AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ ARTYLERII
KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII

JAWNE
BEZ SPEC. ZNACZENIA

Egz. Nr 001

Dla wykładowców i słuchaczy

ppłk dypl. Tadeusz RISS

WIADOMOŚCI Z BALISTYKI I PRZYGOTOWANIE DANYCH DO STRZELANIA RAKIETAMI OPERACYJNO-TAKTYCZNYMI

(Wydanie drugie uzupełnione i uaktualnione)

(Skrypt wykładu)

Biblioteka Szkoleniowa Nr II
ASG im. gen. br. K. Świerczewskiego
Nr ewid. 00398/14
2012

040461

020595

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Archiwum Bibliotek Specjalnych
Nr ewid. 40461

REMBERTÓW MAJ 1965

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ ARTYLERII
KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII

JAWNE
[redacted]
Egz. Nr 601

Dla wykładowców i słuchaczy

ppłk dypl. Tadeusz RISS

WIADOMOŚCI Z BALISTYKI I PRZYGOTOWANIE DANYCH DO STRZELANIA RAKIETAMI OPERACYJNO-TAKTYCZNYMI

(Wydanie drugie uzupełnione i uaktualnione)

(Skrypt wykładu)

Biblioteka Szkoleniowa Dz. II
Nr ewid. 10398/[illegible]
Asc. gen. br. K. Świerczewskiego
[redacted]40461
020595
BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Archiwum Białej Zbiorów Specjalnych
Nr ewid. [redacted]40461

REMBERTÓW MAJ 1965

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

ODDZIAŁ ARTYLERII
KATEDRA STRZELANIA WOJSK RAKIETOWYCH I ARTYLERII

PODSTAWA
Ustawa z dnia 22 stycznia 1999 roku
art. 86 ust. 2
(Dz.U. RP nr 11 poz. 95)
podpis

[redacted] JAWNE
[redacted] OZNACZENIA

Egz. Nr 001

„ZATWIERDZAM"
SZEF KATEDRY
STRZELANIA WR i ART.

płk dypl. J. ARTYCHOWICZ

Dla wykładowców i słuchaczy

ppłk dypl. Tadeusz RISS

WIADOMOŚCI Z BALISTYKI I PRZYGOTOWANIE DANYCH DO STRZELANIA RAKIETAMI OPERACYJNO-TAKTYCZNYMI

(Wydanie drugie uzupełnione i uaktualnione)

(Skrypt wykładu)

Biblioteka Szkoleniowa Dz. II
Nr ewid. 10398/65
ASG im. gen. br. K. Świerczewskiego

020395

BIBLIOTEKA NAUKOWA ASG WP
Archiwum Działu Zbiorów Specjalnych
Nr ewid. 40461

REMBERTÓW MAJ 1965

Str.

I. Wiadomości z balistyki rakiet operacyjno-taktycznych

WSTĘP 4

1. Elementy toru. Oznaczenia i określenia 5

2. Siły i momenty działające na rakietę w czasie jej lotu . 9

3. Lot rakiety na aktywnym odcinku toru 21

4. Lot rakiety na biernym odcinku toru. 42

II. Wpływ warunków strzelania na lot rakiety

1. Tabelaryczne warunki strzelania rakietą 8K11 52

2. Wpływ geofizycznych warunków strzelania na lot rakiety 8K11 53

3. Właściwości wpływu warunków geofizycznych na lot rakiety 8K14. 69

4. Wpływ meteorologicznych warunków strzelania na lot rakiety 8K11 71

5. Właściwości wpływu meteorologicznych warunków na lot rakiety 8K14 80

6. Wpływ warunków balistycznych na lot rakiety 8K11 81

7. Wpływ odchyłek warunków tecznicznych na lot rakiety 8K11 82

8. Właściwości wpływu technicznych i balistycznych warunków na lot rakiety 8K14. 86

III. Ogólne wiadomości o przygotowaniu danych do strzelania rakietami 8K11

1. Wiadomości wstępne 87

2. Sprawdzenie możliwości osiągnięcia wymaganej donośności strzelania za pomocą tabel strzelniczych 88

3. Sposoby przygotowania danych do strzelania 91

4. Określenie odchyłek warunków strzelania od tabelarycznych podczas przygotowania danych za pomocą tabel strzelniczych. 92

IV. Określanie danych geodezyjnych

1. Zasady ogólne. 102

2. Określanie danych topograficznych. 105

3. Określanie redukcji odległości i kierunku oraz zbieżności południków. Dane geodezyjne 112

Str.

V. Wycelowanie rakiety

1. Zasady ogólne. 119
2. Sprawdzenie ustawienia podstawy giroskopów i określenie $\Delta\beta$. 120
3. Wycelowanie rakiety w kierunku 123

VI. Przygotowanie danych za pomocą tabel strzelniczych 8K11

1. Wielkości wyjściowe wykorzystywane przy przygotowaniu danych i określaniu nastaw 132
2. Oznaczenia 133
3. Kolejność i metoda przygotowania danych 135

VII. Przygotowanie danych za pomocą przyrządu do obliczania poprawek dla rakiet 8K11

1. Wiadomości ogólne. 143
2. Krąg wiatrów 145
3. Przyrząd do obliczania poprawek. 149
4. Kolejność przygotowania danych 158

VIII. Przygotowanie danych za pomocą wykresu poprawek obliczonych dla rakiet 8K11

1. Warunki zastosowania 164
2. Zasady budowy i sposób sporządzenia wykresu poprawek obliczonych. 164
3. Określanie poprawek na odchyłki warunków strzelania przy zastosowaniu wykresu poprawek obliczonych. 168
4. Właściwości postępowania podczas określania nastaw . . . 169

IX. Właściwości określania nastaw dla rakiet 8K14. 173

I. WIADOMOSCI Z BALISTYKI RAKIET OPERACYJNO-TAKTYCZNYCH

W S T E P

Balistyką rakiet nazywa się nauka o locie rakiety. Zasadniczymi zadaniami balistyki są:

1. Utworzenie teoretycznych podstaw i wypracowanie metodyki sporządzania tabel strzelniczych i innych dokumentów zabezpieczających bojowe zastosowanie rakiet.
2. Uzasadnienie wymogów odnośnie konstrukcji rakiety, jej poszczególnych części, agregatów i układu kierowania dla zapewnienia wymaganego zasięgu i dokładności strzelania.

Ale rakiety bywają różne, stąd i zasady balistyki różne. W niniejszym skrypcie mowa będzie o rakietach operacyjno-taktycznych, to znaczy o rakietach będących na uzbrojeniu związków operacyjnych i przeznaczonych do wykonywania zadań głównie w operacyjnej, a częściowo i w taktycznej głębokości nieprzyjaciela. Zajmować się będziemy głównie rakietami 8K11 /symbol taktyczny R-170/ oraz porównawczo rakietami 8K14 /symbol taktyczny R-300/.

Z punktu widzenia klasyfikacji są to rakiety:

- balistyczne, to znaczy takie, których tor z wyjątkiem odcinka aktywnego /przebywanego przez rakietę z pracującym silnikiem/ przedstawia drogę swobodnie rzuconego ciała;
- jądrowe, gdyż posiadają głowice z ładunkiem specjalnym;
- typu "Ziemia-Ziemia", gdyż stanowisko startowe znajduje się na Ziemi, a wykorzystuje do zwalczania celów naziemnych;
- o silniku pracującym na płynnych materiałach napędowych;
- kierowane na aktywnym odcinku toru z niezależnym układem kierowania, to znaczy, że po starcie układ kierowania nie otrzymuje już żadnych sygnałów z Ziemi.

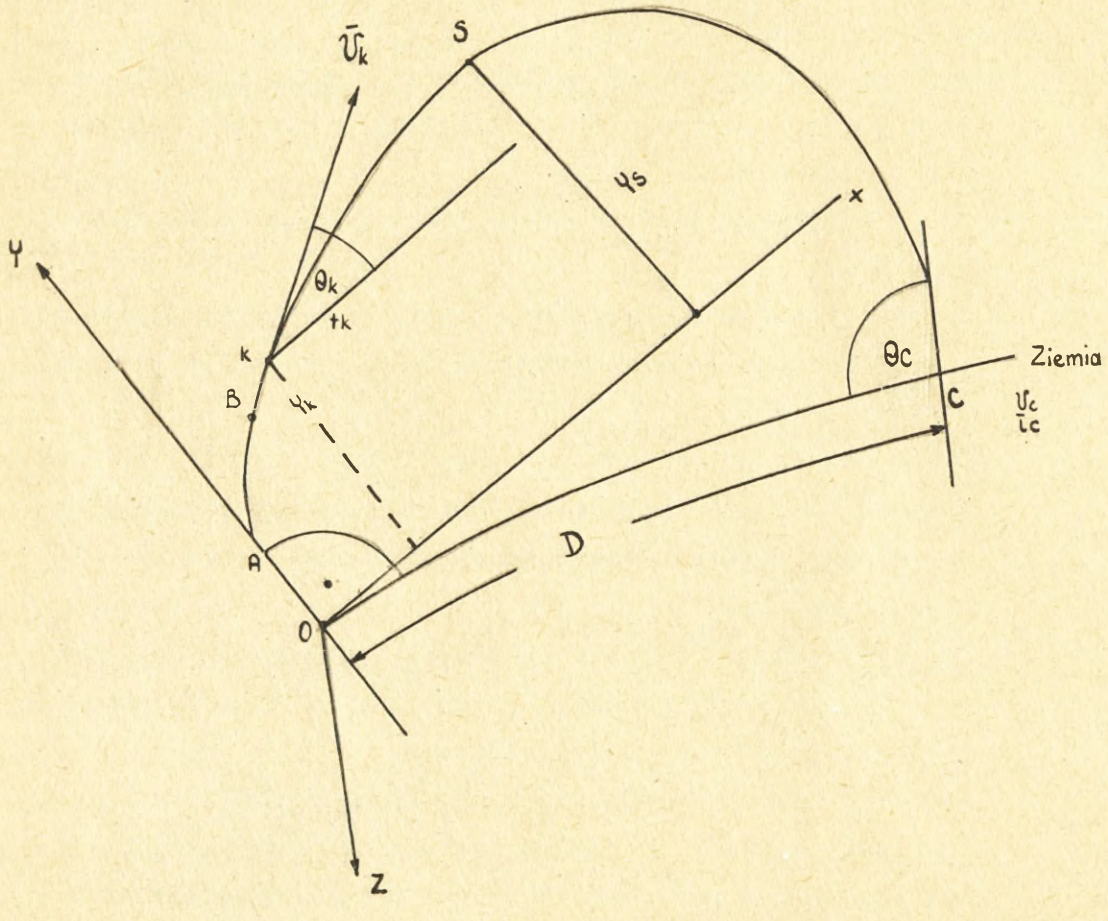
Układ kierowania składa się z dwóch zasadniczych automatów: automatu stabilizacji i automatu sterowania donośnością. Pozostałe elementy układu kierowania spełniają rolę służebną [illegible]. Najogólniej sformowanym zadaniem automatu stabilizacji jest programowanie i dopilnowanie, by rakieta aktywny odcinek toru przebyła zgodnie z torem teoretycznym, w sposób ustabilizowany i przybyła do punktu wyłączenia silnika odpowiednio ustabilizowana w stosunku do środka ciężkości i posiadała kąt rzutu w punkcie wyłączenia silnika równy kątowi największej donośności.

Automat zaś sterowania donośnością powinien wypracować i podać sygnał na wyłączenie silnika w takim momencie kiedy rakieta uzyska prędkość zapewniającą osiągnięcie zadanej donośności.

Na odcinku biernym rakieta nie jest kierowana i leci bezwładnie, jak ciało wyrzucone z pewnę prędkością pod pewnym kątem.

Dla uzyskania tzw. wspólnego języka wyjaśnimy na wstępie elementy toru lotu, zasadnicze oznaczenia i określenia.

1. Elementy toru. Oznaczenia i określenia



Rys.1.

Poszczególne elementy toru zobrazowane są na rys.1.

O - Punkt startu rakiety /punkt początkowy toru/ - położenie środka ciężkości rakiety przygotowanej do startu /rakieta na stole startowym w położeniu pionowym, statecznikami III-I skierowana w kierunku celu/. Ze względów praktycznych utożsamia się go z rzutem tego punktu na powierzchnię Ziemi.

OXYZ - Układ naziemnych współrzędnych. Początkiem układu jest punkt startu; oś OX jest styczną do powierzchni Ziemi w punkcie startu i skierowana w stronę celu, oś OY prostopadła do osi OX i skierowana ku górze, oś OZ prostopadła do osi OX i skierowana w prawo.

OSC- Tor lotu rakiety- droga przebyta przez środek ciężkości rakiety w czasie od momentu startu do momentu upadku.

S - Wierzchołek toru - najwyższy punkt wzniesienia się toru.

C - Punkt upadku - punkt przecięcia się toru z powierzchnią Ziemi.

OK - Aktywny odcinek toru - odcinek toru w czasie przebywania którego pracuje silnik rakietowy i działa pokładowy układ kierowania rakiety.

OA - część aktywnego odcinka toru, który rakieta przebywa pionowo.

AB - Część aktywnego odcinka toru, na którym rakieta uzyskuje niezbędne pochylenie w kierunku celu /wykonanie programu pochylenia/.

BK - Część aktywnego odcinka toru, na którym rakieta po wykonaniu programu pochylenia leci po prostej kontynuując nabieranie prędkości niezbędnej dla osiągnięcia wymaganej donośności.

K - Punkt wyłączenia silnika /koniec aktywnego odcinka toru/

t_k - Czas lotu rakiety na aktywnym odcinku toru /czas podania sygnału do wyłączenia silnika/.

