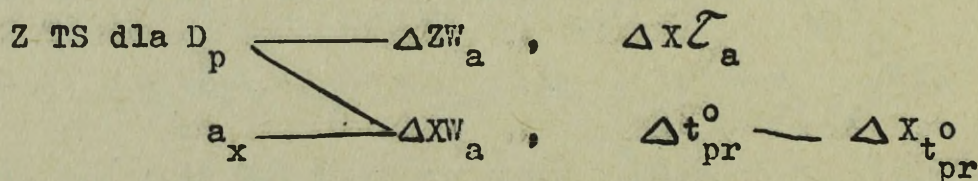
$$\Delta AW = 0,1 \cdot \Delta AW_{tab} \cdot W'_a$$

$$AW_{obl.} = AW_{p1} + \Delta AW$$

Z wykresu dla rozłożenia wiatru balistycznego



2/ Określenie pierwszego przybliżenia



określa się poprawki kierunku i donośności dla AOT

$$\Delta KW_{a1} = 0,1 \Delta ZW_a \cdot Wa_{z1}$$

$$\Delta DW_a = 0,1 \Delta XW_a \cdot Wa_{x1}$$

$$\Delta D_{t_{pr}}^o = 0,1 \Delta X_{t_{pr}}^o \cdot \Delta t_{pr}^o$$

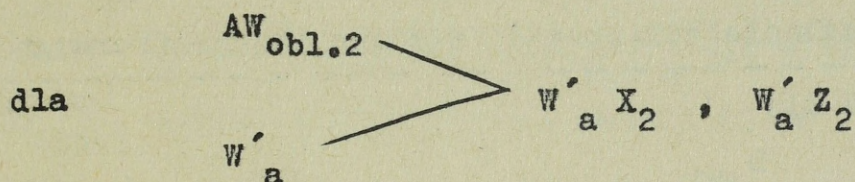
$$\Delta D\tilde{\tau}_a = 10 \cdot \Delta x\tilde{\tau}_a \cdot \Delta \tau_a$$

$$\Delta Da_1 = \Delta DW_a + \Delta D_{t_{pr}^o} + \Delta D\tilde{\tau}_a$$

$$\Delta D_{obl.1} = D_p + \Delta Da_1 \quad \text{/pierwsze przybliżenie/}$$

3/  $AW_{obl.2} = AW_{obl.1} + \Delta KW_{a1}$  /druga wartość kąta wiatru/

Z wykresu dla rozł. wiatru



4/ Określenie drugiego przybliżenia

Na podstawie  $D_{obl.1}$  oblicza się z TS poprawki

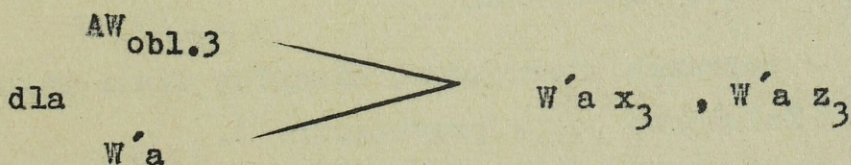
$$\left. \begin{array}{l} \Delta KW_{a2} \\ \Delta DW_a \\ \Delta D_{t_{pr}^o} \\ \Delta D\tilde{\tau}_a \end{array} \right\} \Delta Da_2$$

$$D_{obl.2} = D_p + \Delta Da_2$$

5/ Określenie trzeciego przybliżenia

Jeżeli  $\Delta Da_2 - \Delta Da_1 > 200$  m, to oblicza się

$$AW_{obl.3} = AW_{obl.1} + \Delta KW_{a2}$$



na podstawie  $D_{obl.2}$  z TS oblicza się poprawki

$$\left. \begin{array}{l} \Delta KW_{a3} \\ \Delta DW_a \\ \Delta D_{t_{pr}^o} \\ \Delta D\tilde{\tau}_a \end{array} \right\} \Delta Da_3$$

$$D_{obl.3} = D_p + \Delta Da_3$$

6/ Jeżeli  $\Delta Da_3 - \Delta Da_2 < 200$  m.

Obliczenie poprawek jest zakończone, jeżeli różnica poprawek przy ostatnim i pośrednim przybliżeniu nie przekracza 200 m. Jako donośność obliczoną przyjmuje się donośność otrzymaną przy ostatnim przybliżeniu

$$D_{obl.} \approx D_{obl.1}$$

7/ Określenie obliczonego azymutu topograficznego  $T_{obl.}$

Z TS dla

$$\begin{array}{l} D_{obl.} \\ t_{pr}^o \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \Delta Z_o \quad \text{/popr. na zaburz. początk./}$$

$\Delta K_{Wa}$  - przyjmuje się tą, którą określano podczas ostatniego przybliżenia.

$$\Delta K_a = \Delta K_{Wa} + \Delta Z_o$$

$$T_{obl.} = T_p + \Delta K_a$$

$$K_{pKz} = T_{obl.} - T_{Kz}$$

8/ Określenie nastaw do strzelania

Z TS dla  $D_{obl.}$  określa się  $C_{obl.}$

$$C = C_{obl.} + \Delta \varphi$$

$$O_d = O_{dKz} + K_{p_{obl.}} + \Delta K_o$$

gdzie  $O_d$  - nast. kątomierza

$\Delta K_o$  - poprawka kierunku na odchyłkę linii celowania.

Przykład 2. Założenie jak w przykładzie 1.

Posterunek meteorologiczny określił następujące dane o wietrze balistycznym dla AOT

$$TW_a = 18-43, \quad W'_a = 10,2 \text{ m/sek}$$

Określić dane obliczone sposobem kolejnych przybliżeń oraz nastawy do strzelania.

Rozwiązanie:

1/  $T_p = 47-38$

$$AW_{p1} = T_p - TW_a = 47-38 - 18-43 = 28-95$$

Ze zbioru tabel

$$\begin{array}{l} AW_{p1} = 28-95 \\ \text{dla } D_p = 14070 \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \end{array} \right\} \Delta AW_{tab.} +0-05$$

$$\Delta AW = 0,1 \Delta AW_{tab.} \cdot W'_a = +0,5 \cdot 10,2 = +0-05$$

$$AW_{obl.1} = AW_{p1} + AW = 28-95 + 0-05 = 29-00$$

Z wykresu dla rozłożenia wiatru na składowe

$$\begin{array}{l} \text{dla } AW_{obl.1} = 29-00 \\ W'_a = 10,2 \text{ m/sek} \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \end{array} \right\} \begin{array}{l} Wa_{x1} = +10,2 \\ Wa_{z1} = +1,0 \end{array}$$

2/ Określenie pierwszego przybliżenia

Z TS dla  $D_p = 14070$  określa się

$$\begin{array}{l} Wa_{x1} = +10,2 \\ \Delta t_{pr}^o = -20^o \end{array} \quad \begin{array}{l} \Delta ZW_a = +45 \text{ m} \\ \Delta XW_a = -820 \text{ m} \\ \Delta X_{t_{pr}}^o = -728 \text{ m} \\ \Delta X\bar{\tau}_a = +319 \text{ m} \end{array}$$

$$\Delta DW_a = 0,1 \Delta XW_a \cdot W'_a \cdot X_1 = /-82/ \cdot /+10,2/ = -837 \text{ m}$$

$$\Delta D_{t_{pr}}^o = 0,1 \Delta X_{t_{pr}}^o \cdot \Delta t_{pr}^o + /-72,8/ \cdot /-20/ = +1456 \text{ m}$$

$$\Delta D\bar{\tau}_a = 10 \cdot \Delta X\bar{\tau}_a \cdot \Delta \bar{\tau}_a = +3190 \cdot /+0,4/ = +1276 \text{ m}$$

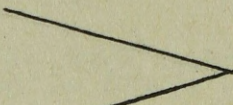
$$\Delta Da_1 = +1895 \text{ m}$$

$$D_{obl.1} = D_p + \Delta Da_1 = 14070 + 1895 = \underline{\underline{15965 \text{ m}}}$$

$$Kwa_1 = 0,1 \Delta ZW_a \cdot W'_a \cdot z = +4,5 \cdot /+1,0/ = +5$$

2/ Określenie drugiego przybliżenia

$$AW_{obl.2} = AW_{obl.1} + \Delta Kwa_1 = 29-00 + 0-05 = 29-05$$

dla  $AW_{obl.2}$    $W_{a_{x2}} = +10,2$   
 $W'_a = 10,2 \text{ m/sek}$   $W_{a_{z2}} = +1,0$

Z TS dla  $D_{obl.1} = 15965$  określa się:

$$\begin{aligned} \Delta ZW_a &= +0-45 \\ W_{a_{x2}} = +10,2 & \text{ ————— } \Delta X_{W_a} = -789 \text{ m} \\ \Delta t_{pr}^0 = -20^\circ & \text{ ————— } \Delta X_{t_{pr}^0} = -655 \text{ m} \\ & \Delta X \tilde{\tau}_a = +292 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\Delta D_{W_a} = 0,1 \Delta X_{W_a} \cdot W'_{a_{x2}} = /-789/ \cdot /+10,2/ = -805 \text{ m}$$

$$\Delta D_{t_{pr}^0} = 0,1 \Delta t_{pr}^0 \cdot \Delta t_{pr}^0 = /-65,5/ \cdot /-20/ = -1310 \text{ m}$$

$$\Delta D \tilde{\tau}_a = 10 \Delta X \tilde{\tau}_a \cdot \Delta \tilde{\tau}_a = /+2920/ \cdot /+0,4/ = +1168 \text{ m}$$