V_k - prędkość rakiety w punkcie wyłączenia silnika.

Θ_k - Kąt rzutu rakiety w punkcie wyłączenia silnika /kąt między poziomem a wektorem prędkości w punkcie wyłączenia silnika/.

Y_k - wysokość toru w momencie wyłączenia silnika /na końcu aktywnego odcinka toru/.

OS - Wznosząca się część toru.

SC - Opadająca część toru.

Θ_c - Kąt upadku - kąt zawarty pomiędzy styczną do toru a styczną do powierzchni Ziemi w punkcie upadku.

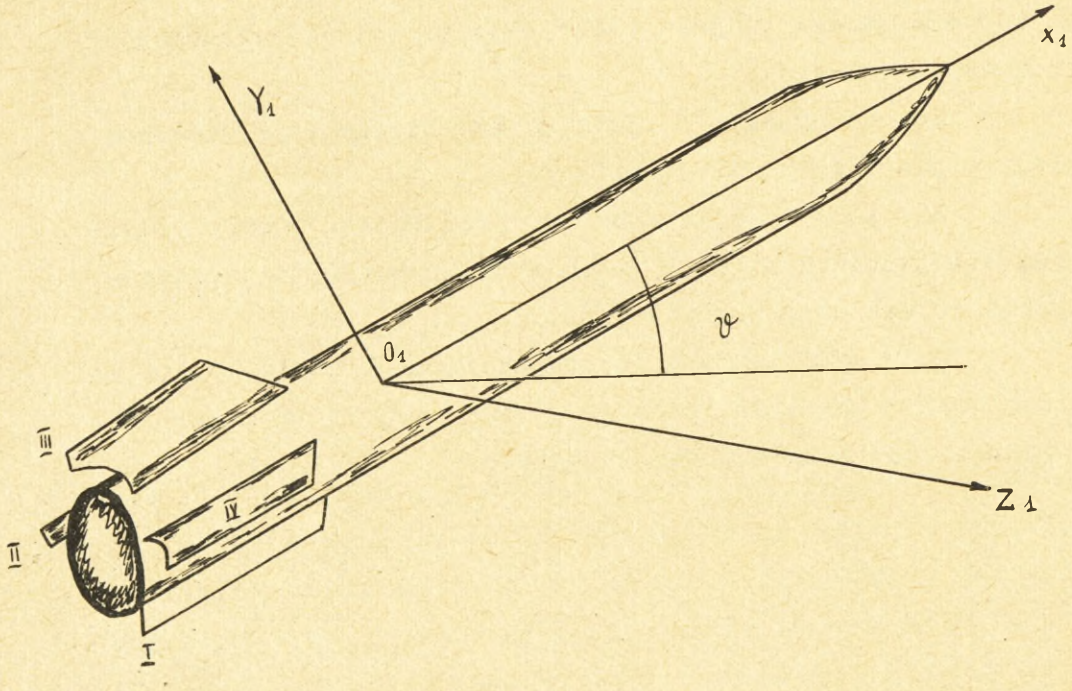
V_c - Prędkość rakiety w punkcie upadku.

t_c - Całkowity czas lotu.

D – Donośność – odległość między punktem startu a punktem upadku mierzona wzdłuż powierzchni Ziemi /długość linii geodezyjnej/.

Rakieta operacyjno-taktyczna, jak wiadomo, posiada niezależny układ kierowania przeznaczony do kierowania lotem rakiety na aktywnym odcinku toru. Aby właściwie określić charakter ruchu rakiety na aktywnym odcinku toru nie wystarcza znajomość położenia środka ciężkości. Należy znać położenie samej rakiety odnośnie środka ciężkości. Znajomość ta jest niezbędna dla określenia lotu rakiety zgodnie z programem.

W tym celu wprowadza się dodatkowo pojęcie układu współrzędnych związanego z rakietą. Jako początek tego układu przyjmuje się środek ciężkości rakiety O_1 /rys.2/



Rys. 2.

Osiami tego układu, nazywanego też układem stabilizacji są:

- oś wzdłużna O_1X_1 /oś obrotu/, tj. oś symetrii rakiety, skierowana w stronę głowicy;
- oś poprzeczna O_1Z_1 - oś prostopadła do płaszczyzny pionowej symetrii rakiety /płaszczyzny stateczników I-III/ i skierowana w kierunku IV-tego statecznika;
- oś poprzeczna O_1Y_1 /od odchylenia/ - oś prostopadła do poziomej płaszczyzny symetrii rakiety /płaszczyzny stateczników II-IV/ i skierowana w kierunku III-go statecznika.

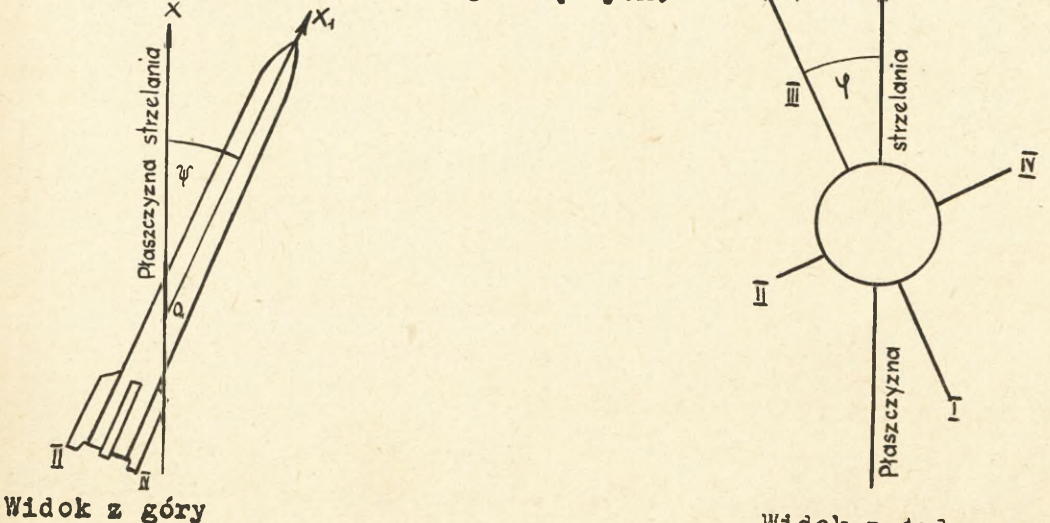
Z pomocą tego układu można określić kąty: pochylenia ϑ, odchylenia ψ i przechylenia /obrotu/ φ.

Kąt pochylenia ϑ jest to kąt między osią wzdłużną rakiety a płaszczyzną poziomą /rys.2/. Kąt pochylenia programowany, mierzony i kontrolowany jest przez giroskop pochylenia, którego główna oś jest równoległa do osi OX naziemnego układu współrzędnych.

Kąt odchylenia ψ jest to kąt między osią wzdłużną rakiety a płaszczyzną strzelania /rys.3/.

Kąt przechylenia /obrotu/ jest to kąt między płaszczyzną stateczników I-III a płaszczyzną pionową, przechodzącą przez oś wzdłużną rakiety /rys.3/.

Kąty odchylenia i obrotu mierzone i kontrolowane są przez giroskop kierunku, którego główna oś jest równoległa do osi OZ naziemnego układu współrzędnych.



Widok z góry

Widok z tyłu

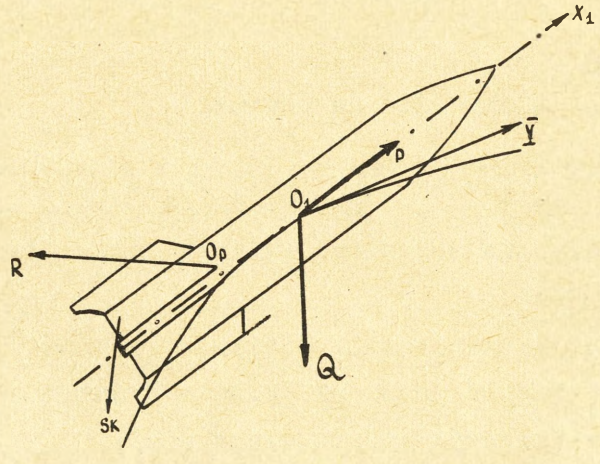
Rys.3.

Układ kierowania więc poprzez automat stabilizacji:

- programuje kąt pochylenia ϑ i zapewnia zgodność rzeczywistego kąta pochylenia z programowym;
- zapewnia zerową wartość kątów odchylenia i przechylenia w czasie całego lotu na aktywnym odcinku toru / $\psi = 0$; $\gamma = 0$/.

2. Siły i momenty działające na rakietę w czasie lotu

Na rakietę w czasie jej lotu działają następujące siły /rys.4/



Rys.4.

P - Siła reakcji będąca wynikiem wypływu gazów z komory spalania silnika rakietowego. Działa tylko na aktywnym odcinku toru. Przyłożona jest do środka ciężkości rakiety i skierowana zgodnie z wzdłużną osią rakiety do przodu.

Q - Siła ciężkości - przyłożona do środka ciężkości rakiety i skierowana ku Ziemi.

R - Siła aerodynamiczna /oporu powietrza/ przyłożona do środka ciśnienia /parcia/. Jest ona wypadkową wszystkich sił oporu działających na rakietę.

Kierunek działania tej ostatniej siły zależy od wielu czynników, które zostaną rozpatrzone w dalszej części skryptu.

SK - Siły kierowania przyłożone do czterech sterów gazowych umieszczonych za wylotem dyszy komory spalania silnika rakietowego. Działają tylko na aktywnym odcinku toru.

Siły P i Q dążą do zmiany wielkości i kierunku wektora prędkości. Siła R zmienia wielkość i kierunek wektora prędkości oraz dąży do obrotu rakiety wokół jej środka ciężkości. Pozatem z momentów sił należy wyróżnić dwa zasadnicze, a mianowicie:

- aerodynamiczny moment stabilizacji związany z siłą aerodynamiczną;
- i momenty kierowania związane z siłami kierowania.

Rozpatrzymy obecnie poszczególne siły i momenty kolejno.

A/ Siła reakcji

Można ją określić ze wzoru:

$$P = \frac{G}{g} U_{gaz} + S_a /p_a - p_h/$$

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

g - przyśpieszenie siły ciężkości w m/sek^2;

U_{gaz} - prędkość gazów na wylocie dyszy w m/sek;

S_a - powierzchnia wylotu dyszy w m^2;

p_a - ciśnienie gazów na wylocie dyszy w kg/m^2;

p_h - ciśnienie atmosferyczne na danej wysokości w kg/m^2.

Siła reakcji P zapewnia w danej rakiecie uzyskanie prędkości w punkcie wyłączenia silnika V_k, niezbędnej dla osiągnięcia zadanej donośności. Prędkość tę można w przybliżeniu określić według wzoru Ciołkowskiego. Przybliżenie spowodowane jest założeniem, że w punkcie wyłączenia silnika został zużyty wszystek materiał napędowy, co nie jest ścisłe. Wzór ten jest następujący:

$$V_k = U \ln /1 + \frac{Qmn}{Qw}/$$

gdzie: V_k - prędkość rakiety w punkcie wyłączenia silnika;

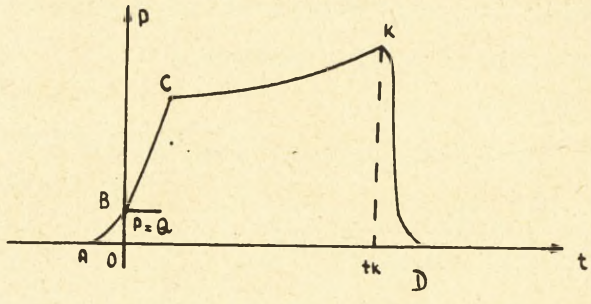
U - prędkość wypływu gazów z dyszy;

Qmn - ciężar pokładowego materiału napędowego;

Qw - ciężar nienapełnionej /własny/ rakiety wraz z głowicą.

Ze wzoru na siłę P wynika, że siła ta zależy od wysokości lotu. Wraz z powiększaniem wysokości lotu zmniejsza się ciśnienie atmosferyczne p_h, dlatego siła ciągu P wzrasta i osiąga swoje maksimum w próżni, gdzie $p_h = 0$.

Zmianę siły P w zależności od czasu lotu obrazuje poniższy wykres /rys.5/, a tłumaczy następująco:



Rys.5.

AB - Uruchomienie silnika i wzrost siły ciągu od zera do wartości równej ciężarowi rakiety /oderwanie się rakiety od stołu startowego/.

BC - Wzrost siły P w czasie potrzebnym na rozwinięcie normalnego reżimu pracy silnika.

CK - Reżim pracy silnika stały, lecz siła P wzrosła z uwagi na rozrzedzanie się warstw powietrza.

KD - Po wyłączeniu silnika część materiału napędowego, która znalazła się poza urządzeniami odcinającymi jego dopływ do komory spalania spala się powodując jeszcze częściowe występowanie siły P po czasie t_k.

Srednia wartość siły reakcji dla rakiet 8K11 wynosi 8300 kG, a dla rakiet 8K14 - 14500 kG.

B. Siła ciężkości

Siła ciężkości na części wznoszącej toru powoduje zmniejszenie prędkości rakiety, zaś na części opadającej toru powoduje zwiększenie prędkości rakiety. Wartość siły Q zależy od masy rakiety i przyśpieszenia siły ciężkości /przyśpieszenia ziemskiego/ i zmienia się w ciągu całego czasu lotu.

$$Q = M \cdot g$$

Zmiana masy rakiety M

Na aktywnym odcinku toru masa rakiety zmniejsza się w wyniku zużywania się materiału napędowego.

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

gdzie: M_o - początkowa /startowa/ masa rakiety;

G - sekundowe zużycie materiału napędowego;

g - przyśpieszenie siły ciężkości;

t - czas pracy silnika.

Na biernym odcinku toru masa rakiety jest stała

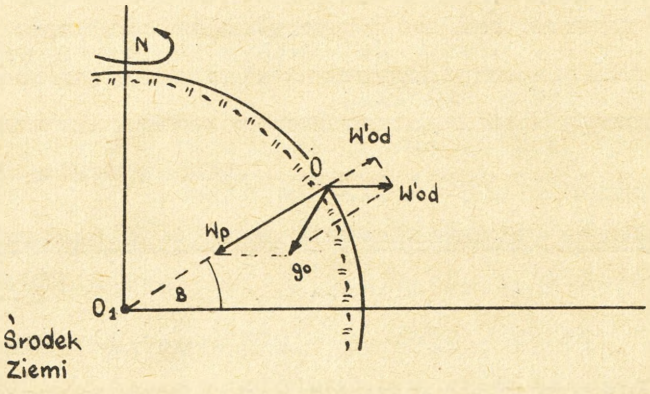
$$M = \text{const}$$

Zmiana przyśpieszenia siły ciężkości g

Przyśpieszenie siły ciężkości g zmienia się w zależności od:

- szerokości geodezyjnej B;
- wysokości lotu Y rakiety nad powierzchnią Ziemi.

Zmiana przyśpieszenia g w zależności od B /rys.6/



Rys.6.

Załóżmy, że rakieta znajduje się na stanowisku startowym w punkcie O. Działają na nią dwie siły: siła przyciągania ziemskiego i siła odśrodkowa. Wypadkową przyśpieszeń tych dwóch sił jest właśnie przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi g_o.

Z uwagi na stosunkowo większą wartość przyśpieszenia siły przyciągania się dwóch ciał /Ziemi i rakiety/ wektor $\overline{W}_{od}$ można zrzutować na linię O_1O i jej przedłużenie poza Ziemię, obliczyć jego rzut

$$W'_{od} = W_{od} \cos B,$$

znaleźć sumę algebraiczną, a kierunek przyjąć praktycznie ku środkowi Ziemi

$$\overline{g}_o = W_p + W'_{od}.$$

Tak więc przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi okazuje się sumą geometryczną przyśpieszenia siły przyciągania ziemskiego i przyśpieszenia wynikającego z działania siły odśrodkowej.

Siłę przyciągania ziemskiego znajdziemy według wzoru na wzajemne przyciąganie się dwóch mas:

$$F = \gamma \frac{M_z \cdot M}{R^2}$$

gdzie: γ - stała grawitacyjna;

M_z - Masa Ziemi;

M - Masa rakiety;

R - średni promień Ziemi /oddalenie środków ciężkości przyciągających się ciał/.

Stąd przyśpieszenie siły przyciągania ziemskiego

$$W_p = \frac{\gamma \frac{M_z \cdot M}{R^2}}{M} = \gamma \frac{M_z}{R^2}$$

Drugą siłę, siłę odśrodkową, odnajdziemy ze wzoru

$$F_{od} = M \cdot R_z \Omega^2$$

a jej przyśpieszenie

$$W_{od} = \frac{M \cdot R_z \Omega^2}{M} = R_z \Omega^2$$

gdzie: Ω - prędkość kątowa obrotu Ziemi;

$R_z = R \cos B$ - promień Ziemi dla danej szerokości geodezyjnej.

Stąd rzut przyśpieszenia na linię O_1O

$$W'_{od} = R_z \Omega^2 \cos B = R \cos B \, \Omega^2 \cos B = \Omega^2 R \cos^2 B.$$

A po podstawieniu do równania na g_o i uwzględnieniu kierunku przyśpieszenia odśrodkowego otrzymamy:

$$g_o = W_p - \Omega^2 R \cos^2 B$$

Na równiku $B = 0^o$, skąd $\cos^2 B = 1$ a

$$g_o = W_p - \Omega^2 R \text{ /najmniejsze/.}$$

Na biegunie $B = 90^o$, skąd $\cos^2 B = 0$ a

$$g_o = W_p \text{ /największe/.}$$

Wartość przyśpieszenia siły ciężkości dla różnych szerokości geodezyjnych jest następująca:

B	0 /równik/	10	20	30	40
g_o /m/sek^2/	9,7805	9,783	9,787	9,794	9,802
B	50	60	70	80	90 /biegun/
g_{oo} /m/sek^2/	9,811	9,820	9,827	9,831	9,833

Uwaga: - w artylerii przyjmuje się tabelaryczną wielkość $g_o = 9{,}81$ m/sek^2, co odpowiada średniej szerokości geograficznej naszych terenów 45-50^o;

- w tabelach strzelniczych rakiet 8K11 jako tabelaryczne przyśpieszenie siły ciężkości przyjęto g_o na równiku, to jest najmniejsze, co daje tę korzyść, że poprawki na odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości będą miały zawsze ten sam znak niezależnie od tego gdzie się znajduje stanowisko startowe.
- tabele strzelnicze rakiet 8K14 przyjmują założenie analogiczne jak w artylerii.

Zmiana przyśpieszenia siły ciężkości g w zależności od zmiany wysokości

Przyśpieszenie siły ciężkości zależy również i od wysokości lotu. Wraz z powiększeniem wysokości lotu przyśpieszenie siły ciężkości zmniejsza się, ponieważ wzrasta wzajemne oddalenie się środków ciężkości rakiety i Ziemi, zgodnie ze wzorem

$$W_p = \gamma \frac{M_z}{/R + y/^2}$$

Zależność przyśpieszenia siły ciężkości od wysokości lotu rakiety nad powierzchnią Ziemi określa się ze stosunku:

$$\frac{g_y}{g_o} = \frac{R^2}{/R + y/^2}$$

skąd

$$g_y = g_o \frac{R^2}{/R + y/^2}$$

gdzie: g_y - przyśpieszenie siły ciężkości na wysokości y;
g_o - przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi;
R - promień Ziemi;
y - wysokość nad powierzchnią Ziemi.

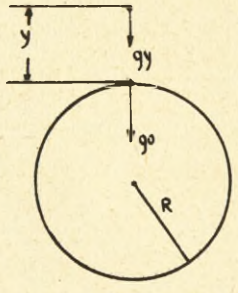
przykład:

Stanowisko startowe położone jest na szerokości geodezyjnej $B = 50^o$. Obliczyć wartość przyśpieszenia siły ciężkości w punkcie wyłączenia silnika rakiety 8K11 przy strzelaniu na donośność 160 km.

$$g_{y_k} = 9{,}811 \frac{6371^2}{/6371 + 24{,}3/^2} = 9{,}736 \text{ m/sek}^2$$

Z powyższego wynika wyraźnie, że przyśpieszenie siły ciężkości na wysokości lotu rakiety nad powierzchnią Ziemi zmniejsza się wraz ze wzrostem wysokości lotu i jest mniejsze od przyśpieszenia siły ciężkości na powierzchni ziemi.

$$g_y < g_o.$$



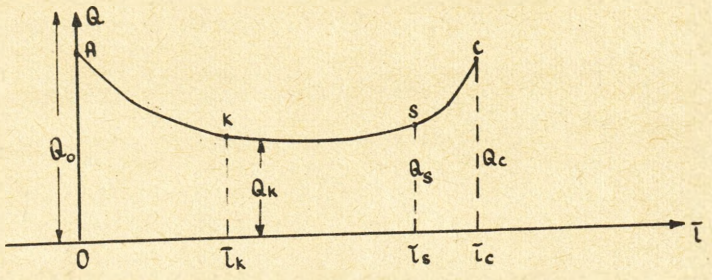
Rys.7.

Zmiana masy rakiety M i przyśpieszenia siły ciężkości g powoduje zmianę siły ciężkości Q w czasie lotu.

Można to przedstawić wykreślnie /rys.8/ i tłumaczyć następująco:

- Na aktywnym odcinku toru AK siła ciężkości zmniejsza się głównie w wyniku zmiany masy M, a częściowo w wyniku zmniejszenia się g.
- Na odcinku KS-M const i zmniejszenie się Q tylko w wyniku zmniejszenia się g.
- Na odcinku SC - M const, ale szybko wzrasta g wraz ze zbliżeniem się rakiety ku Ziemi.

Srednia wartość siły ciężkości dla rakiet 8K11 na aktywnym odcinku toru wynosi 3800 kG.



Rys.8

C/ Siła aerodynamiczna

Siła aerodynamiczna R jest siłą wypadkową ciśnienia powietrza na korpus rakiety. Przyłożona jest ona do środka ciśnienia S_p, skierowana w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu rakiety i tworzy pewien kąt z kierunkiem wektora prędkości $\bar{V}$ przyłożonego do środka ciężkości.

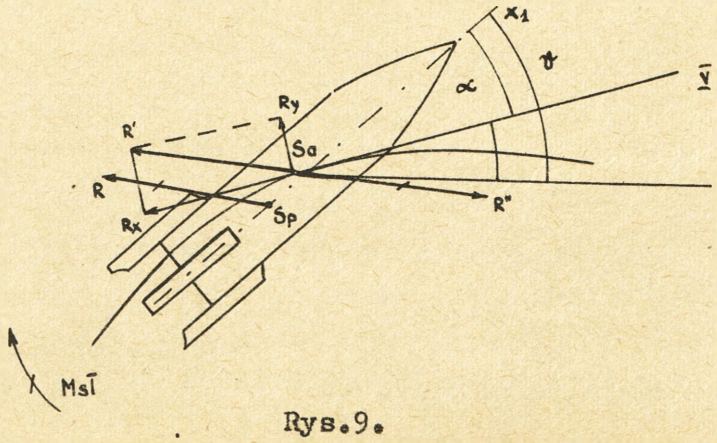
Siła aerodynamiczna R dąży do:

- zmniejszenia wartości prędkości V;
- zmiany kierunku wektora prędkości;
- obrócenia rakiety wokół środka ciężkości rakiety.

Dla przeanalizowania działania siły aerodynamicznej R na rakietę przenosimy ją umownie do środka ciężkości rakiety /rys.9/, jako siłę R' i dając jej przeciwwagę siłą R".
Siłę aerodynamiczną R' przyłożoną w środku ciężkości rozkładamy na dwie składowe:

R_x - siłę czołowego oporu /podłużną składową/, która zmniejsza prędkość rakiety;

R_y /R_z/ - siłę podnośną /poprzeczną składową/, która zmienia kierunek wektora prędkości.



Rys.9.

Siły te można określić ze wzorów:

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

$$R_y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

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

gdzie: C_x, C_y, C_z - współczynniki odpowiednich sił określone doświadczalnie;

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

ρ - gęstość powietrza /masa powietrza w jednostce objętości /w $\frac{kG\ sek^2}{m^4}$ /

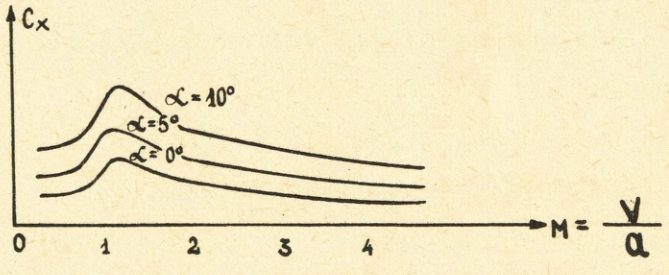
V - prędkość rakiety w stosunku do powietrza.

S - powierzchnia przekroju , na którą działa siła oporu.

Współczynniki C_x i C_y zależą od:

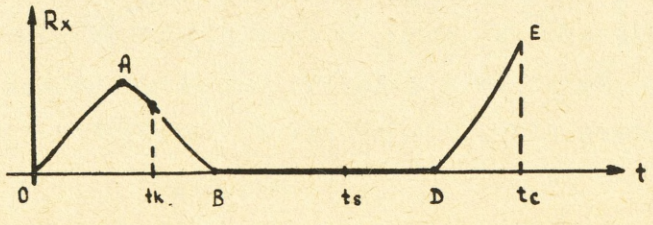
- kąta natarcia α ;
- prędkości rakiety.

Zależność tą dla C_x obrazuje wykres /rys.10/.



Rys.10.

Zmianę wielkości siły czołowego oporu R_x w zależności od czasu lotu można przedstawić wykreślnie /rys.11/.



Rys.11.

Charakter zmiany siły czołowego oporu R_x w czasie lotu pokazany na wykresie tłumaczy się następująco:

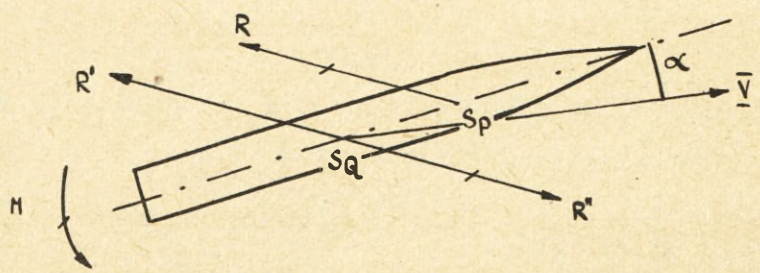
- na odcinku AO siła R_x rośnie z uwagi na wzrastanie prędkości $\bar{V}$ i osiąga dla rakiet 8K11 średnią wartość 716 kG;
- na odcinku AB - siła R_x maleje, gdyż rakieta wchodzi w coraz bardziej rozrzedzone warstwy atmosfery i spada prawie do zera;
- na odcinku DE - siła R_x szybko wzrasta, gdyż rakieta gwałtownie przyśpieszając wchodzi w coraz bardziej zgęszczone warstwy powietrza i osiąga wartości kilku ton.