---


$$\Delta D \tilde{\tau}_2 = +1673 \text{ m}$$

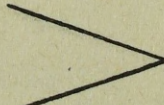
$$D_{obl.2} = D_p + \Delta D_{a_2} = 14070 + 1673 = \underline{15743 \text{ m}}$$

$$\Delta K_{W_a2} = 0,1 \Delta ZW_a \cdot W'_{a_z} = +4,5 /+1,0/ = \underline{+5}$$

$$/ \Delta D_{a_1} - \Delta D_{a_2} = 1895 - 1673 > 200 \text{ m/}$$

### 3/ Obliczenie trzeciego przybliżenia

$$AW_{obl.3} = AW_{obl.1} + \Delta K_{W_a2} = 29-00 + 0-05 = 29-05$$

dla  $AW_{obl.3} = 29-05$    $W_{a_{x3}} = +10,2$   
 $W'_a = 10,2 \text{ m/sek}$   $W_{a_{z3}} = +1,0$

Z TS dla  $D_{obl.2} = 15743$  określa się

$$\begin{aligned} \Delta ZW_a &= +0-45 \\ W_{a_{x2}} = 10,2 & \text{ ————— } \Delta X_{W_a} = -793 \text{ m} \\ \Delta t_{pr}^0 = -20^\circ & \text{ ————— } \Delta X_{t_{pr}^0} = -664 \text{ m} \\ & \Delta X \tilde{\tau}_a = +295 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\Delta DWa = 0,1 \Delta XWa \cdot W'a_{x3} = /-79,3/ \cdot /+10,2/ = - 809 \text{ m}$$

$$\Delta Dt_{pr}^0 = 0,1 \Delta t_{pr}^0 \cdot \Delta t_{pr}^0 = /-66,4/ \cdot /-20/ = + 1328 \text{ m}$$

$$\Delta DZ_a = 10 \Delta XZ_a \cdot \Delta Z_a = /+2950/ \cdot /+0,4/ = \underline{\underline{+ 1180 \text{ m}}}$$

$$\Delta Da_3 = 1699 \text{ m}$$

$$D_{obl.3} = D_p + \Delta Da_3 = 14070 + 1699 = 15769 \text{ m}$$

$$/ \Delta Da_2 - \Delta Da_3 = 1673 - 1699 < 200 \text{ m/}.$$

$$\Delta KW_a = 0,1 \Delta ZWa \cdot Wa = +4,5 /+1,0/ = +0-05$$

$$\begin{array}{l} \text{Dla } D_{obl.3} = 1576 \\ \Delta t_{pr}^0 = -20 \end{array} \begin{array}{l} \nearrow \\ \searrow \end{array} \begin{array}{l} \Delta Z_o = -0-10 \\ \hline \Delta Ka = -0-05 \end{array}$$

$$T_{obl.} = T_p + \Delta Ka = 47-38 + /-0-05/ = 47-33$$

$$Kp_{obl.} = T_{obl.} - T_{Kz} = 47-33 - 30-00 = \underline{\underline{-2-67}}$$

$$D_{obl.} = 15769 \text{ — } C_{obl.} = 311 \text{ tys.}$$

$$\Delta \psi = +0,5 \quad , \quad \Delta K_o = 0$$

$$C = C_{obl.} + \Delta \psi = 311 + 0,5 \approx \underline{\underline{312 \text{ tys.}}}$$

$$O_d = O_{d_{Kz}} + Kp_{obl.} + \Delta K_o = 47-50 + /-2-67/ + 0 = \underline{\underline{44-83.}}$$

#### 4. Określenie nastaw do strzelania RT za pomocą wykresu poprawek obliczonych

##### a/ Wprowadzenie

Zastosowanie wykresu poprawek obliczonych pozwala skrócić czas na przygotowanie danych do strzelania /skrócenie czasu określenia danych pośrednich/. Wykres poprawek obliczonych sporządza się zawczasu, tzn. przed otrzymaniem zadania ogniowego, lecz po otrzymaniu komunikatu meteorologicznego i danych o rakiecie.

Ponieważ przed otrzymaniem zadania ogniowego, rodzaj celu, jego współrzędne /x, y, z/ a także wysokość wybuchu będą nieznane, to wykres poprawek obliczonych buduje się dla różnicy wysokości punktu wybuchów równej 0 /  $\Delta Z_w = 0$  /.

Podczas strzelania rakieta 3R10 na  $D < 15$  km można także zawnazas sporządzić wykres poprawek nastawy zapalnika WDM-T na skali "DD".

Istota przygotowania danych za pomocą wykresu poprawek obliczonych

Podczas przygotowania danych metodą kolejnych przybliżeń na podstawie  $D_g$  i  $T_g$  przy każdym przybliżeniu określa się  $D_i$  i  $T_i$  /dane pośrednie/ aż do momentu, gdy

$\Delta D_i - \Delta D_{i-1} \approx 0$  /praktycznie  $< 200$  m/. Z kolejności przygotowania danych sposobem kolejnych przybliżeń wynika, że poprawki na odchyłki warunków strzelania powinny być określane dla donośności obliczonej

$$D_{obl.} = D_g + \Delta D_{obl.}$$

Znając  $D_{obl.}$ , wystarczyło by obliczyć poprawki obliczone tylko jeden raz, określić jakiej  $D_g$  te poprawki odpowiadają

$$D_g = D_{obl.} - \Delta D_{obl.}$$

i następnie zbudować wykres.

Dla RT

$$D_{obl.} = D_g + \Delta D_p + \Delta D_a$$

Poprawki dla AOT  $\Delta D_a / \Delta K_a$  / powinny być wprowadzane bezpośrednio przed strzelaniem, dlatego też nie będziemy mieli możliwości wprowadzenia ich zawnazas w wykresie poprawek obliczonych. Podobnie nie będziemy zawnazas znali "  $Z_w$ ". Dlatego też wykres poprawek obliczonych sporządza się dla biernego odcinka toru /BOT/ i  $\Delta Z_w = 0$  dla tak zwanych podstawowych donośności pośrednich, tzn.

$$D_{p_0} = D_g + \Delta D_{p_0}$$

Stąd  $D_g = D_{p_0} - \Delta D_{p_0}$ .

Podczas obliczania poprawek za pomocą tabel jako podstawowe donośności pośrednie przyjmuje się:

dla rakiety 3R10 11700, 17400, 21700, 26900, 30200, 31500  
dla rakiety 3R9 13200, 20300, 25800, 32600, 40500, 44400.  
Powyższe donośności ustalono dlatego, żeby łatwiej było posługiwać się komunikatem meteośrednim, donośnościom tym

odpowiadają bowiem wierzchołkowe podane w komunikacie  
średnim, tzn. odpowiednio

$y = 400, 1200, 2400, 5000, 8000, 10000.$

Dla powyższych podstawowych donośności pośrednich obli-  
cza się poprawki na odchyłkę warunków strzelania dla BOT  
i następnie określa się

$$D_g = Dp_o - \Delta Dp_o.$$

Na podstawie  $D_g$ ,  $\Delta Dp_o$  i  $\Delta Kp_o$  buduje się wykres.

Zależne od głębokości rejonu celów i oddalenia rejonu  
stanowisk startowych od rejonu celów liczba podstawowych  
donośności pośrednich może być mniejsza.

Podczas posługiwania się innymi tabelami lub przyrządami  
można wybierać inne  $Dp_o$ , jednak odstępy między nimi nie  
powinny przekraczać odstępów wyżej podanych, tzn.

dla rakiety 3R10	5 km przy $D < 25$ km
	3 km przy $D > 25$ km
dla rakiety 3R9	10 km przy $D < 30$ km
	5 km przy $D < 30$ km.

Uwarunkowane jest to dokładnością określenia danych.

W razie nieznacznej szerokości rejonu celów /do 4-00 -  
6-00/ poprawki w celu sporządzenia wykresu oblicza się dla  
jednego /zasadniczego/ kierunku strzelania. W tym wypadku  
wykres można wykorzystywać do określenia danych pośrednich  
do celów, których azymuty topograficzne różnią się od  
kierunku przyjętego do obliczania poprawek

dla rakiety 3R10 przy $D < 25$ km	— $\leq 3-00$
$D > 25$ km	— $\leq 2-00$
dla rakiety 3R9 przy $D < 30$ km	— $\leq 3-00$
$D > 30$ km	— $\leq 2-00.$

Przy większej szerokości rejonu celów poprawki oblicza  
się dla dwóch kierunków różniących się między sobą nie  
więcej niż o 10-00.

W tym wypadku wykres można wykorzystywać do określania  
danych pośrednich do celów, których azymut topograficzny  
jest zawarty w granicach między wybranymi kierunkami lub  
różni się od nich nie więcej niż o 3-00 lub 2-00 zależ-  
nie od odległości przyjętych do sporządzenia wykresu dla  
jednego kierunku.

Wykres poprawek nastawy zapalnika na skali "DD" oblicza się i buduje dla dwóch podstawowych donośności pośrednich

$$\begin{array}{cc} 11700, & 17400 \\ y = 400 & y = 1200 \end{array}$$

Przy czym poprawki w tym wypadku określa się dla  $D_g$ .

Kolejność przygotowania danych

A/ Przed otrzymaniem zadania ogniowego:

- określenie odchyłek warunków strzelania;
- określanie poprawek dla wszystkich  $D_p$ ;
- sporządzenie wykresu poprawek obliczonych: /przy strzelaniu na skali "DD" sporządzenie wykresu poprawek zapalnika/.

B/ Po otrzymaniu zadania ogniowego

- określenie danych geodezyjnych;
- określenie danych pośrednich;
- określenie danych obliczonych.

b/ Praca przed otrzymaniem zadania ogniowego

- Dane:  $-X_B, Y_B, Z_B, B, T_{Kz}, O_{d_{Kz}}$ ,  
-  $q_b, \omega, I_1, \tau_a, t_{pr}^o$   
- komunikat meteośredni  
-  $\Delta\varphi, \Delta K_o$

1/ Określenie odchyłek warunków strzelania

$$\Delta q_b = q_b - 1440 / 1300 / \text{kg} \approx 1 \text{ kg}$$

$$\Delta \omega = \omega - 838 \text{ kg} \approx 0,1 \text{ kg}$$

$$\Delta I_1 = I_1 - 190 \frac{\text{kg sek}}{\text{kg}} \approx 0,1 \frac{\text{kg/sek}}{\text{kg}}$$

$$\Delta \tau_a = \tau_a - 4,18 \text{ sek} \approx 0,01 \text{ sek}$$

$$\Delta t_{pr}^o = t_{pr}^o - 15^\circ\text{C} \approx 1^\circ\text{C}$$

$$\Delta h = \Delta h_M + \frac{h_M - h_B}{10} \text{ mm} \approx 1 \text{ mm}$$

2/ Określenie odchyłek bal. temperatury powietrza i składowych wiatru balistycznego

Ze zbioru tabel, dla wszystkich  $Dp_0$

określa się dla  $Dp_0 - y\Delta\tau_1, y\Delta\tau_2, yw_1, yw_2$

Z komunikatu meteośredniego określa się

$$y\Delta\tau_1 - \Delta\tau_1; \quad y\Delta\tau_2 - \Delta\tau_2$$

dla

dla

$$yw_1 - Tw_1, w_1,$$

$$yw_2 - Tw_2, w_2$$

określa się składowe wiatru

$$AW_1 = T_{Kz} - TW_1 \quad \begin{matrix} AW_1 \\ W_1 \end{matrix} \begin{matrix} > \\ > \end{matrix} \begin{matrix} Wx_1, Wz_1 \\ Wx_1, Wz_1 \end{matrix} / \approx 0,5 \text{ m/sek/}$$

$$AW_2 = T_{Kz} - TW_2 \quad \begin{matrix} AW_2 \\ W_2 \end{matrix} \begin{matrix} > \\ > \end{matrix} \begin{matrix} Wx_2, Wz_2 \\ Wx_2, Wz_2 \end{matrix} / \approx 0,5 \text{ m/sek/}$$

3/ Określenie poprawek i  $D_g$

Ze zbioru tabel dla każdej  $Dp_0$  określa się

$$\begin{matrix} \Delta q_b, & \Delta \omega, & \Delta I_1, & \Delta h, & \Delta \tau_1, & \Delta \tau_2, & Wx_1, & Wx_2 \\ | & | & | & | & | & | & | & | \\ \Delta Dq_b & \Delta D\omega & \Delta D_{I_1} & \Delta D_h & \Delta D\tau_1 & \Delta D\tau_2 & \Delta DW_{x1} & \Delta DW_{x2} \end{matrix}$$

$$\begin{matrix} Wz_1 & Wz_2 \\ | & | \\ \Delta KWz_1 & \Delta KWz_2 \end{matrix}$$

/Znak poprawki = znak odchyłki x znak poprawki tabelarycznej/

$$\text{dla } \begin{matrix} Dp_0 \\ B \\ T_{Kz} \end{matrix} \begin{matrix} > \\ > \\ > \end{matrix} \begin{matrix} \Delta X_{obr}, \\ \Delta Z_{obr}. \end{matrix} \text{ /znaki popr.w tabelach/}$$

$$\Delta Dp_0 = \Delta Dq_b + \Delta D\omega + \Delta D_{I_1} + \Delta D_h + \Delta D\tau_1 + \Delta D\tau_2 + \\ + \Delta DW_{x1} + \Delta DW_{x2} + \Delta X_{obr}. \quad / \approx 10 \text{ m/}$$

$$\Delta Kp_0 = \Delta KWz_1 + \Delta KWz_2 + \Delta Z_{obr.} \quad / \approx 0-01 /$$

$$D_g = Dp_0 - \Delta Dp_0 \quad / \approx 100 \text{ m} /$$

Przy  $D < 15$  km podczas strzelania na skali "DD". Poprawki zapalnika określa się dla dwóch  $Dp_0 = 11700$  i  $17400$  przyjmując je za odległości geodezyjne.

Ze zbioru tabel dla:

$$\begin{array}{ccccccc} \Delta q_b, & \Delta \omega, & \Delta I_1, & \Delta \tau_a, & \Delta t_{pr}^0, & \Delta h, & \Delta \tau_1, \\ | & | & | & | & | & / & | \\ \Delta N'_{q_b} & \Delta N'_{q_w} & \Delta N'_{I_1} & \Delta N'_{\tau_a} & \Delta N'_{t_{pr}^0} & \Delta N'_h & \Delta N'_{\tau_1} \end{array}$$

$$\begin{array}{ccc} \Delta \tau_2, & Wx_1, & Wx_2 \\ | & | & | \\ \Delta N'_{\tau_2} & \Delta N'_{Wx_1} & \Delta N'_{Wx_2} \end{array}$$

/znak poprawki = znak odchyłki x znak poprawki tabelarycznej/

$$\begin{aligned} \Delta N = & \Delta N'_{q_b} + \Delta N'_{q_w} + \Delta N'_{I_1} + \Delta N'_{\tau_a} + \Delta N'_{t_{pr}^0} + \\ & + \Delta N'_h + \Delta N'_{\tau_1} + \Delta N'_{\tau_2} + \Delta N'_{Wx_1} + \Delta N'_{Wx_2} \quad / \approx 0,1 \text{ sek} / \end{aligned}$$

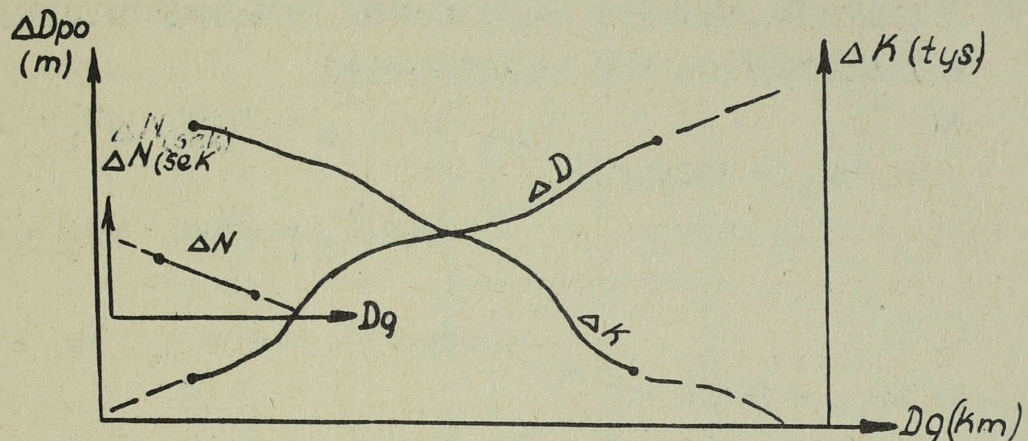
Wykres poprawek obliczonych sporządza się na papierze milimetrycznym /kratkovany/ lub na stoliku PKO.

W celu sporządzenia wykresu na osi poziomej odkłada się odległości geodezyjne  $D_g$ , a na lewej osi pionowej  $\Delta Dp_0$  i  $\Delta N$ , na prawej osi pionowej  $\Delta Kp_0$ .

Skalę wykresu ustala się odpowiednio do wielkości poprawek obliczonych w taki sposób, aby poprawkę donośności można było określić z dokładności do 10 m, poprawkę kierunku z dokładnością do 1 tys., a poprawkę czasu z dokładnością do 0,1 sek.

Linie poprawek donośności, kierunku i czasu przedłuża się na wykresie poprawek obliczonych w obie strony tak, aby można było określać poprawki dla wszystkich możliwych odległości geodezyjnych podczas strzelania daną rakieta.

Wykres poprawek obliczonych. Meteośredni na 7,40 5.12.



Rys.23.

Przykład 1. 31 drt otrzymał zadanie być od g. 17.00 10.1. w gotowości do wykonywania zadań ogniowych.

1 bateria posiada raketę 3R9 nr 15

$$q_b = 1304 \text{ kg}, \quad \omega = 836 \text{ kg}, \quad I_1 = 189 \frac{\text{kg/sek}}{\text{kg}}$$

$$\tau_a = 4,03 \text{ sek} \quad t_{pr}^{\circ} = -11^{\circ}\text{C}$$

$$X_B = 5552340 \quad Y_B = 364210 \quad Z_B = 210 \text{ m}$$

$$B = 50^{\circ} \quad T_{Kz} = 37-00 \quad O_{d_{Kz}} = 54-65.$$

Komunikat meteośredni

"Meteo 1103 - 10131 - 0280 - 02678 -

0208 - 782812

0407 - 782812

0807 - 772911

1206 - 762912

1606 - 753013 .....

Określić  $\Delta D_o_p$  i  $\Delta K_o_p$  i  $D_g$  dla pierwszych dwóch podstawowych odległości pośrednich.