Z uwagi na to przy projektowaniu rakiet z głowicami nie oddzielającymi się w czasie lotu od korpusu, ich wytrzymałość oblicza się uwzględniając przeciążenia biernego odcinka toru. Natomiast przy projektowaniu rakiet z oddzielającymi się głowicami wystarczy uwzględniać przeciążenia aktywnego odcinka toru. Pozwala to, w tym drugim wypadku, powiększyć wagę paliwa i uzyskać większe donośności przy tej samej wadze startowej rakiety.

D/ Aerodynamiczny moment stabilizacji

Jak wiadomo, siła aerodynamiczna R przyłożona jest do środka ciśnienia /parcia/. Możemy wyróżnić trzy możliwe warianty położenia środka parcia odnośnie środka ciężkości rakiety.

a/ Jeśli środek ciśnienia wysunięty ku części głowicowej rakiety, to rakieta jest nieustabilizowana, gdyż moment tworzony przez parę sił RR" /rys.12/ będzie stale powiększał kąt natarcia aż do obrotu rakiety wokół jej środka ciężkości. Rakieta będzie "koziołkowała".



Rys.12.

b/ Gdy środek parcia pokryty jest ze środkiem ciężkości mamy tzw. stabilizację chwiejną. Położenia takiego nie da się utrzymać przez cały czas lotu. Na aktywnym odcinku toru zmienia się położenie środka ciężkości wskutek ubytku materiałów napędowych. Jednocześnie zmienia się położenie środka ciśnienia. Rakieta w każdej chwili może utracić stateczność.

W obydwu powyższych wypadkach stateczność rakiety może być zachowana dzięki przyłożeniu znacznych sił i momentów układu kierowania lub przez nadanie rakiecie szybkiego ruchu obrotowego wokół podłużnej osi /jak w artylerii gwintowanej/.

c/ W rakietach operacyjno-taktycznych środek ciśnienia przesunięty jest ku tyłowi /za środek ciężkości /rys.9/. Przesunięcie to uzyskano przez zastosowanie stateczników zwiększających opór powietrza tylnej części rakiety /podobnie jak u moździerzy i artylerii rakietowej/. W tym wypadku para sił RR" tworzy moment, który dąży do likwidacji kąta natarcia /pokrycia osi wzdłużnej rakiety z wektorem prędkości/ oraz do ustawienia rakiety tak, aby ruch jej odbywał się głowicą do przodu. Taka rakieta jest statecznie stała, a moment tworzony nazywamy momentem stabilizacji M_{st}. Oprócz momentu stabilizacji w rakietach kierowanych na aktywnym odcinku toru, nad ich statecznością czuwa automat stabilizacji układu kierowania.

E/ Siły i momenty organów kierowania

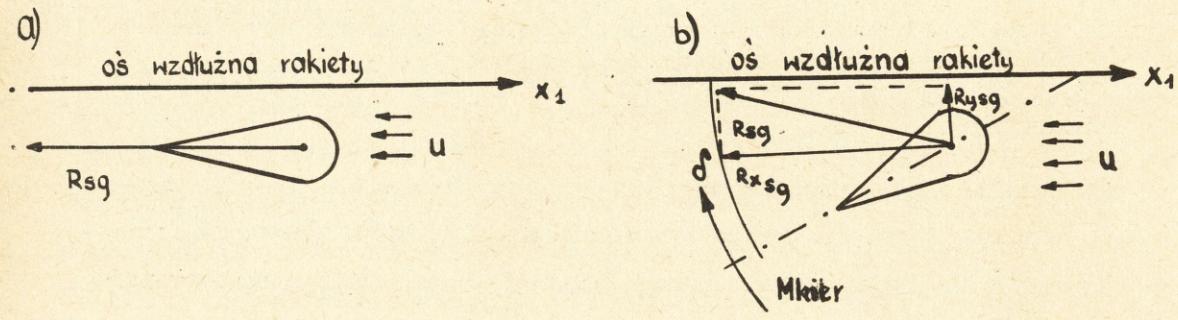
Organem wykonawczym automatu stabilizacji są cztery elektrohydrauliczne napędy sterów, które powodują odpowiednie ustawienie sterów gazowych rakiety i utworzenie w ten sposób sił i momentów niezbędnych do kierowania rakietą.

Przy prostolinijnym locie rakiety stery gazowe ustawione są swymi podłużnymi osiami równolegle do osi wzdłużnej rakiety. Nie występują siły kierowania /rys.13a/.

W wyniku opływania sterów gazowych przez strumień gazów z dyszy komory spalania, na każdy ster działa siła ciśnienia gazów R_{sg} przyłożona do środka ciśnienia steru gazowego.

Dla zmiany kierunku lotu rakiety automat stabilizacji podaje odpowiedni sygnał wynikiem czego jest odchylenie steru gazowego o kąt δ . Zmienia się kierunek działania siły ciśnienia R_{sg} /rys.13 b/.

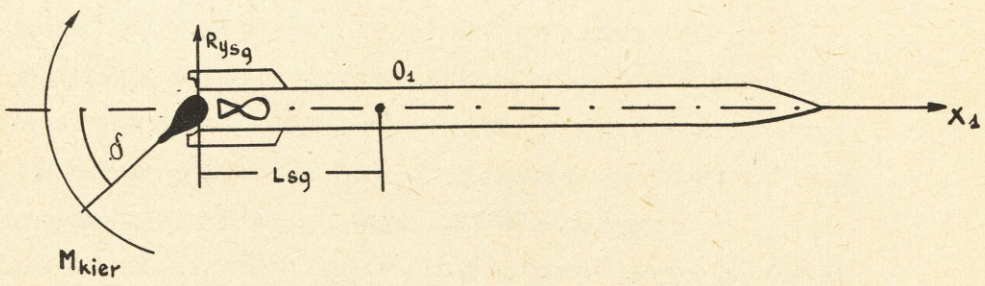
Siłę ciśnienia R_{sg} można zamienić siłą czołowego oporu $R_{x_{sg}}$ i podnośną siłą $R_{y_{sg}}$.



Rys.13.

Siła czołowego oporu $R_{x_{sg}}$ skierowana jest zgodnie z podłużną osią rakiety i nie jest siłą kierowania.

Siła podnośna $R_{y_{sg}}$ natomiast skierowana jest prostopadle do osi wzdłużnej rakiety i tworzy moment kierowania odnośnie środka ciężkości rakiety /rys.14/.



Rys.14.

$$M_{Kier} = R_{y_{sg}} \cdot L_{sg}$$

gdzie: M_{Kier} - moment siły podnośnej;

$R_{y_{sg}}$ - siła podnośna;

L_{sg} - ramię siły /oddalenie osi steru od środka ciężkości rakiety/.

Ponieważ wartość siły $R_{y_{sg}}$ jest wprost proporcjonalna do kąta odchylenia steru gazowego δ, to i wartość momentu kierowania M_{Kier} jest proporcjonalna do kąta δ. Wniosek ten jest bardzo istotny i służy jako podstawa rozwiązań technicznych automatu stabilizacji.

Ten sposób sterowania rakietą jest bardzo dogodny. Stroną ujemną stanowi strata siły reakcji wskutek powstania sił oporu czołowego sterów gazowych. Strata ta jest tym większa, im większe jest wychylenie sterów.

Znając działanie sił i momentów można określić tor lotu rakiety. Jeśli założymy tabelaryczne wartości wszystkich sił i momentów staje się możliwym określenie toru tabelarycznego. Czyni się to przy układaniu tabel strzelniczych.

3. Lot rakiety na aktywnym odcinku toru

Na aktywnym odcinku toru działają wszystkie wymienione i omówione wyżej siły i momenty.

Układ kierowania lotem rakiety powinien spełniać dwa zasadnicze zadania:

- nadawać programowy ruch rakiecie;
- zapewnić wykonanie wyznaczonego ruchu.

Zadania te można wymienić bardziej szczegółowo:

- nadawanie tabelarycznego toru lotu środka ciężkości rakiety;
- nadawanie w każdym momencie czasu tabelarycznego położenia osiom rakiety;
- zapewnienie statecznego ruchu środka ciężkości rakiety w stosunku do wyznaczonego toru;
- zapewnienie w każdym momencie czasu kątowej stabilizacji rakiety w stosunku do zadanego, tabelarycznego położenia jej osi;
- kierowanie donośnością lotu rakiety.

Zadaniem dodatkowym jest współdziałanie z układem samolikwidacji rakiety, który niszczy rakietę w wypadku odchyleń parametrów lotu poza dopuszczalne granice.

Nr ewid.

A/ Nadawanie rakiecie programowego ruchu

Dla wykonania pierwszych czterech zadań układ kierowania posiada następujące elementy:

- programowe - programujące tabelaryczny ruch rakiecie;
- pomiarowe - określające odchylenie parametrów rzeczywistego ruchu rakiety od tabelarycznego;
- kierujące - wypracowujące komendy - sygnały i zabezpieczające likwidację odchyleń;
- wykonawcze /siłowe/.

Ponieważ omawiane rakiety operacyjno-taktyczne posiadają niezależy układ kierowania, wszystkie powyższe jego elementy znajdują się na pokładzie rakiety.

Nadanie tabelarycznego ruchu rakiecie odbywa się za pomocą elektrycznych czujników, związanych z przyrządami giroskopowymi /giroskop pochylenia i giroskop kierunku/ znajdującymi się na pokładzie rakiety.

Początkową orientację osi przyrządów giroskopowych wykonuje się na stanowisku startowym podczas wycelowania rakiety. Rakietę orientuje się tak, by:

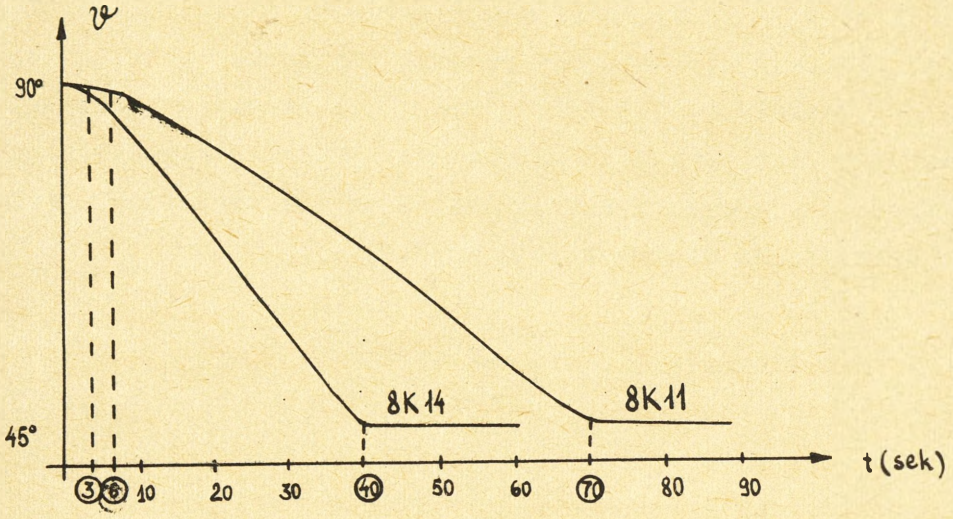
- główna oś giroskopu pochylenia była skierowana poziomo i pokrywała się z płaszczyzną strzelania /płaszczyzna stateczników I-III/;
- główna oś giroskopu kierunku była skierowana poziomo i prostopadle do płaszczyzny strzelania /płaszczyzna stateczników II-IV/.

Zgodnie z zasadniczymi właściwościami giroskopu, położenie głównych osi giroskopów pozostaje niezmienione podczas całego lotu. Pozwala to wykorzystać giroskopy jako nieruchomy układ odczytów podczas mierzenia rzeczywistych wielkości kątów pochylenia, odchylenia i przechylenia /obrotu/.

Układ kierowania nadaje następujące kąty programowe:

- kąt odchylenia $\psi = 0$;
- kąt obrotu /przechylenia/ $\varphi = 0$;
- kąt pochylenia ϑ zmienny od $90 - 45^{\circ}$.

Przy tabelarycznych warunkach lotu, programowemu kątowi ϑ odpowiada programowe odchylenie sterów II-IV oraz programowa wartość kąta natarcia α. Charakterystykę zmiany kąta pochylenia zależnie od czasu lotu obrazuje rys.15.

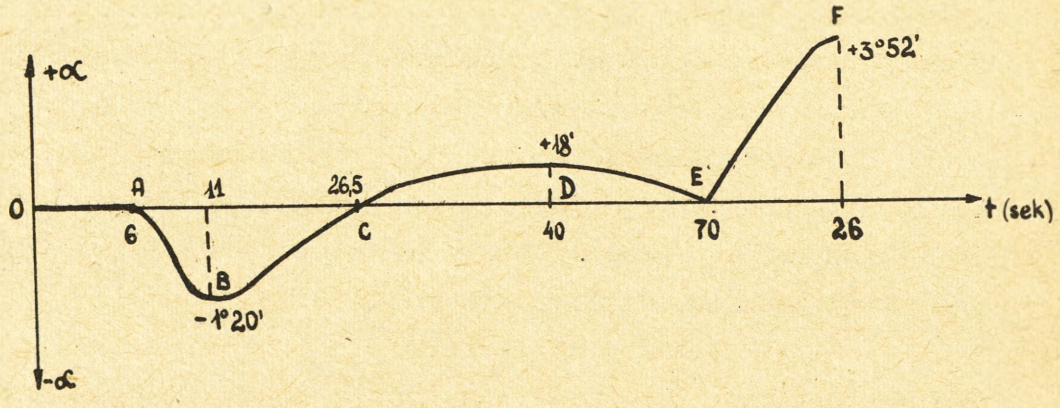


Rys.15.