Rozwiązanie 1. Określenie odchyłek warunków strzelania

$$\Delta q_b = q_b - 1300 = 1304 - 1300 = +4 \text{ kg}$$

$$\Delta \omega = \omega - 838 = 836 - 838 = -2 \text{ kg}$$

$$\Delta I_1 = I_1 - 190 = 189 - 190 = -1 \frac{\text{kg/sek}}{\text{kg}}$$

$$\Delta \tau_a = \tau_a - 4,18 = 4,03 - 4,18 = -0,15 \text{ sek}$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = t_{pr}^{\circ} - 15^{\circ} = -11^{\circ} - 15^{\circ} = -26^{\circ}\text{C}$$

$$\Delta h = \Delta h_M + \frac{h_M - h_B}{10} = +26 + \frac{280 - 210}{10} = +33 \text{ mm}$$

2/ Określenie odchyłek balistycznej temperatury powietrza i składowych wiatru balistycznego

a/  $Dp_{o1} = 13200$   $\left\{ \begin{array}{l} y\Delta\tau_1 = 200\text{m}, yW_1 = 200\text{ m} \\ y\Delta\tau_2 = 400\text{m}, yW_2 = 400\text{ m} \end{array} \right.$

b/  $Dp_{o2} = 20300$   $\left\{ \begin{array}{l} y\Delta\tau_1 = 800\text{ m}, yW_1 = 400\text{ m} \\ y\Delta\tau_2 = 1200\text{ m}, yW_2 = 1400\text{ m} \end{array} \right.$

Z komunikatu:

a/  $Dp_{o1} = 13200$   $\left\{ \begin{array}{l} y\Delta\tau_1 = 200 - \Delta\tau_1 = -28^\circ \\ y\Delta\tau_2 = 400 - \Delta\tau_2 = -28^\circ \end{array} \right.$

$\left\{ \begin{array}{l} yW_1 = 200 \quad \text{---} \quad TW_1 = 28-00, W_1 = 12 \\ yW_2 = 400 \quad \text{---} \quad TW_2 = 28-00, W_2 = 12 \end{array} \right.$

$AW_1 = T_{Kz} - TW_1 = 37-00 - 28-00 = 9-00$   $\left\{ \begin{array}{l} Wx_1 = -7,0 \\ Wz_2 = -9,5 \end{array} \right.$   
 $W_2 = 12$

b/  $Dp_{o2} = 20300$   $\left\{ \begin{array}{l} y\Delta\tau_1 = 800 - \Delta\tau_1 = -27^\circ \\ y\Delta\tau_2 = 1200 - \Delta\tau_2 = -26^\circ \end{array} \right.$

$\left\{ \begin{array}{l} yW_1 = 400 \quad \quad TW_1 = 28-00, W_1 = 12 \\ yW_2 = 1400 \quad \quad TW_2 = 29-50, W_2 = 12,5 \end{array} \right.$

$AW_1 = T_{Kz} - TW_1 = 37-00 - 28-00 = 9-00$   $\left\{ \begin{array}{l} Wx_1 = -7,0 \\ Wz_1 = +9,6 \end{array} \right.$   
 $W_1 = 12$

$AW_2 = T_{Kz} - TW_1 = 37-00 - 29-50 = 7-50$   $\left\{ \begin{array}{l} Wx_2 = -9,0 \\ Wz_2 = +9,0 \end{array} \right.$   
 $W_2 = 12,5$

3/ Określenie poprawek

a/ dla  $Dp_{01}$

$\Delta X_{obr.} = +34$

$\Delta Z_{obr.} = -0-01$

$\Delta q_b = +4$	$\Delta \omega = -2$	$\Delta I_1 = -1$	$\Delta h = +33$	$\Delta \zeta_1 = -28$	$\Delta \zeta_2 = -28$	$Wx_1 = -7,0$	$Wx_2 = -7,0$	$Wz_1 = +9,5$	$Wz_2 = +9,5$
$\Delta Dq_b = +53$	$\Delta D\omega = +54$	$\Delta DI_1 = +134$	$\Delta Dh = +106$	$\Delta D\zeta_1 = -161$	$\Delta D\zeta_2 = +340$	$\Delta DWx_1 = -2$	$\Delta DWx_2 = +42$	$\Delta KWz_1 = +1$	$\Delta KWz_2 = -1,9$

b/ dla  $Dp_{01} = 20300$

$\Delta X_{obr.} = +48$

$\Delta Z_{obr.} = -0-01$

$\Delta q_b = +4$	$\Delta \omega = -2$	$\Delta I_1 = -1$	$\Delta h = +33$	$\Delta \zeta_1 = -27$	$\Delta \zeta_2 = -26$	$Wx_1 = -7,0$	$Wx_2 = -9,0$	$Wz_1 = +9,5$	$Wz_2 = +9$
$\Delta Dq_b = +62$	$\Delta D\omega = +72$	$\Delta DI_1 = +167$	$\Delta Dh = +274$	$\Delta D\zeta_1 = -350$	$\Delta D\zeta_2 = +696$	$\Delta DWx_1 = -30$	$\Delta DWx_2 = +123$	$\Delta KWz_1 = +1,35$	$\Delta KWz_2 = -4$

a/ Dla  $Do_1 = 13200$

$$\Delta Do_1 = 581 \text{ m} \approx + 580 \text{ m}$$

$$\Delta Ko_1 = -0-02$$

$$D_g = Do_1 - \Delta Do_1 = 13200 - 580 = 12620 \approx 12600 \text{ m}$$

b/ Dla  $Do_2 = 20300$

$$\Delta Do_2 = +1062 \text{ m} \approx + 1060$$

$$\Delta Ko_2 = -0-04$$

$$D_g = Do_2 - \Delta Do_2 = 20300 - 1060 = 19240 \approx 19200 \text{ m.}$$

Przykład 2.

Sporządzić wykres poprawek obliczonych dla warunków 1-go przykładu, jeżeli  $\Delta Do$  i  $\Delta Ko$  dla pozostały  $Dp_o$  wynoszą

$$Do_3 = 25800 \quad \Delta Ko_3 = -0-05 \quad \Delta Do_3 = +1410 \text{ m}$$

$$Do_4 = 32600 \quad \Delta Ko_4 = -0-06 \quad \Delta Do_4 = +1930 \text{ m}$$

$$Do_5 = 40500 \quad \Delta Ko_5 = -0-10 \quad \Delta Do_5 = 2620 \text{ m}$$

$$Do_6 = 44400 \quad \Delta Ko_6 = -0-12 \quad \Delta Do_6 = +2940 \text{ m.}$$

Rozwiązanie:

$$Dg_3 = 25800 - 1410 = 24390 \approx 24400 \text{ m}$$

$$Dg_4 = 32600 - 1930 = 30670 \approx 30700 \text{ m}$$

$$Dg_5 = 40500 - 2620 = 37880 \approx 37900 \text{ m}$$

$$Dg_6 = 44400 - 2940 = 41460 \approx 41500 \text{ m}$$

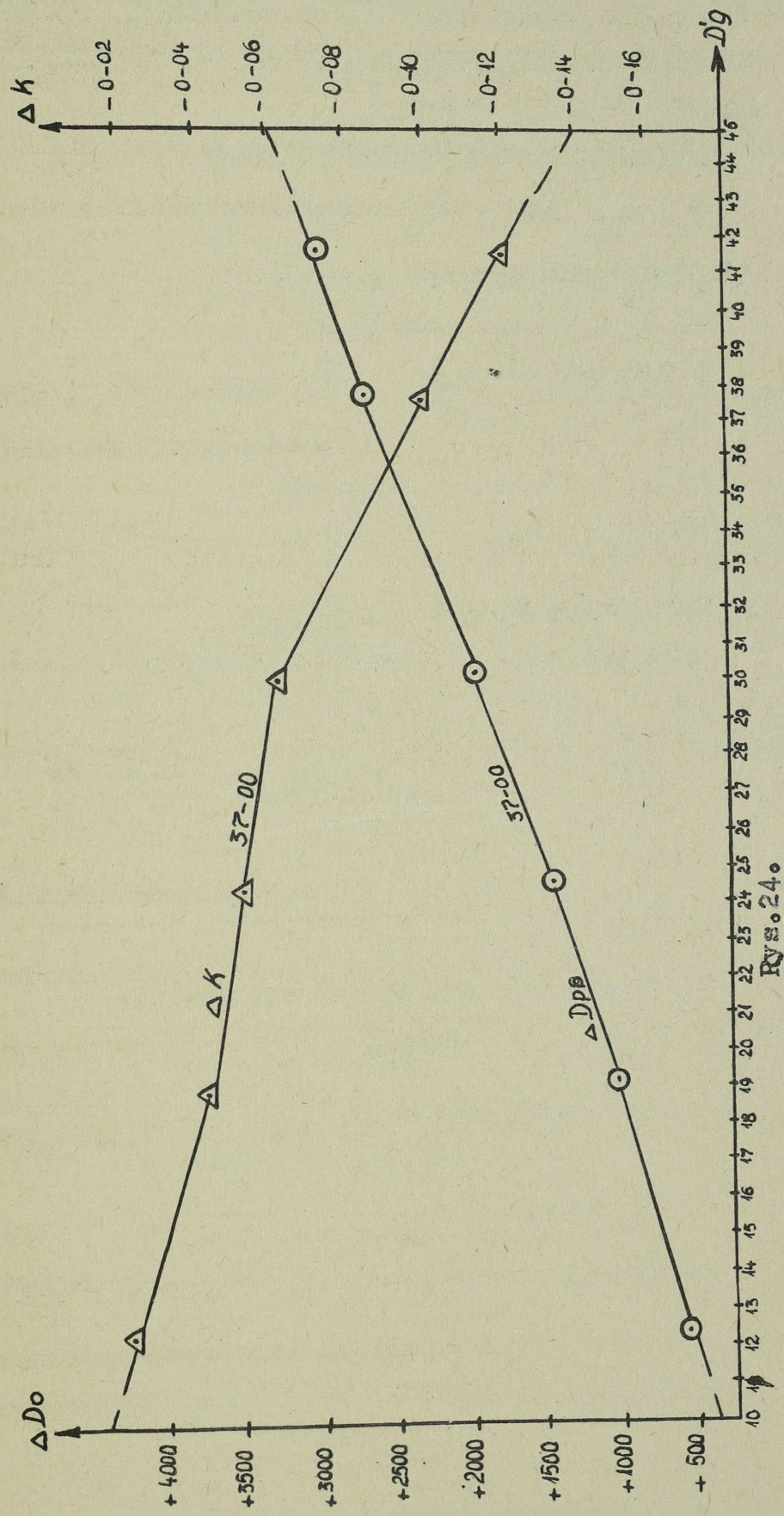


Рис. 24.

c/ Praca po otrzymaniu zadania ogniowego - określenie danych pośrednich przy pomocy wykresu poprawek obliczonych

Dane:  $x_c, y_c, z_c, H_w$ .

1/ Określenie danych geodezyjnych

$$T_g, D_g, \Delta Z_H = /z_c + H_w/ - z_B$$

2/ Określenie nastawy zapalnika

a/  $D < 15$  km — skala DD

Z wykresu dla  $D_g$  —  $\Delta N$

$$N_{DD} = N_{DDg} + \Delta N$$

b/  $D > 15$  km — skala RW

dla  $D_g$  —  $N_{RW}$

3/ Określenie danych pośrednich

a/ Określenie poprawionej odległości geodezyjnej

dla

$$\begin{array}{l} D_g \\ \Delta Z_H \end{array} \rightarrow \Delta DZ_{H_1} \quad /znak\ jak\ znak\ \Delta Z_H/$$

$$D_g' = D_g + \Delta DZ_{H_1}$$

b/ Określenie poprawek z wykresu dla

$$\begin{array}{l} \Delta D_{wykr.} \\ D_g \\ \Delta K_{wykr.} \end{array}$$

$$D_{p_0} = D_g + \Delta D_{wykr.}$$

c/ Określenie poprawki na różnicę wysokości

dla

$$\begin{array}{l} D_{p_0} \\ \Delta Z_H \end{array} \rightarrow \Delta DZ_{H_2}$$

d/ Określenie danych pośrednich

$$D_p = D_{p_0} + \Delta DZ_{H_2}$$

$$T_p = T_g + \Delta K_{wykr.}$$

$$K_{p_p} = T_p - T_{Kz}$$

$K_p$  /pośredni kąt przeniesienia od Kz podaje się dowódcy zespołu obsługi w celu wstępnego wycelowania wyrzutni/.

Przykład 2. Dowódca 1 baterii RT otrzymał od dowódcy 21 drt następującą komendę:

"Cel 1153 x 5533020  
y 3621640 Wysokość 60  
Ogień 14.00

Dowódca 1 baterii wydał zarządzenie komórce rachunkowej

"Cel 1153 x 5533020  
y 3621640 Wysokość 60.

Obliczyć dane pośrednie".

Rozwiązanie:

1/ Obliczenie danych geodezyjnych

$$\begin{array}{r} X_c = 5533020 \\ X_B = 5552340 \\ \hline \Delta X = -19320 \end{array} \qquad \begin{array}{r} Y_c = 3621640 \\ Y_B = 3643210 \\ \hline \Delta Y = -21570 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} \Delta x_o = 19 \\ \Delta y_o = 21 \end{array} \qquad \begin{array}{r} t_o = 7-07,7 \\ D_o = 28320 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} \Delta x_1 = 320 \\ \Delta y_1 = 570 \end{array} \qquad \begin{array}{r} t_o = 7-98 \\ D_o = 28320 \end{array} \qquad \begin{array}{r} \sigma_t = +0-05 \\ \sigma_D = 640 \end{array}$$

$$t = 7-98 + 0-05 = 8-03$$

$$T = 30-00 + 8-03 = 38-03$$

$$D = 28320 + 640 = 28960$$

$$\Delta Z_c = 60 - 210 = -150 \text{ m.}$$

2/ Określenie danych pośrednich

a/ określenie poprawionej odległości geodezyjnej

$$\begin{array}{r} D_g = 28960 \\ \Delta Z_c = -150 \end{array} \qquad \Delta DZ_{H_1} = -240 \text{ m}$$

$$D_g' = D_g + \Delta DZ_c = 28960 - 240 = 28720 \text{ m.}$$

b/ Określenie poprawek z wykresu

$$\text{dla } D_g' = 28720 \quad \left\{ \begin{array}{l} \Delta K_{\text{wykr.}} = -0-06 \\ \Delta D_{\text{wykr.}} = +1760 \text{ m.} \end{array} \right.$$

$$D_{p_0} = D_g + \Delta D_{\text{wykr.}} = 28960 + 1760 = 30720 \text{ m.}$$

c/ Określić popr. na różnicę wysokości

$$\text{dla } \begin{array}{l} D_{p_0} = 30720 \\ \Delta Z_c = -150 \end{array} \quad \left\{ \begin{array}{l} \Delta DZ_{c_2} = -220 \text{ m} \end{array} \right.$$

d/ Określenie danych pośrednich

$$D_p = D_{p_0} + \Delta DZ_{c_2} = 30720 - 220 = 30500 \text{ m}$$

$$T_p = T_g + \Delta K_{\text{wykr.}} = 38-03 - 0-06 = 37-97$$

$$Kp_p = T_p - TK_z = 37-97 - 37-00 = +0-97.$$

Kąt ten podaje się dowódcy zespołu obsługi dla wstępnego wycelowania wyrzutni.

$$\text{dla } D_p = 30500 \quad \text{--- } y_a = 720 \text{ m.}$$

"Rozpocząć sondowanie, wysokość 720".

d/ Określenie danych obliczonych

W celu określenia danych obliczonych uwzględnia się poprawki donośności i kierunku podobnie jak przy przygotowaniu danych sposobem kolejnych przybliżeń.

W celu uproszczenia określenia danych obliczonych, zamiast poprawek donośności na  $\Delta Dt_{pr}^0$  i  $\Delta D\tau_a$ , oblicza się jedną poprawkę donośności  $\Delta Dt_{pr}^0$  na odchyłkę umownej temperatury ładunku, która wpływa na raketę tak samo jak rzeczywista odchyłka temperatury ładunku i czasu pracy silnika.

Dane obliczone określa się w następującej kolejności:

Posterunek meteorologiczny powinien podać  $TW_a$  i  $W'_a$  dla

AOT

$$/W'_a = W_a \cdot Kt_{pr}^0/$$

Dane:  $D_p$ ,  $T_p$ ,  $TW_a$ ,  $W'_a$ ,  $\Delta t_{pr}^0$ ,  $\Delta \tau_a$ .

1/ Określenie składowych wiatru

$$AW_p = T_p - TW_a$$

dla  $\begin{matrix} AW_p \\ D_p \end{matrix}$   $\left. \begin{matrix} \\ \end{matrix} \right\} \Delta AW_{tab.}$  /znak popr. w tabelce/ /Tab.8/

$$\Delta AW = 0,1 \Delta AW_{tab.} \cdot W'_a$$

$$AW_o = AW_p + \Delta AW$$

dla  $\begin{matrix} AW_o \\ W'_a \end{matrix}$   $\left. \begin{matrix} \\ \end{matrix} \right\} \begin{matrix} W'_{ax} \approx 0,1 \\ W'_{az} \approx 0,1 \end{matrix}$

2/ Określenie  $D_{p_{Wa}}$

dla  $\begin{matrix} D_p \\ W'_{ax} \end{matrix}$   $\left. \begin{matrix} \\ \end{matrix} \right\} \Delta DWa_1$  /znak w tabelach odwrotny do znaku  $Wa_x$ /

/Tab.9./

$$D_{p_{Wa}} = D_p + \Delta DWa_1$$

3/ Określenie poprawki na odchyłkę umownej temperatury ładunku /tzn. z uwzględnioną odchyłką czasu pracy silnika/.

dla  $\begin{matrix} D_{p_{WA}} \\ \Delta t_{pr}^o \\ \Delta \zeta_a \end{matrix}$   $\left. \begin{matrix} \\ \\ \end{matrix} \right\} \Delta t_{pr}^{o'}$  /znak odchyłki, algebr.  $\Delta \zeta_a \cdot \Delta t_{pr_{tab.}}^o$ /

/tab.10./

$$\Delta t_{pr_u}^o = \Delta t_{pr}^o + \Delta t_{pr}^{o'}$$

dla  $\begin{matrix} D_{p_{Wa}} \\ \Delta t_{pr}^o \\ \Delta t_{pr}^{oo} \end{matrix}$   $\left. \begin{matrix} \\ \\ \end{matrix} \right\} \Delta Xt_{pr}^o$  /znak zawsze minus/

/tab.11/

$$\Delta Dt_{pr_u}^o = 0,1 \Delta Xt_{pr_u}^o \cdot \Delta t_{pr_u}^o$$

4/ Określenie 1-go przybliżenia donośności obliczonej

$$Do_1 = D_{pWa} + \Delta Dt_{pr_u}^o$$

5/ Określenie donośności obliczonej  $Do_2$

Udokładnienie  $Do_1$  poprzez powtórne obliczenie  $\Delta DWa_2$   
/poprawki na składową podłużną wiatru balistycznego/  
wprowadza się jeżeli

$$d \quad \Delta Dt_{pr_u}^o > 1000 \text{ m}$$

albo przy  $D_p > 25 \text{ km}$  dla rakiety 3R10

i  $D_p > 35 \text{ km}$  dla rakiety 3R9

/niezależnie od wielkości poprawki  $\Delta Dt_{pr_z}^o$  /.

dla

$$\begin{array}{l} Do_1 \\ W'_a_x \end{array} \begin{array}{l} \diagdown \\ \diagup \end{array} \Delta DWa_2 \quad \text{/Znak w tab./}$$

/Tab.9/

/- $W_a_x$  wiatr przeciwny

+ $W_a_x$  wiatr zgodny/.

$$Do = D_p + \Delta DWa_2 + \Delta Dt_{pr_u}^o$$

6/ Określenie obliczonego azymutu  $T_o$

a/

dla

$$\begin{array}{l} D_p \\ W'_a_z \end{array} \begin{array}{l} \diagdown \\ \diagup \end{array} \Delta Kwa \quad \text{/Znak algebr./}$$

/Tab.12/

b/

dla

$$\begin{array}{l} D_o \\ \Delta t_{pr}^o \end{array} \begin{array}{l} \diagdown \\ \diagup \end{array} \Delta Z_o \quad \text{/Znak zawsze minus/}$$

/Tab.13/

$$\Delta K_a = \Delta Kw_a + \Delta Z_o$$

$$T_o = T_p + \Delta K_a$$

$$Kp_{obl.} = T_o - T_{Kz}$$

Przykład 4. Posterunek meteorologiczny podał dowódcy baterii "Wiatr, azymut topograficzny 28-60, prędkość 7,9". Obliczyć dane obliczone.