Posiadanie w każdym momencie lotu wymaganego kąta α powoduje zmianę sił zewnętrznych działających na rakietę, co z kolei zmienia kierunek lotu środka ciężkości rakiety. Dlatego programowy tor lotu środka ciężkości rakiety nadawany jest tylko w przybliżeniu.

Lot rakiet 8K11 i 8K14 na aktywnym odcinku toru jest analogiczny. Różnice dotyczą charakterystyk liczbowych. Zagadnienie to rozpatrzymy przyjmując charakterystyki liczbowe rakiety 8K11.

Zmianę kąta natarcia α w zależności od czasu lotu obrazuje rys.16.

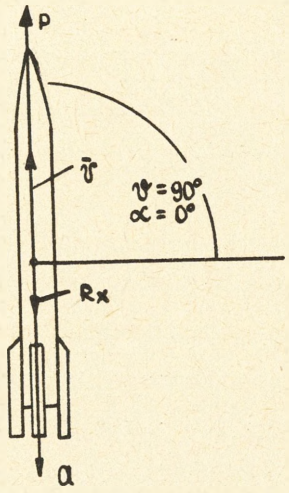


Rys.16

a/ Lot rakiety na odcinku OA /według oznaczeń rys.16/

Przez pierwsze 6 sekund rakieta leci pionowo do góry /Y_A = 94 m; V_A = 32,2 m/sek/ pod wpływem działania sił P, R_x, Q. Kąt pochylenia i kąt natarcia równają się zeru.

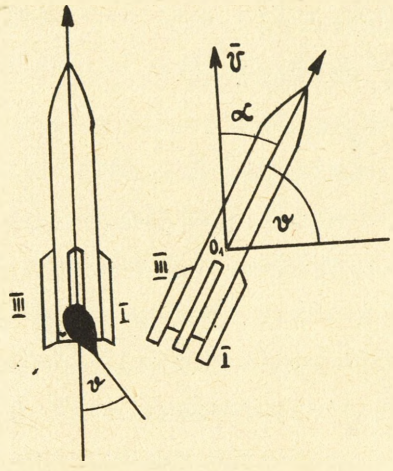
Wszystkie siły działające w tym czasie na rakietę, jak też i wektor prędkości skierowane są w płaszczyźnie pionowej. Wszystkie siły wpływają więc tylko na zmianę wielkości prędkości i nie działają na kierunek lotu /rys.17/.



Rys.17.

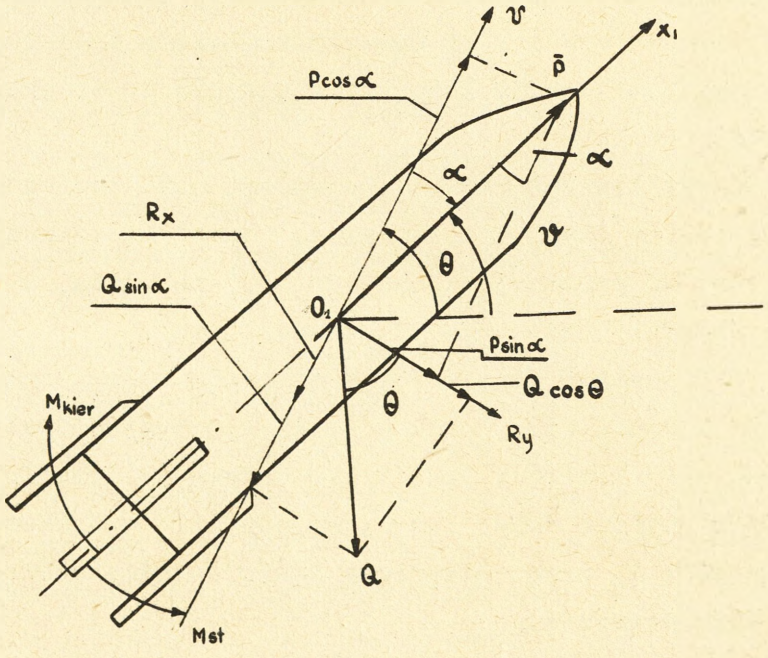
b/ Lot rakiety na odcinku ABC /według oznaczeń rys.16/

Dla prowadzenia rakiety w stronę celu należy przyłożyć siłę prostopadłą do wektora prędkości $\bar{V}$, a skierowaną w stronę celu. Siłę tą otrzymuje się przez odchylenie osi rakiety od pionu w kierunku celu. Dlatego po 6 sek. mechanizm programowy giroskopu pochylenia zaczyna podawać sygnał na mechanizmy sterowe II i IV statecznika, które skręcają stery gazowe w stronę I statecznika, Wywołuje to powstanie siły kierowania $R_{y_{sg}}$, która powoduje moment kierowania /M_{kier}/ odnośnie środka ciężkości O_1. Pod działaniem momentu kierowania, podłużna oś rakiety O_1X_1 pochyła się w kierunku celu i tworzy z poziomem kąt pochylenia $\vartheta < 90^\circ$ /rys.18/.



Rys.18

Przy odchyleniu rakiety od wektora prędkości powstaje kąt natarcia α i z tą chwilą pojawiają się /rys.19/ składowe sił R, Q i P.



Rys.19.

Rozpatrując te siły w płaszczyźnie pionowej /płaszczyźnie strzelania/, ich składowe otrzymamy przez rzutowanie na wektor prędkości i na kierunek prostopadły do niego. Pierwsza grupa składowych:

- siła czołowego oporu powietrza R_x;
- składowa siły ciężkości Q sin θ ;
- składowa siły reakcji P cos α ;

kształtuje prędkość rakiety.

Druga grupa składowych:

- siła podnośna R_y;
- składowa siły ciężkości Q . cos θ ;
- składowa siły reakcji P . sin α

powoduje odpowiednie prowadzenie rakiety w kierunku celu.

Wszystkie ostatnio wymienione siły są prostopadłe do wektora prędkości iskierowane w stronę celu, powodują więc ściąganie rakiety w kierunku celu.

Pod wpływem działania wszystkich sił zmienia się kierunek wektora prędkości i środek ciężkości rakiety przesuwa się po krzywej.

Poprzez zmianę kąta α przy pomocy momentu kierującego M_{kier} można wpłynąć na zmianę działania powyższych sił.

Z chwilą pojawienia się kąta α powstaje moment stabilizacji M_{st}, który dąży do pokrycia podłużnej osi rakiety z wektorem prędkości V, co nie jest wskazane, ponieważ przy $\alpha = 0$, P sin α = 0 i $R_y = 0$, a tylko działa siła Q cos θ , która w początkowej fazie lotu nie wystarcza do ściągania rakiety w kierunku celu.

Ażeby istniał kąt α , ujemnemu momentowi stabilizacji, przez pewien czas, przeciwdziała moment kierowania.

Kąt α pozostaje ujemny do 26,5 sek lotu, a potem przechodzi na dodatni b.mały /do 70 sekundy lotu/.

W punkcie B /rys.16/ kąt natarcia osiąga swą największą wartość ujemną. Siły P sin α , R_y i Q cos θ stale rosły. Wzrost tych sił niezbędny jest tylko do pewnych granic. Wszak siła Q cos θ będzie dalej rosła. Należy więc stopniowo zmniejszać P sin α i R_y przez stopniowe zmniejszanie bezwzględnej wartości kąta natarcia.

Zmniejszanie kąta natarcia uzyskuje się poprzez osłabianie momentu kierowania i zezwolenie na działanie momentu stabilizacji. Aż w punkcie C /rys.16/ kąt natarcia równa się zeru. Tym samym kąt pochylenia równa się kątowi rzutu, $R_y = 0$; P sin $\alpha = 0$. Siła Q cos θ jest już na tyle znaczna, że wystarcza do samodzielnego ściągania rakiety w kierunku celu.

Na odcinku ABC rakieta więc nabiera prędkości pod działaniem sumy sił:

$$P \cos \alpha / Q \sin \Theta + R_x /$$

oraz jest ściągana w kierunku celu pod działaniem sumy sił:

$$P \sin \alpha + Q \cos \Theta + R_y .$$

c/ Lot rakiety na odcinku CDE /według oznaczeń rys.16/

Począwszy od 26,5 sek lotu kąt natarcia przechodzi na bardzo mały dodatni. Składowa $Q \cos \Theta$ jest już bardzo znaczna. Aby zapobiec skróceniu donośności, działanie siły $Q \cos \Theta$ należy osłabić działaniem sił R_y i $P \sin \alpha$. A właśnie przy dodatnich kątach natarcia są one, te siły, siłami podnośnymi i skierowanymi przeciwnie niż $Q \cos \Theta$ /patrz rys.9/. Uczynienie większych sił podnośnych wymagałoby zwiększenia kąta natarcia. Nie jest to celowe z uwagi na to, że właśnie w czasie lotu na odcinku CDE rakieta przekracza prędkość dźwięku i małe kąty natarcia chronią przed nadmiernym wzrostem siły R_x.

Na odcinku CDE rakieta więc nadal nabiera prędkości pod działaniem sumy sił:

$$P \cos \alpha - / Q \sin \Theta + R_x /$$

oraz jest ściągana w kierunku celu pod działaniem sumy sił:

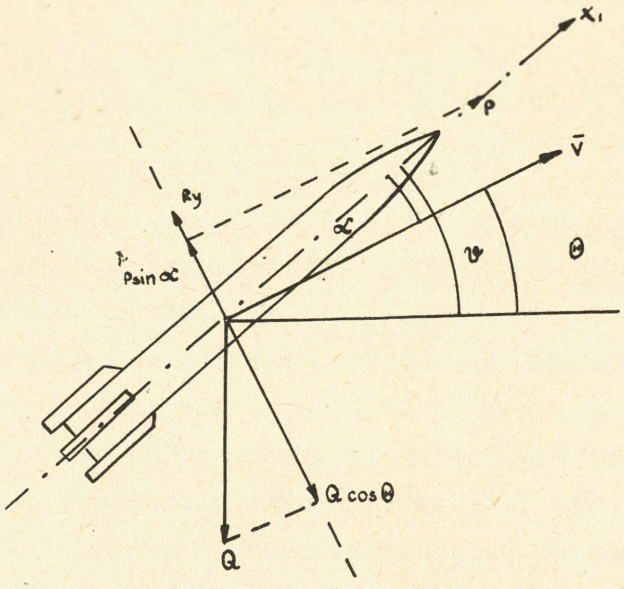
$$Q \cos \Theta - / P \sin \alpha + R_y /.$$

d/ Lot rakiety na odcinku EF /według oznaczeń rys.16/

W 70 sek lotu zostaje wykonany program pochylenia, to znaczy kąt pochylenia osiąga wartość około 45°. Silnik rakietowy nie może jednak zostać już wyłączony, gdyż rakieta nie osiągnęła programowej /dla danej donośności/ prędkości. Rakieta powinna kontynuować lot mniej więcej po prostej /$\vartheta = 45^\circ$ = const/. Jednakowoż kąt rzutu będzie w dalszym ciągu malał. Aby zapewnić lot rakiety po prostej pod stałym kątem pochylenia = 45° należy stale powiększać kąt natarcia, tak aby w każdym punkcie odcinka EF /rys.20/ wzrastały siły $P \sin \alpha$ i R_y, a ich suma równa była w przybliżeniu $Q \cos \Theta$. Przy równowadze sił

$$P \sin \alpha + R_y \approx Q \cos \Theta$$

rakieta poleci po prostej aż do punktu wyłączenia silnika /końca aktywnego odcinka toru/.



Rys.20.

Przy tabelarycznych warunkach strzelania nadając układowi kierowania programowe wartości kątów Θ , ψ , γ , nadana zostanie przez to samo programowa wartość wszystkich sił działających na rakietę, a tym samym i programowy tor.

Przy odmiennych warunkach strzelania od tabelarycznych siły zewnętrzne będą różnić się od tabelarycznych i w rzeczywistości tor rakiety będzie różny od tabelarycznego.

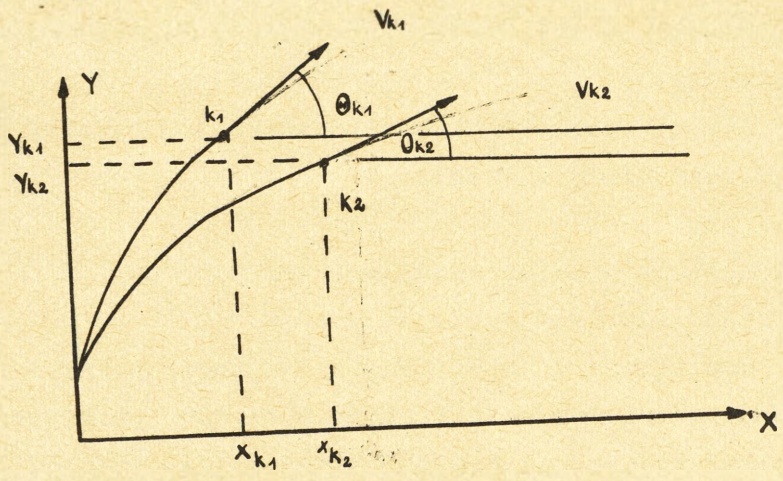
B/ Kierowanie donośnością na podstawie wielkości prędkości pozornej

Donośność rakiety określa się parametrami ruchu w końcu aktywnego odcinka toru, to jest wartością i kierunkiem wektora prędkości w chwili wyłączenia silnika oraz współrzędnymi punktu toru, w którym nastąpiło wyłączenie silnika/rys.21/.