Rozwiązanie:

1/ Określenie składowych wiatru

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = -26^{\circ} \quad \text{---} \quad Kt_{pr}^{\circ} = 1,14$$

$$W'_a = W_a \cdot Kt_{pr}^{\circ} = 7,9 \cdot 1,14 = 9,0 \text{ m/sek}$$

$$AW_p = T_p - TW_a = 37-97 - 28-60 = 9-37$$

dla

$$\begin{array}{l} AW_p = 9-37 \\ D_p = 30500 \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \end{array} \right\} \Delta AW_{tab.} = +0-40$$

/Tab.8/

$$\Delta AW = 0,1 \Delta AW_{tab.} \cdot W'_a = +4 \cdot 9 = +0-36$$

$$AW_o = 9,37 + 0-36 = 9-73$$

dla

$$\begin{array}{l} AW_o = 9-73 \\ W'_a = 9 \text{ m/sek} \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \end{array} \right\} \begin{array}{l} Wa_x = -4,8 \text{ m/sek} \\ Wa_z = +7,7 \text{ m/sek} \end{array}$$

2/ Określenie  $D_{p_{Wa}}$

dla

$$\begin{array}{l} D_p = 30500 \\ Wa_x = -4,8 \text{ m/sek} \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \end{array} \right\} \Delta D_{Wa_1} = +457 \text{ m}$$

/Tab.9/

/Wiatr przeciwny/

$$D_{p_{Wa}} = D_p + \Delta D_{Wa_1} = 30500 + 457 = 30957 \text{ m}$$

3/ Określenie poprawki na odchyłkę umownej temperatury ładunku

$$\begin{array}{l} D_{p_{Wa}} = 30957 \\ \Delta t_{pr}^{\circ} = -26^{\circ} \\ \Delta \tau_a = -0,15 \text{ sek} \end{array} \quad \left. \begin{array}{l} \\ \\ \\ \end{array} \right\} \Delta t_{pr}^{\circ'} = +6,5$$

/-/ . /-/  
znak znak  
 $\Delta \tau_a$  tab.

/Tab.10/

$$\Delta t_{pr_u}^{\circ} = \Delta t_{pr}^{\circ} + \Delta t_{pr}^{\circ'} = -26^{\circ} + 6,5 \approx -19,5^{\circ}C$$

dla

$$D_{p_{Wa}} = 30957$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = -26^{\circ}$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ'} = +6,5$$

$$\Delta Xt_{pr_u}^{\circ} = -531 \text{ m}$$

/Znak zawsze "-"/

/Tab.11/

$$\Delta Dt_{pr_u}^{\circ} = 0,1 \Delta Xt_{pr_u}^{\circ} \cdot \Delta t_{pr_u}^{\circ} = -53,1 \cdot /-19,5/ = +1035 \text{ m}$$

4/ Określenie  $D_{o_1}$

$$D_{o_1} = D_{p_{Wa}} + \Delta Dt_{pr_u}^{\circ} = 30957 + 1035 = 31992 \text{ m}$$

5/ Określenie donośn. obliczonej  $D_{o_2}$

$$\Delta Dt_{pr_u}^{\circ} > 1000 \text{ m}$$

dla

$$D_{o_1} = 31992$$

$$W_{a_x} = -4,8 \text{ m/sek}$$

$$\Delta DW_{a_2} = +457 \text{ m}$$

/Tab. '9/

$$D_o = D_p + \Delta DW_{a_2} + \Delta Dt_{pr_u}^{\circ} = 30510 + 457 + 1035 = 31992 \text{ m}$$

6/ Określenie obliczonego azymutu  $T_o$

a/

dla

$$D_o = 31992$$

$$W'_{a_z} = +7,7 \text{ m/sek}$$

$$\Delta KW_a = +35$$

/+ /+ /

/Tab.12/

b/

dla

$$D_o = 31992$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = -26^{\circ}$$

$$\Delta Z_o = -0-12$$

/Tab.13/

$$\Delta K_a = \Delta KW_a + \Delta Z_o = +0-35 - 0-12 = +0-23$$

$$T_o = T_p + \Delta KW_a = 37-97 + 0-23 = 38-20$$

$$K_{p_{obl.}} = T_o - T_{Kz} = 38-20 - 37-00 = +1-20.$$

e/ Określenie nastaw do strzelania

Dane:  $D_o$ ,  $\Delta K_a$  / $Kp_{obl.}$ ./,  $O_{d_{Kz}}$ ,  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta K_o$ .

$$D_o - C_o$$

/Tab.7, ze zbioru tabel/

Dowódca baterii przekazuje celownik obliczony  $C_o$  i poprawkę kierunku  $\Delta K_a$  dowódcy zespołu do wycelowania wyrzutni.

Dowódca zespołu obsługi wyrzutni po uwzględnieniu poprawek na różnicę kątów podniesienia oraz na odchyłkę linii celowania, podaje komendę do ostatecznego wycelowania wyrzutni oraz melduje dowódcy baterii celownik i odchylenie, przy którym zostanie wystrzelona rakietą.

W celu sprawdzenia nastaw dla baterii oblicza  $C$  i  $O_d$

$$C = C_o + \Delta \varphi$$

$$O_d = O_{d_{Kz}} + Kp_{obl.} + \Delta K_o$$

Przykład 5. Określić dla warunków poprzedniego przykładu nastawy do strzelania, jeżeli  $\Delta \varphi = + 3$  tys.,  $\Delta K_o = -0-01$ .

Rozwiązanie:

$$D_o = 31992 \text{ m} - C_o = 524$$

/Tab.7/

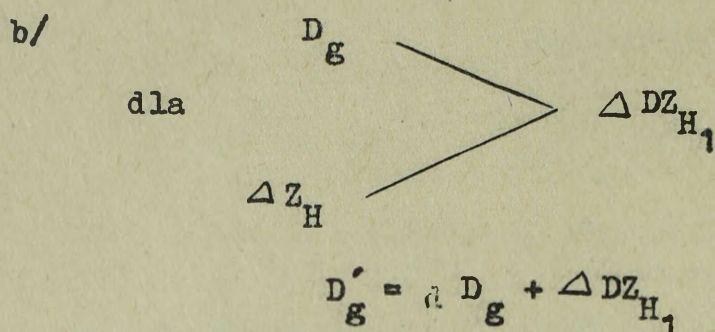
$$C = C_o + \Delta \varphi = 524 + 3 = 527$$

$$O_d = O_{d_{Kz}} + Kp_{obl.} + \Delta K_o = 54-65 + 1-20 - 0-01 = 55-84.$$

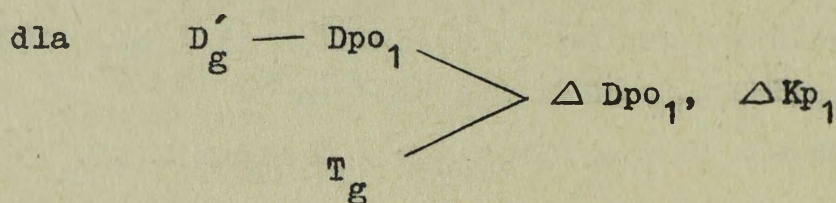
5. Określenie nastaw do strzelania RT za pomocą skróconego wykresu poprawek obliczonych

W wypadkach ograniczonego czasu, w bateriach dyżurnych w czasie marszu podczas przesuwania się z pozycji wyczekiwania, gdy nie sporządzano zawczasu wykresu poprawek obliczonych, dane pośrednie oblicza się bezpośrednio do celu za pomocą skróconego wykresu poprawek obliczonych. Skrócony wykres poprawek obliczonych sporządza się dla dwóch podstawowych donośności pośrednich oraz jednego kierunku tak, aby obramować przyszły cel. Po otrzymaniu zadania ogniowego:

a/ określa się:  $D_g$ ,  $T_g$ ,  $\Delta Z_H$ .



c/ Na podstawie otrzymanej poprawionej odległości geodezyjnej  $D'_g$  bierze się bliższą podstawową donośność pośrednią  $Dpo_1$  i na jej podstawie oblicza się sumaryczne poprawki donośności  $\Delta Dpo_1$  i kierunku  $\Delta Kp_1$ . Poprawki oblicza się dla kierunku na cel



d/ Określa się pierwszą odległość geodezyjną do sporządzenia wykresu

$$D_{g1} = Dpo_1 - \Delta Dpo_1$$

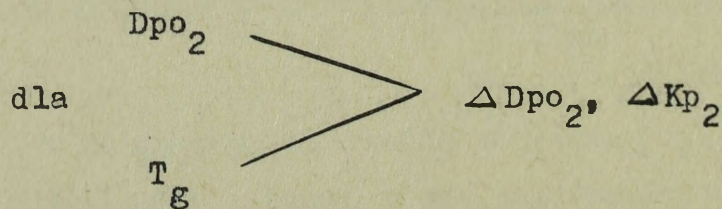
e/ Porównuje się  $D'_g$  i  $D_{g1}$  i określa  $Dpo_2$

jeżeli  $D'_g > D_{g1}$  to  $Dpo_2 > Dpo_1$

jeżeli  $D'_g < D_{g1}$  to  $Dpo_2 < Dpo_1$

ponieważ tylko w tym wypadku nasza  $D'_g$  będzie znajdowała się pomiędzy punktami wykresu.

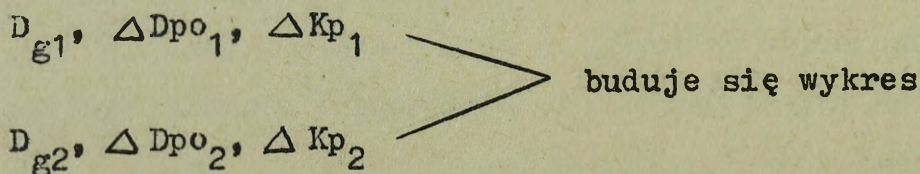
f/ Na podstawie określa się:



oraz

$$D_{g2} = Dpo_2 - \Delta Dpo_2$$

g/ Na podstawie



dla dwóch punktów.

Uwagi:

- 1/ Jeżeli poprawiona odległość geodezyjna do celu  $D'_g$  nie jest w granicach między odległościami  $D_{g1}$  i  $D_{g2}$ , linię poprawek donośności i kierunku na wykresie przedłuża się w ten sposób, aby można było określać poprawkę dla odległości  $D'_g$ .
- 2/ Jeżeli  $D'_g$  jest mniejsza niż 11700 m /13200 m dla rakiety 3R9/ poprawki oblicza się dla pierwszych dwóch odległości podstawowych, tzn. 11700 i 17400 /13200 i 20300, dla rakiety 3R9/.  
Linie poprawek donośności i kierunku skróconego wykresu poprawek obliczonych przedłuża się w bliższą stronę w ten sposób, aby można było określić poprawki dla  $D'_g$ .
- h/ Przy strzelaniu na  $D < 15$  km oblicza się sumaryczne poprawki czasu mechanizmu czasowego WDM na skali DD oraz sporządza się wykres poprawek czasu według ogólnych zasad.
- i/ Określenie danych obliczonych i nastaw do strzelania przeprowadza się według ogólnych zasad.

Przykład 1.

1 bateria /dyżurna/ posiada raketę 3R10.

$$q_b = 1433 \text{ kg}$$

$$\omega = 843 \text{ kg}$$

$$I_1 = 193 \text{ kg}$$

$$\tau_a = 4,58 \text{ sek}$$

$$t_{pr}^o = -5^oC$$

$$X_B = 5482226$$

$$Y_B = 6392313$$

$$Z_B = 60$$

$$B = 50^o$$

$$T_{Kz} = 55-00$$

$$Od_{Kz} = 43-30$$

Komunikat meteośredni

\*Meteo - 1107 - 08062 - 0080 - 50668 -

0209 - 671906

0409 - 662009

0808 - 642210

1208 - 622410

1607 - 602511  
 2007 - 602511  
 2406 - 592611  
 3006 - 592812  
 4007 - 573013  
 5007 - 563213  
 6005 - 553314  
 8005 - 553414  
 1004 - 553515  
 12 - 543517  
 14 - 523518.

W toku przygotowania dowódca baterii otrzymał zadanie być w gotowości do zwalczania celu nr 1231.

$$x = 5502291 \quad y = 6378813 \quad Z_c = 110 \text{ m}, \quad H_w = 150 \text{ m.}$$

Rozwiązanie:

1/ Określenie odchyłek warunków strzelania

$$\Delta q_b = q_b - 1440 = 1433 - 1440 = -7 \text{ kg}$$

$$\Delta \omega = \omega - 838 = 843 - 838 = +5,0 \text{ kg}$$

$$\Delta I_1 = I_1 - 190 = 193 - 190 = +3,0 \frac{\text{kg/sek}}{\text{kg}}$$

$$\Delta \tau_a = \tau_a - 4,18 = 4,58 - 4,18 = +0,4 \text{ sek.}$$

$$\Delta t_{pr}^{\circ} = t_{pr}^{\circ} - 15^{\circ} = -5^{\circ} - 15^{\circ} = -20^{\circ}\text{C}$$

$$\Delta h = \Delta h_M + \frac{Z_M - Z_B}{10} = -6 + \frac{80 - 60}{10} = -4 \text{ mm}$$

2/ Określenie danych geodezyjnych

$X_c = 5502291$	$y_c = 6378813$
$X_B = 5482226$	$y_B = 6392313$
-----	-----
$\Delta x = + 20065$	$\Delta y = -13500$

$\Delta x_0 = 20$	}	$t_0 = 5-50,4$
$\Delta y_0 = 13$		$D_0 = 23855$

$\Delta x_1 = 65$	}	$\sigma t = +0-15$
$\Delta y_1 = 500$		$\sigma D = 325$

$$t = 5-50 + 0-15 = 5-65$$

$$T = 60-00 - 5-65 = 54-35$$

$$\Delta D_g = 23855 + 325 = 24180 \text{ m}$$

$$Z_H = /110 + 150/ - 60 = +200 \text{ m}$$

$$\text{dla } D_g = 24180 \text{ — } N_{Rw} = 44,9$$

3/ Określenie poprawionej odległości geodezyjnej

$$D_g = 24180$$

dla

$$\Delta Z_H = +200$$

$$\Delta Z_{H_1} = +240 \text{ m}$$

$$D'_g = D_g + \Delta Z_{H_1} = 24180 + 240 = 24420 \text{ m}$$

4/ Określenie  $D_{po_1}$  i  $\Delta D_{po_1}$ ,  $\Delta K_{po_1}$

$$\text{dla } D'_g = 24420 \text{ — } D_{po_1} = 26900$$

$$\text{dla } D_{po_1} = 26900 \left\{ \begin{array}{l} y \Delta \tau_1 = 3500 \text{ — } \Delta \tau_1 = -8 \\ y \Delta \tau_2 = 5000 \text{ — } \Delta \tau_2 = -6 \\ yW_1 = 1200 \text{ — } TW_1 = 24-00, W_1=10 \\ yW_2 = 6000 \text{ — } TW_2 = 33-00, W_2=17 \end{array} \right.$$

$$Aw_1 = T_g - TW_1 = 54-35 - 24-00 \approx 30-50 \left\{ \begin{array}{l} Wx_1 = +10 \\ Wz_1 = -0,5 \end{array} \right.$$

$$Aw_2 = T_g - TW_2 = 54-35 - 33-00 \approx 21-50 \left\{ \begin{array}{l} Wx_2 = +9,0 \\ Wz_2 = +11,0 \end{array} \right.$$

$$\Delta q = -7$$

$$\Delta D_g = -83 \text{ m}$$

$$\Delta \omega = +5$$

$$\Delta D\omega = -212 \text{ m}$$

$$\Delta I_1 = +3$$

$$\Delta D_{I_1} = -636 \text{ m}$$

$$\Delta h = -4$$

$$\Delta D_h = -84 \text{ m}$$

$$\Delta \tau_1 = -8$$

$$\Delta D\tau_1 = -226 \text{ m}$$

$$\Delta \tau_2 = -6$$

$$\Delta D\tau_2 = +302 \text{ m}$$

$$Wx_1 = +10$$

$$\Delta DWx_1 = +84 \text{ m}$$

$$Wx_2 = +9$$

$$\Delta DWx_2 = -376 \text{ m}$$

$$B = 50^\circ$$

$$T = 54-35^\circ \left\{ \begin{array}{l} \Delta x_{obr} = +34 \end{array} \right.$$

$$\Delta D_{po_1} = -1197 \approx -1200 \text{ m}$$

$$Wz_1 = -0,5$$

$$\Delta KWz_1 = -0,1$$

$$Wz_2 = +11$$

$$\Delta KWz_2 = -12$$

$$\Delta Z_{obr.} = -2$$

---


$$\Delta Kpo_1 = -0-14$$

$$D_{g1} = Dpo_1 - \Delta Dpo_1 = 26900 - 1200 = 28100 \text{ m}$$

5/ Określenie  $Dpo_2$  i  $\Delta Dpo_2$ ,  $\Delta Kpo_2$

$$D'_g = 24420$$

$$D_{g1} = 28100$$

$$D'_g < D_{g1} \quad \text{tzn.} \quad Dpo_2 < Dpo_1$$

$$Dpo_2 = 21700$$

dla  $Dpo_2 = 21700$

$$\begin{cases} y\Delta\tau_1 = 1600 - \Delta\tau_1 = -10^\circ \\ y\Delta\tau_2 = 2400 - \Delta\tau_2 = -9^\circ \\ yW_1 = 600 \quad \text{---} \quad TW_1 = 21-00, W_1 = 9,5 \text{ m/sek} \\ yW_2 = 3000 \quad \text{---} \quad TW_2 = 28-00, W_2 = 12 \text{ m/sek} \end{cases}$$

$$\begin{aligned} Aw_1 = T_g - Tw_1 &= 54-35 - 21-00 = 33-50 &> Wx_1 = +9 \\ W_1 = 9,5 &&> Wz_1 = -3,5 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Aw_2 = T_g - Tw_2 &= 54-35 - 28-00 = 26-50 &> Wx_2 = +11,0 \\ W_2 = 12 &&> Wz_2 = +4,5 \end{aligned}$$

$$\Delta g = -7 \quad \text{---} \quad \Delta D_g = -75 \text{ m}$$

$$\Delta \omega = +5 \quad \text{---} \quad \Delta D\omega = -177 \text{ m}$$

$$\Delta I_1 = +3 \quad \text{---} \quad \Delta D_{I_1} = -507 \text{ m}$$

$$\Delta h = -4 \quad \text{---} \quad \Delta D_h = -57 \text{ m}$$

$$\Delta\tau_1 = -10 \quad \text{---} \quad \Delta D\tau_1 = -205 \text{ m}$$

$$\Delta\tau_2 = -9 \quad \text{---} \quad \Delta D\tau_2 = +363 \text{ m}$$

$$Wx_1 = +9 \quad \text{---} \quad \Delta DWx_1 = +58 \text{ m}$$

$$Wx_2 = +11 \quad \text{---} \quad \Delta DWx_2 = -295 \text{ m}$$

$$\begin{aligned} B &= 50^\circ \\ T &= 54-35 \end{aligned} \quad \Delta X_{obr} = +32$$