W celu zapewnienia najmniejszego uchylenia punktu upadku rakiety od celu konieczne jest, aby na aktywnym odcinku rakieta poruszała się po uprzednio obliczonym torze, a silnik został wyłączony w punkcie o ściśle określonych współrzędnych, w którym to rakieta powinna mieć zadaną teoretycznie prędkość.

Parametry ruchu rakiety w końcu aktywnego odcinka toru zależą od dokładności działania przyrządów układu kierowania, stabilności ciągu silnika, sekundowego zużycia materiału napędowego, ciężaru startowego rakiety i wielu innych czynników.

Zastosowane w rakiecie przyrządy układu kierowania nie zapewniają zachowania odchyłek parametrów ruchu od teoretycznych w dopuszczalnych granicach, wobec czego wyłączenie silnika na podstawie czasu pracy układu napędowego nie gwarantowałoby wymaganej dokładności. Dlatego przyrząd sterujący donośnością powinien określać moment wyłączenia i wytwarzać sygnał sterujący wyłączeniem silnika w zależności od rzeczywistych parametrów ruchu.



Rys.21.

Jednak donośność nie zmienia się jednakowo wraz ze zmianą powyższych parametrów. Na przykład przy strzelaniu 8K11 na odległość 150 km przy zmianie:

- V_k o 1 m/sek donośność zmieni się o 224 m;
- Θ_k o 1^o - donośność zmieni się o 128 m;
- X_k o 1 m - donośność zmieni się o 0,999 m;
- Y_k o 1 m - donośność zmieni się o 1,58 m.

Automat stabilizacji układu kierowania zapewnia stały kąt pochylenia w końcu aktywnego odcinka toru ϑ_k około 45^o, co zasadniczo wyklucza możliwość większych odchyłek kąta rzutu Θ_k.

Z wyżej wymienionego wynika, że na zmianę donośności najbardziej istotny wpływ wywiera zmiana prędkości w punkcie wyłączenia silnika i dlatego przy ROT donośność reguluje się poprzez zmianę V_k.

Praktycznie realizuje się to za pomocą automatu sterowania donośnością w postaci integratora przyśpieszeń wzdłużnych.

Integrator przyśpieszeń wzdłużnych dokonuje pomiaru przyśpieszenia rakiety w każdym momencie czasu i nieprzerwanie całkuje je /określa prędkość bieżącą/, a kiedy prędkość ta osiągnie wymaganą, programowaną wartość, potrzebną do uzyskania danej donośności, podaje sygnał do wyłączenia silnika.

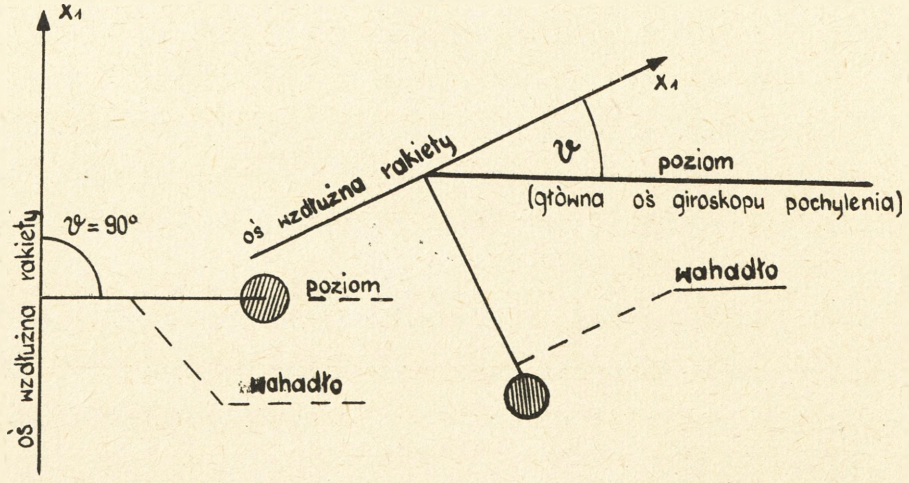
Rakieta 8K11 posiada integrator elektrolityczny, a ralieta 8K14 integrator giroskopowy. Istotę kierowania donośnością wyjaśnimy dla integratora elektrolitycznego, a w końcu zagadnienia omówimy właściwości wynikające z zastosowania integratora giroskopowego.

Dla wykonania tych zadań integrator rakiety 8K11 posiada trzy zasadnicze elementy:

- czujnik;
- urządzenia przekształcająco-wzmacniające;
- element elektrolityczny.

Czujnikiem integratora, reagującym na wartość przyśpieszenia, jest wahadło o jednym stopniu swobody umieszczone na pokładzie rakiety tak, że jego oś obrotu jest równoległa do płaszczyzny strzelania i prostopadła do wzdłużnej osi rakiety /rys.22/ Dzięki temu reaguje tylko na przyśpieszenia wzdłuż osi rakiety.

Czujnik integratora umieszczony jest na podstawie giroskopów.



a) na stanowisku startowym

b) w dowolnym punkcie AOT

Rys.22.

Kiedy rakieta otrzymuje przyśpieszenie, wzdłuż swojej osi wzdłużnej, wahadło dąży do zachowania swego położenia na zasadzie bezwładności, czyli jak gdyby do odchylenia się w stronę przeciwną do kierunku przyśpieszenia rakiety, proporcjonalnie do wartości przyśpieszenia rakiety. Utrzymanie wahadła w poprzednim położeniu wymaga wzrostu napięcia prądu zmiennego proporcjonalnie do wartości odchylenia. Napięcie to po odpowiednim przekształceniu i wzmocnieniu skierowane jest do elementu elektrolitycznego, gdzie następuje przenoszenie złożonego chloru z o elektrody roboczej na elektrodę - skład. Element elektrolityczny dokonuje w ten sposób całkowania przyśpieszeń albo inaczej pomiaru prędkości rakiety.

Jeżeli, dla uproszczenia, założymy, że $\alpha = 0$, to $\vartheta = \Theta$ /wektor prędkości $\overline{V}$ pokrywa się z osią wzdłużną rakiety/.

Określona prędkość rzeczywista rakiety będzie równa

$$V = \int_0^t \frac{P - R_x - Q \sin \vartheta}{M} \, dt$$

Lub $$V = \int_0^t /W_p - W_{R_x} - g \sin \vartheta / \, dt$$

gdzie= P i W_p - siła reakcji i jej przyśpieszenie;

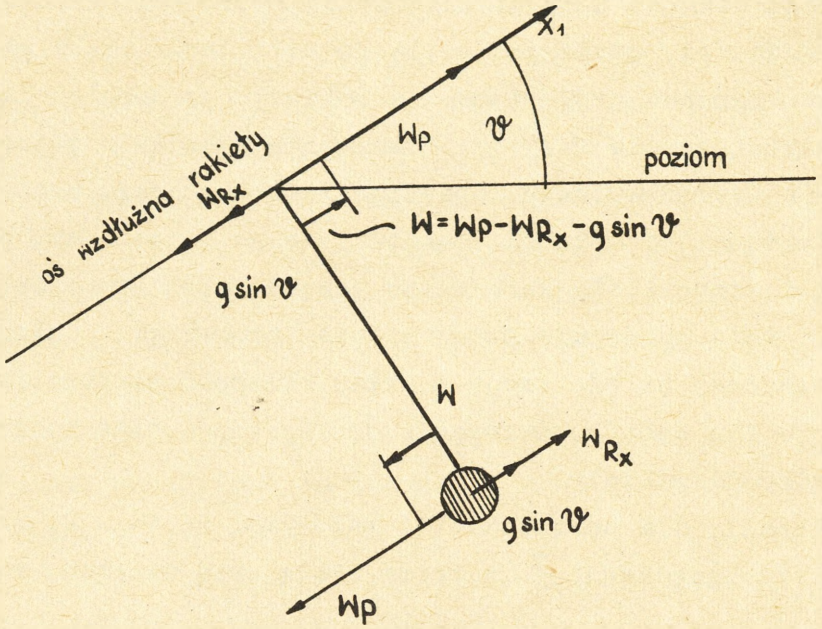
R_x i W_{R_x} - siła czołowego oporu i jej przyśpieszenie;

Q i g - siła ciężkości i jej przyśpieszenie;

$Q \sin \vartheta$ i $g \sin \vartheta$ - odpowiednie rzuty na oś wzdłużną rakiety;

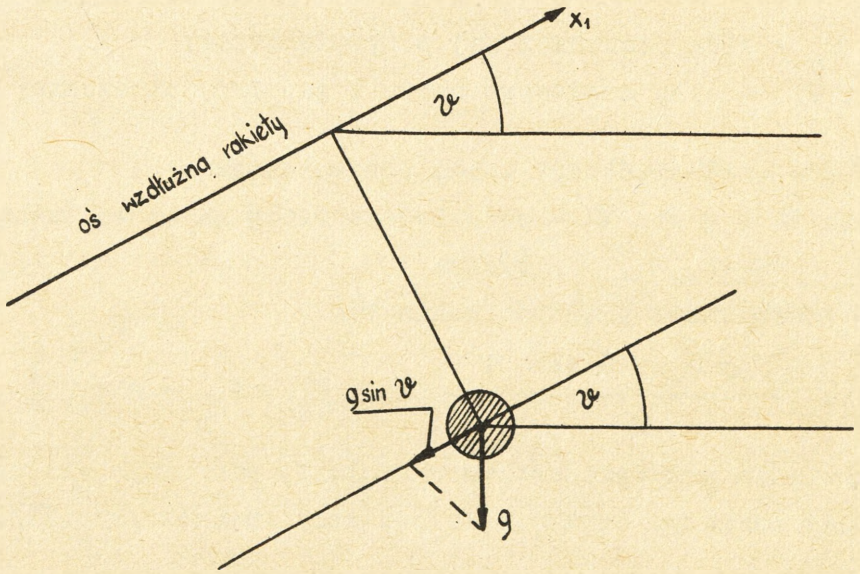
V - rzeczywista prędkość rakiety.

Zauważmy, że $\frac{P - R_x - Q \sin \vartheta}{M}$ czyli $W_p = W_{R_x} - g \sin \vartheta$ jest rzeczywistym przyśpieszeniem rakiety W, mierzonym wzdłuż osi podłużnej rakiety. Obrazuje to poniższy rysunek /rys.23/.



Rys.23.

Oprócz tego jednak, niezależnie od powyższego, na ciężarek wahadła działa siła ciężkości Q. W związku z tym ciężarek dąży do dodatkowo do odchylenia się proporcjonalnie do rzutu przyśpieszenia siły ciężkości na oś rakiety /rys.24/.



Rys.24.

Powyższe powoduje również wzrost napięć prądu, które zostaje przekształcone i wzmocnione oraz przekazane do elementu elektrolitycznego, gdzie bierze udział w całkowaniu, dając w wyniku pewną prędkość fikcyjną /prędkość, której rakieta nie posiada/.

$$V_f = \int_0^t \frac{Q \sin \vartheta}{\quad} dt \text{ lub } V_f = \int_0^t g \sin \vartheta \, dt$$

Zauważmy, że g sin ϑ jest przyśpieszeniem fikcyjnym V_f.

Przyśpieszenie rzeczywiste i fikcyjne całkują się łącznie dając w wyniku pewną prędkość zwaną pozorną

$$V_p = V + V_f$$

lub

$$V_p = V + \int_0^t g \sin \vartheta \, dt$$

gdzie: V_p - prędkość pozorna;

V - prędkość rzeczywista rakiety;

$\int_0^t g \sin \vartheta \, dt$ - prędkość fikcyjna.

Z wyżej wymienionego wynika, że integrator przyśpieszeń wzdłużnych określa nie rzeczywistą prędkość lotu środka ciężkości rakiety /V/, lecz jakąś inną prędkość pozorną /V_p/ większą od rzeczywistej o prędkość fikcyjną V_f.

Rozwijając równanie można napisać, że:

$$V_p = \int_0^t /W_p - W_{R_x}/ \, dt - \int_0^t g \sin \vartheta \, dt + \int_0^t g \sin \vartheta \, dt$$

czyli $V_p = \int_0^t /W_p - W_{R_x}/ \, dt.$

Zauważmy, że $W_p - W_{R_x}$ jest przyśpieszeniem pozornym oddziałującym łącznie na ciężarek wahadła. Na przyśpieszenie pozorne nie składa się przyśpieszenie siły ciężkości, gdyż to ostatnie zredukowało się w wyniku przeciwnych kierunków działania przyśpieszenia siły ciężkości działającego na rakietę i ciężarek wahadła.

Uwidocznione jest to na rysunkach powyższych. Przyśpieszenie pozorne jest dlatego większe od przyśpieszenia rzeczywistego, a stąd i prędkość pozorna mierzona przez integrator jest większa od rzeczywistej prędkości rakiety.

Można więc powiedzieć, że prędkość pozorna jest to prędkość, którą miałaby rakieta gdyby nie działała na nią siła ciężkości.