---


$$\Delta Dpo_2 = -863 \approx -860 \text{ m}$$

$$Wx_1 = -3,5 \quad \Delta KWz_1 = -0,8$$

$$Wz_2 = +4,5 \quad \Delta KWz_2 = -4,2$$

$$\Delta Z_{obr} = -2$$

---


$$\Delta Kpo_2 = -0-07$$

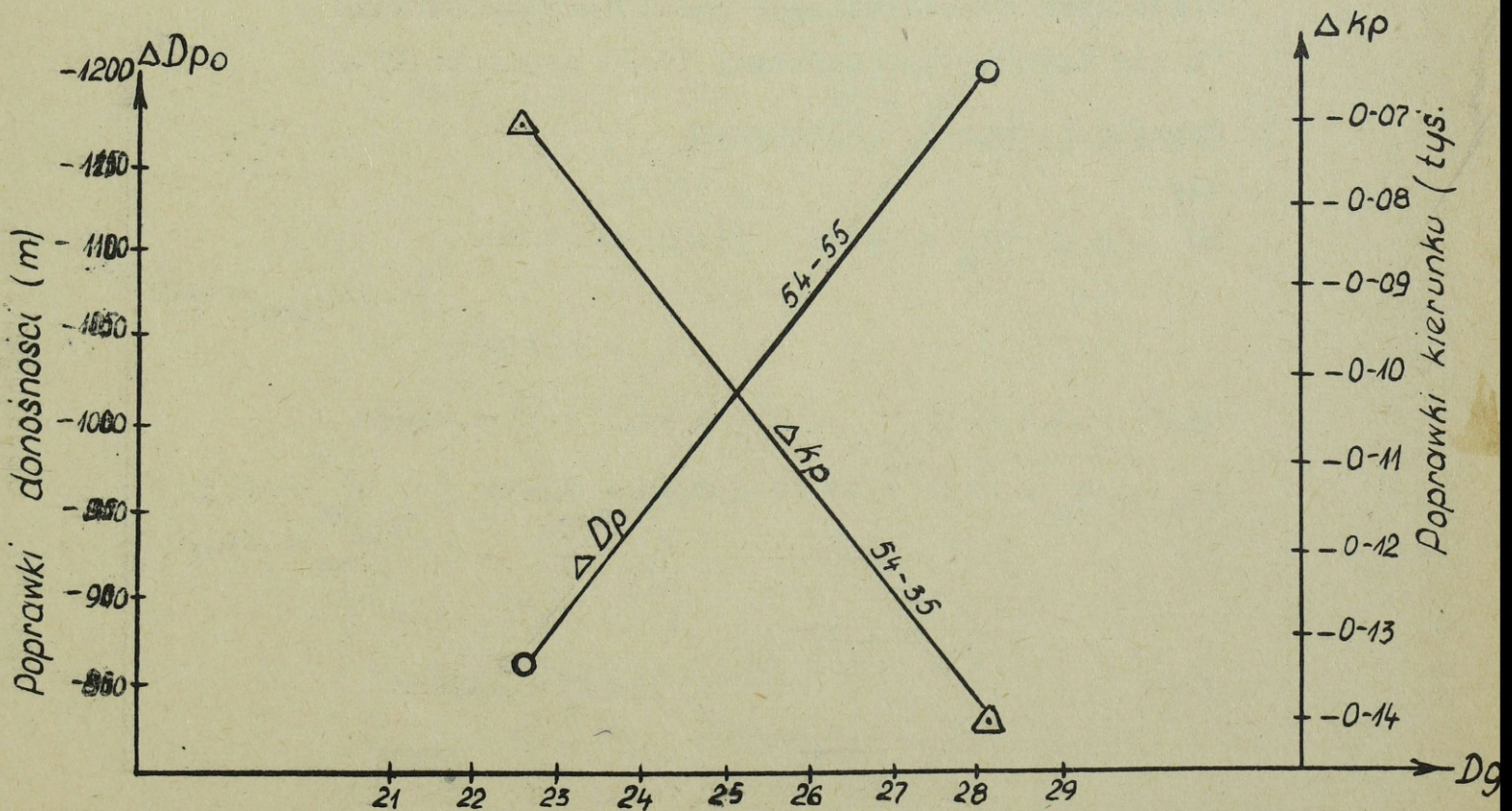
$$D_{g2} = Dpo_2 - \Delta Dpo_2 = 21700 - /-860/ \approx 22600 \text{ m}$$

Dane do sporządzenia wykresu

$$D_g = 22600 \quad \begin{cases} \Delta Dpo = -860 \text{ m} \\ \Delta Kpo = -0-07 \end{cases}$$

$$D_g = 28100 \quad \begin{cases} \Delta Dpo = -1200 \text{ m} \\ \Delta Kpo = -0-14 \end{cases}$$

6/ Sporządzenie wykresu poprawek obliczonych



Rys.25

7/ Określenie danych pośrednich

Z wykresu dla

$$D'_g = 24420 \begin{cases} \Delta D = -970 \text{ m} \\ \Delta K = -0-09 \end{cases}$$

$$D_{po} = D_g + \Delta D = 24180 - 970 = 23210 \text{ m}$$

$$\text{dla } \begin{cases} D_{po} = 23210 \\ \Delta Z_H = +200 \end{cases} \rightarrow \Delta DZ_{H_2} = +270 \text{ m}$$

$$D_p = D_{po} + \Delta DZ_{H_2} = 23210 + 270 = 23480 \text{ m}$$

$$T_p = T_g + \Delta K = 54-35 - 0-09 = 54-26$$

$$Kp_p = T_p - T_{Kz} = 54-26 - 55-00 = -0-74$$

8/ Określenie danych do sondowania

$$\text{dla } D_p = 23480 \quad \text{---} \quad y_a = 650$$

$$t_{pr}^o = -5^o C$$

Komenda dla posterunku meteorologicznego.

"Rozpocząć sondowanie, wysokość 650, temperatura ładunku  $-5^o C$ "

Posterunek meteorologiczny podał dowódcy baterii

"Wiatr Azymut topograficzny 34-20 prędkość 12".

9/ Określenie danych obliczonych

dla

$$AW_p = T_p - TW_a = 54-26 - 34-20 \approx 20-00 \quad \begin{cases} \\ \end{cases} \rightarrow \Delta AW_{tab.} = +42$$

$$D_p = 23470 \text{ m}$$

$$\Delta AW = 0,1 \Delta AW_{tab.} \cdot W'_a = +4,2 \cdot 12 = +0-50$$

$$AW_o = AW_p + \Delta AW = 20-00 + 0-50 = 20-50 \quad \begin{cases} W'_{ax} = +6,5 \\ W'_{az} = +10,0 \end{cases}$$

$$W'_a = 12$$

$$\text{dla } \begin{cases} D_p = 23470 \\ W'_{ax} = +6,5 \end{cases} \rightarrow \Delta DW_a = -448 \text{ m}$$

$$D_{p_{Wa}} = D_p + DW_a = 23470 - 448 = 23022 \text{ mm}$$

$$\begin{array}{l} \text{dla} \\ D_{p_{Wa}} = 23022 \\ \Delta t_{pr}^{\circ} = -20^{\circ} \\ \Delta \tilde{z}_a = +0,4 \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \\ \diagdown \\ \diagup \end{array} \begin{array}{l} \Delta t_{pr}^{\circ'} = -16^{\circ} \\ \text{pr} \\ \text{/+ / - /} \end{array}$$

$$\Delta t_{pr_u}^{\circ} = \Delta t_{pr}^{\circ} + \Delta t_{pr}^{\circ'} = -20^{\circ} - 16^{\circ} = -36^{\circ}$$

$$\begin{array}{l} \text{dla} \\ D_{p_{Wa}} = 23022 \\ \Delta t_{pr}^{\circ} = -20^{\circ} \\ \Delta t_{pr}^{\circ'} = -16^{\circ} \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \\ \diagdown \end{array} \begin{array}{l} \Delta x t_{pr_u}^{\circ} = -417 \text{ m} \end{array}$$

$$\Delta D t_{pr_u}^{\circ} = 0,1 \Delta x t_{pr_u}^{\circ} = 23022 + 1501 = 24523 \text{ m}$$

$$\Delta D t_{pr_u}^{\circ} > 1000 \text{ m}$$

$$\begin{array}{l} D_{o_1} = 24523 \text{ m} \\ W'_{ax} = +6,5 \text{ m} \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \begin{array}{l} \Delta DW_a = -442 \text{ m} \end{array}$$

$$\begin{aligned} D_o &= D_p + \Delta DW_a + \Delta D t_{pr_u}^{\circ} = \\ &= 23470 - 442 + 1501 = 24529 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\begin{array}{l} \text{dla} \\ D_o = 24529 \\ W'_{az} = +10,0 \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \begin{array}{l} \Delta KW_a = +0-49 \\ \text{/+ / + /} \end{array}$$

$$\begin{array}{l} \text{dla} \\ D_o = 24529 \\ \Delta t_{pr}^{\circ} = -20 \end{array} \begin{array}{l} \diagup \\ \diagdown \end{array} \begin{array}{l} \Delta Z_o = -0-15 \end{array}$$

$$\Delta K_a = \Delta KW_a + \Delta Z_o = +0-49 - 0-15 = +0-34$$

$$T_o = T_p + \Delta K_a = 54-26 + 0-34 = 54-60$$

$$Kp_{obl} = T_o - T_{Kz} = 54-60 - 55-00 = -0-40$$

10/Określenie nastaw do strzelania

Określić nastawy do strzelania jeżeli:

$$\Delta\varphi = -3$$

$$\Delta K_0 = +0-01$$

Rozwiązanie:

$$D_0 = 24529 \quad \text{---} \quad C_0 = 518 \text{ tys.}$$

$$C = C_0 + \Delta\varphi = 518 - 3 = 515 \text{ tys.}$$

$$O_d = O_{d_{Kz}} + Kp_{obl.} + \Delta K_0 = 43-30 - 0-40 + 0-01 = 42-91.$$

OPRACOWAŁ:

ppłk dypl. Edmund KOPICKI

Wykonano 50 egz.

Egz.nr 1-50 Bibl.tajna spec.

wyk. ppłk Kopicki

druk.I.Balcerzak

dnia 26.03.1965 r.

nr ks.masz.00623/WW