W warunkach tabelarycznych w punkcie wyłączenia silnika równanie pracy integratora przyśpieszeń wzdłużnych będzie następujące:

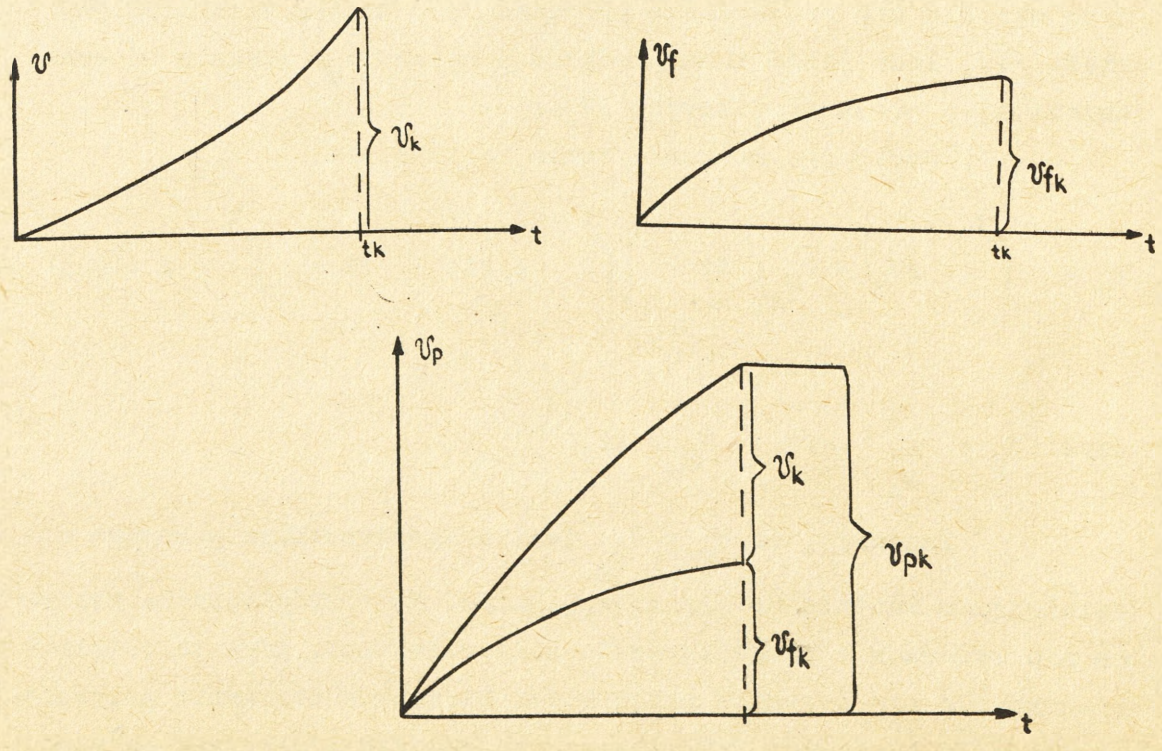
$$V_{p_{K_N}} = V_{K_N} + \int_0^{t_{K_N}} g \sin \vartheta \, dt$$

lub w przybliżeniu:

$$V_{p_{K_N}} = V_{K_N} + g_N \sin \vartheta_{śr_N} \; t_{K_N}$$

Jest to tak zwane równanie pracy integratora bez kompensacji.

Orientacyjny wykres zmiany prędkości rzeczywistej, fikcyjnej i pozornej w czasie lotu rakiety na aktywnym odcinku toru przedstawiają poniższe rysunki /rys.25/.



Rys.25

Przy układaniu tabel strzelniczych, dla każdej tabelarycznej dnonośności, dla warunków tabelarycznych oblicza się potrzebną prędkość rzeczywistą V_{K_N}, którą musi mieć rakieta w punkcie wyłączenia silnika, aby osiągnąć daną donośność oraz odpowiadający jej czas pracy silnika t_{K_N}.

Następnie według równania integratora oblicza się tabelaryczną wartość prędkości pozornej.

Przykład:

Załóżmy dowolnie, że dla osiągnięcia danej donośności potrzeba mieć w punkcie wyłączenia silnika prędkość rzeczywistą $V_{K_N} = 942$ m/sek a $t_{K_N} = 76$ sek.

Stosując wzór przybliżony i $\vartheta_{śr} = 65^\circ$ oraz $g_N = 9{,}709$ m/sek^2

$V_{p_{K_N}} = 942 + 9{,}709 \sin 65^\circ \cdot 76 = 1611$ m/sek.

Integrator będzie się załadowywać według tej wartości prędkości pozornej. Potrzebną wartość prędkości pozornej zadaje się ilością chloru złożoną na elektrodzie roboczej elementu elektrolitycznego. Załadowanie odbywa się przed startem rakiety.

Ładowanie integratora odbywa się więc w następujących warunkach:

- rakieta /integrator/ nieruchoma, stąd $V_{K_N} = 0$;
- rakieta ustawiona pionowo, stąd $\vartheta_{śr_N} = 90^\circ$ /sin $90^\circ = 1$/.

Równanie ogólne integratora przybierze postać:

$$V_{p_N} = 0 + g_{o_N} \sin 90^\circ \tau_o = g_{o_N} \tau_o$$

skąd

$$\tau_o = \frac{V_{p_N}}{g_{o_N}}$$

gdzie: τ_o - tabelaryczny czas ładowania integratora;
V_{p_N} - tabelaryczna wartość prędkości pozornej;
g_{o_N} - tabelaryczna wartość przyśpieszenia siły ciężkości.

Przykład:

Obliczyć tabelaryczny czas ładowania integratora, jeśli tabelaryczna wartość prędkości pozornej wynosi V_{p_N} = 1611 m/sek

$$\tau_o = \frac{1611}{9,7805} = 165 \text{ sek.}$$

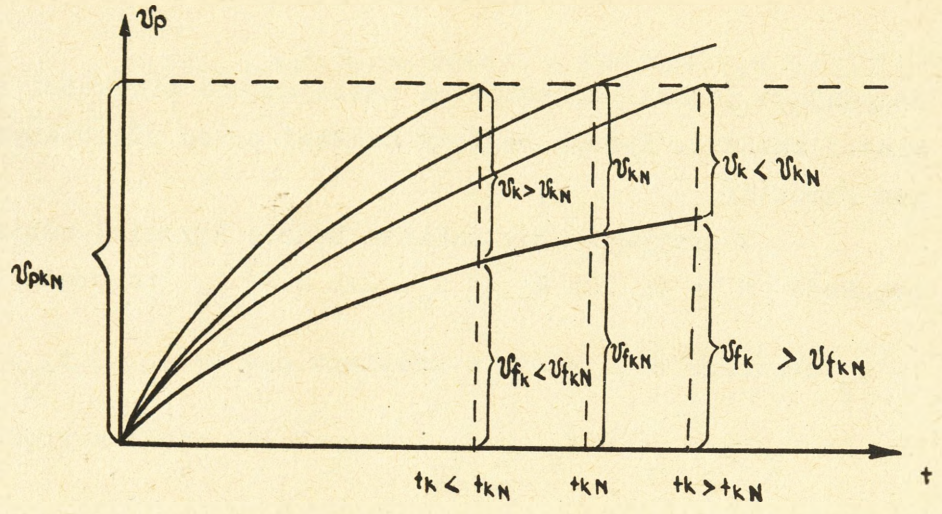
W warunkach przykładów: integrator należy załadowywać w czasie 165 sek. Zapewni to złożenie na elektrodzie roboczej niezbędnej ilości chloru. W czasie lotu rozładowanie integratora nastąpi w czasie t_{K_N} = 76 sek przy osiągniętej prędkości pozornej 1611 m/sek. Wartość prędkości rzeczywistej wyniesie wówczas V_{K_N} = 942 m/sek.

Całkowite rozładowanie integratora /przeniesienie wszystkiego chloru, uprzednio złożonego, z elektrody roboczej na elektrodę-skład/ spowoduje nagły skok napięcia, niezbędny dla podania sygnału wyłączenia silnika. Rakieta poleci na żądaną donośność /torem balistycznym/.

C/ Kierowanie donośnością przy zastosowaniu kompensacji

Kierowanie donośnością rakiet operacyjno-taktycznych odbywa się, jak wiemy, metodą prędkości pozornej. W związku z tym dokładnie określana jest /mierzona/ tylko prędkość pozorna i silnik zostaje wyłączony wtedy, kiedy zmierzona prędkość pozorna będzie równa programowej prędkości pozornej. Mogą więc mieć miejsce odchyłki wartości prędkości rzeczywistej V_k, współrzędnych punktu wyłączenia silnika x_k, y_k, a także kąta rzutu ϑ_k. Odchyłki te nie będą uwzględnione przez integrator. Powstające błędy są wynikiem metody kierowania donośnością i nie zależą od dokładności pracy samego integratora przyśpieszeń wzdłużnych. Występują one w warunkach strzelania różnych od tabelarycznych.

W warunkach bowiem tabelarycznych rakieta leci ściśle po tabelarycznym torze i po upływie czasu t_{K_N} osiąga $V_{p_{K_N}}$, przy czym jej składniki, to znaczy V_{f_K}, a tym samym, co jest najważniejsze, i prędkość rzeczywista V_K posiadać będą wartość tabelaryczną /rys.26/. Punkt wyłączenia silnika pokryje się z tabelarycznym.



Rys.26.

Wybuch takiej rakiety nastąpi w planowanym punkcie.

Rozpatrzmy jednak przypadek, gdy z jakichś przyczyn rakieta wolniej nabiera prędkości. Może to być w wyniku działania mniejszej siły reakcji /$P < P_N$/ lub większej siły oporu czołowego /$R_x > R_{x_N}$/ lub większej siły ciężkości /$Q > Q_N$/. W każdym czasie t rzeczywista prędkość będzie mniejsza od tabelarycznej, czyli przy tabelarycznym czasie wyłączenia silnika t_{K_N}, rzeczywista prędkość będzie mniejsza od tabelarycznej /$V_K < V_{K_N}$/. Ponieważ fikcyjna prędkość zachowa swoją tabelaryczną wartość /$V_{f_K} = V_{f_{K_N}}$/, to prędkość pozorna po upływie czasu t_{K_N} będzie mniejsza od tabelarycznej /$V_{p_K} < V_{p_{K_N}}$/.

Wyłączenie silnika nie nastąpi. Wyłączenie silnika nastąpi dopiero w momencie kiedy prędkość pozorna osiągnie wartość zadaną. Stąd czas pracy silnika będzie dłuższy od czasu tabelarycznego /$t_K > t_{K_N}$/.

Powiększenie z kolei czasu pracy silnika doprowadzi do zwiększenia prędkości fikcyjnej /$V_f > V_{f_N}$/. Tak więc na prędkość pozorną złożą się większa prędkość fikcyjna i odpowiednio mniejsza prędkość rzeczywista. Równocześnie zmienią się współrzędne punktu wyłączenia silnika i kąt rzutu.

Decydujące jednak znaczenie ma zmniejszenie prędkości rzeczywistej rakiety. Wybuch rakiety nastąpi przed planowanym punktem /krótki/.

W przypadku gdy rakieta będzie szybciej nabierała prędkość /$P > P_N$ lub $R_x < R_{x_N}$ lub $Q < Q_N$ to prędkość pozorna V_p zostanie osiągnięta w krótszym czasie $t_k < t_{K_N}$. Spowoduje to, że $V_K > V_{K_N}$, a $V_f < V_{f_N}$. Oczywiście większa prędkość rzeczywista spowoduje wybuch za celem /długi/.

Podsumowując więc dochodzimy do wniosku, że przy:

- $t_K = t_{K_N}$ - uzyskamy trafienie;
- $t_K > t_{K_N}$ - uzyskamy wybuch krótki;
- $t_K < t_{K_N}$ - uzyskamy wybuch długi.

Wpływ tego błędu czasu należy zlikwidować lub przynajmniej zmniejszyć. Jeżeli krzywa prędkości fikcyjnej osiągnie kształt jak na rys.27, /krzywa na interesującym nas odcinku równoległa do osi Ot/, to przypadkowa zmiana czasu wyłączenia silnika nie będzie praktycznie wpływać na wartość prędkości rzeczywistej. Dlatego też przy strzelaniu z rakiet operacyjno-taktycznych stosuje się kompensację, czyli wyrównanie. W tym celu do równania integratora bez kompensacji należy wprowadzić taki stały człon, który by zmniejszał odpowiednio prędkość fikcyjną. Równanie to nosi wówczas nazwę równania integratora z kompensacją /wyrównaniem/.

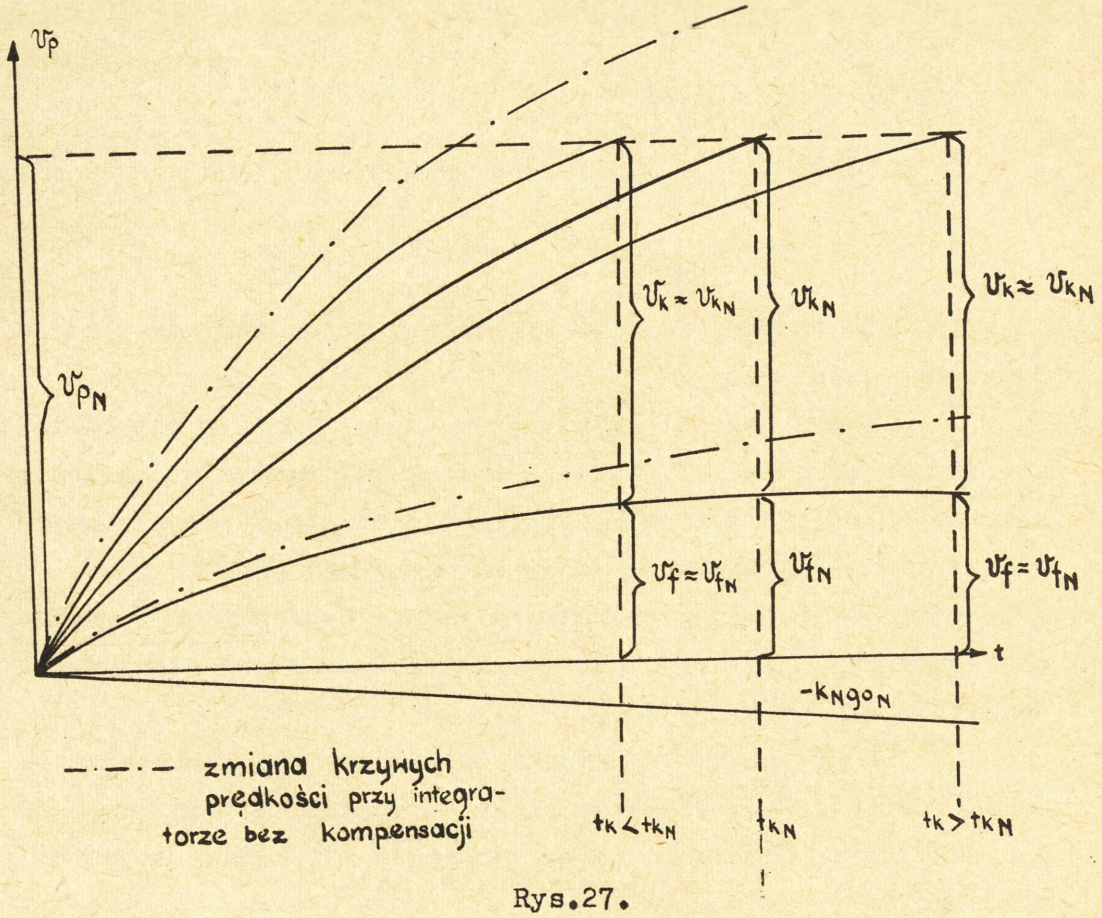
Równanie kompensacji przedstawia się następująco:

$$V_{p_N} = V_{K_N} + \left[g_N \sin \vartheta_{śr_N} - K_N g_{o_N} \right] t_{K_N}$$

gdzie: K_N - współczynnik kompensacji;

g_{o_N} - tabelaryczna wartość przyśpieszenia siły ciężkości na powierzchni Ziemi.

Istotę pracy integratora z kompensacją przedstawia rysunek 27.



Rys.27.

Wprowadzenie do równania integratora dodatkowego członu powoduje zmniejszenie zmian wartości prędkości rzeczywistej rakiety w momencie wyłączenia silnika w przypadku zmiany czasu wyłączenia silnika.

Współczynnik kompensacji K_N określono teoretycznie, a bardziej jeszcze praktycznie, tak aby kompensował wpływ zmiany prędkości i jednocześnie uwzględniał wpływ zmiany współrzędnej x_K oraz zmiany kąta rzut Θ_K w porównaniu z wartościami tabelarycznymi. Współczynnik ten okazał się dla 8K11 $K_N = 0{,}38$ a dla 8K14 $K_N = 0{,}1632$.

Wielkość zmiany prędkości rakiety z integratorem z kompensacją jest dwa razy mniejsza niż rakiety z integratorem bez kompensacji. I rzeczywiście, jeżeli przyjmuje się $v_{śr_N} \approx 60 \div 65^0$; $K_N = 0{,}38$;

a $g_N \approx g_{o_N}$, wówczas:

- przy pracy integratora bez kompensacji:

$$\Delta V_K = - g_{o_N} \sin /60 \div 65^o/ \ \Delta t_k =$$

$$= - g_{o_N} /0,866 \div 0,906/ \ \Delta t_k;$$

- przy pracy integratora z kompensacją:

$$\Delta V_k = - \left[g_{o_N} /0,866 \div 0,906/ - 0,38 \ g_{o_N} \right] \ \Delta t_k =$$

$$= - g_{o_N} /0,486 \div 0,526/ \ \Delta t_k.$$

To znaczy, że wielkość zmiany prędkości zmniejszyła się około dwóch razy.

W ten sposób w wyniku kompensacji zmiana całkowitej donośności lotu rakiety wskutek zmiany jej prędkości na końcu aktywnego odcinka toru /zmniejszonej dwukrotnie/ będzie mniej więcej równa zmianie donośności spowodowanej przez różnicę współrzędnych punktu wyłączenia silnika. Występujące odchylenia kompensują się wzajemnie i całkowita donośność lotu rakiety będzie bliska tabelarycznej.

Kompensację technicznie wprowadza się do integratora za pomocą dodatkowego /drugiego/ uzwojenia o dodatkowym źródle zasilania. Uzwojenie kompensacyjne w zależności od potrzeb może być:

- wyłączone z pracy, np. przy ładowaniu integratora na stanowisku startowym /mówi się wówczas o ładowaniu "pojedynczym" prądem/;
- włączone "zgodnie", to jest tak by prąd przepływał w nim w tym samym kierunku co i w zasadniczym uzwojeniu roboczym, w wyniku czego prąd sumuje się i wzmacnia, np. przy treningowym rozładowaniu integratora na stanowisku startowym dla oszczędności czasu i skrócenia cyklu załadowania - rozładowania /mówi się wówczas o rozładowaniu "podwójnym" prądem zdając sobie sprawę z nieścisłości tego terminu/;
- włączone "przeciwnie", to jest tak by prąd przepływał w nim w odwrotnym kierunku niż w zasadniczym uzwojeniu roboczym w wyniku czego prąd odejmuje się i odpowiednio osłabia co daje właśnie założoną kompensację w czasie lotu rakiety na aktywnym odcinku toru.

Przykład:

Obliczyć tabelaryczny czas ładowania integratora τ_o przy strzelaniu rakietą 8K11 na donośność 165 km, jeśli dla osiągnięcia tej donośności niezbędna jest rzeczywista prędkość w punkcie wyłączenia silnika V_{k_N} = 1081 m/sek.

Rozwiązanie:

Y_k = 24,7 km;

$$g_k = g_{o_N} \frac{R^2}{/R + Y_k/^2} = 9,7805 \frac{6371^2}{/6371 + 24,7/^2} = 9,7051;$$

$$g_N = \frac{g_{o_N} + g_K}{2} = \frac{9,7805 + 9,7051}{2} = 9,7428;$$

K_N = 0,38;

$\vartheta_{śr}$ = 65°; sin $\vartheta_{śr}$ = 0,906; t_{K_N} = 81,95

$$V_{p_N} = V_{K_N} + \left[g_N \sin \vartheta_{śr_N} - K_N g_{o_N}\right] t_{K_N} =$$

$$= 1081 + \left[9,7428 \cdot 0,906 - 0,38 \cdot 9,7805\right] \cdot 81,95 =$$

$$= 1081 + 418,76 = 1499,76 \text{ m/sek.}$$

$$\tau_o = \frac{V_{p_N}}{g_{o_N}} = \frac{1499,76}{9,7805} = 153,34 \text{ sek.}$$

Uwaga: τ_o z tabel strzelniczych 153,35. Powstała różnica jest wynikiem zastosowania przybliżonych wzorów.

D/ Właściwości zastosowania integratora przyśpieszeń wzdłużnych rakiety 8K14

Jak powiedziano wyżej, rakieta 8K14 posiada integrator giroskopowy. Integrator ten również dokonuje pomiaru przyśpieszeń wzdłużnych, sumuje je czyli określa prędkość bieżącą i kiedy osiągnie ona programową wartość, podaje sygnał na wyłączenie silnika. Integrator giroskopowy również mierzy nie prędkość rzeczywistą lecz pozorną. Wykorzystano tu zjawisko precesji. Im większe przyśpieszenie, tym bardziej wzrasta ruch precesyjny. Zaprogramowanie odbywa się przez odpowiednie ustawienie ramki giroskopu.

Na prędkość pozorną składa się prędkość rzeczywista /suma przyśpieszeń rzeczywistych rakiety/ i prędkość fikcyjna /suma przyśpieszeń fikcyjnych spowodowanych bezwładnością przyrządu/. Kiedy prędkość pozorna będzie równa programowej, ruch precesyjny będzie tak duży, że spowodowane zostanie zamknięcie kontaktów elektrycznych i podanie sygnału na wyłączenie silnika.

Ponieważ i integrator giroskopowy mierzy prędkość pozorną mogą, w warunkach odbiegających od tabelarycznych, wystąpić odchyłki prędkości rzeczywistej, współrzędnych punktu wyłączenia silnika i kąta rzutu. Aby zmniejszyć wpływ tych odchyłek analogicznie stosuje się kompensację z tym, że $K_N = 0{,}1632$. Technicznie kompensacja wprowadzona jest przez dodatkową poprawkę w ustawieniu ramki giroskopu.

Integratory giroskopowe są znacznie doskonalsze oraz pozwalają skrócić czas na techniczne przygotowanie rakiety i na przygotowanie nastaw.

4. Lot rakiety na biernym odcinku toru

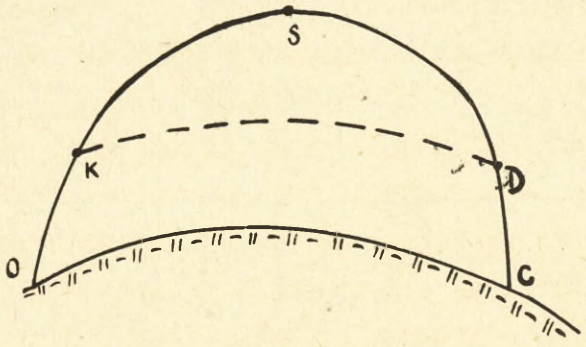
Podczas ruchu rakiety na biernym odcinku toru działają na nią tylko dwie siły: siła ciężkości Q i siła aerodynamiczna R. Siła reakcji i siły kierujące nie działają, ponieważ silnik został wyłączony, a układ kierowania nie znajduje się pod prądem. Z momentów występuje tylko moment stabilizacji.

W takim razie ruch rakiety na biernym odcinku toru w zasadzie nie różni się od ruchu pocisku artyleryjskiego. Różnice powstają jedynie wskutek dużej donośności i wysokości lotu.

W miarę wznoszenia się rakieta leci w coraz bardziej rozrzedzonych warstwach atmosfery i działanie siły aerodynamicznej zmniejsza się. Praktycznie więc w rozrzedzonych warstwach atmosfery działa tylko siła ciężkości Q. Mianowicie od wysokości około 40 km : $h \approx 0$, stąd $\varrho = 0{,}035\ \frac{h}{T} \approx 0$

a więc $R_x = C_x \frac{\varrho v^2}{2} S \approx 0$.

Dlatego podczas rozwiązywania szeregu zadań, nie wymagających wysokiej dokładności, przyjmuje się, że na odcinku KSD /rys.28/ biernego odcinka toru, lot rakiety odbywa się tylko pod działaniem siły ciężkości Q. Wówczas dla obliczeń można wykorzystać teorię paraboliczną lub eliptyczną.



Rys.28.

Na odcinku DC rakieta leci w gęstych warstwach atmosfery i dlatego bezwarunkowo należy brać pod uwagę dwie siły: siłę ciężkości i siłę aerodynamiczną.

a/ **Teoria paraboliczna**

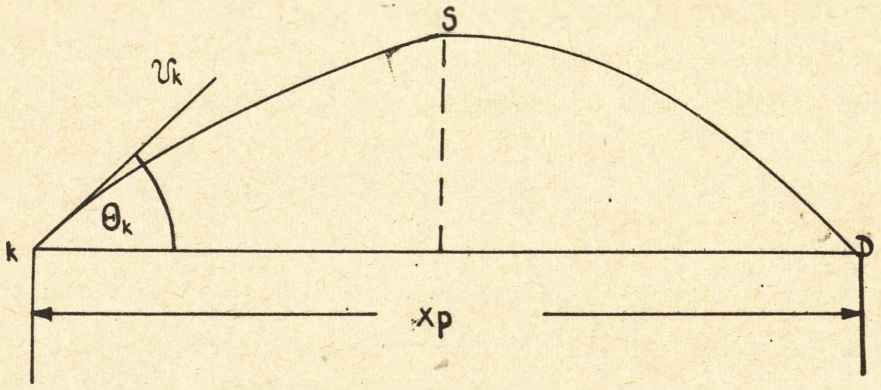
Teorię paraboliczną wykorzystuje się dla rakiet o niedużej donośności. W teorii parabolicznej przyjmuje się następujące założenia:

- rakieta jest punktem materialnym;
- siła aerodynamiczna jest równa zeru /nie występuje/;
- Ziemia jest płaska i nieruchoma;
- wielkość przyśpieszenia siły ciężkości jest stała, a przyśpieszenie to skierowane prostopadle do powierzchni Ziemi.

Przy przyjętych założeniach tor rakiety na odcinku KSD jest parabolą przechodzącą przez punkt wyłączenia silnika K. Osią symetrii tej paraboli jest linia pionowa przechodząca przez wierzchołek toru S.

Całkowitą donośność toru lotu rakiety na odcinku KSD można określić z równania /rys.29/:

$$X_p = \frac{V_k^2 \sin 2\Theta_k}{g}$$



Rys.29.

Kątem największej donośności $\Theta_{K_{max}}$ nazywa się taki kąt, przy którym osiąga się największą donośność przy danej prędkości V_k.

Z równania wynika, że przy założeniach teorii parabolicznej, największą donośność osiąga się gdy sin 2 Θ_k = 1. Ponieważ sin 90° = 1, to $\Theta_{k_{Max}} = \frac{90}{2} = 45^\circ$. Czyli kąt największej donośności na podstawie teorii parabolicznej zawsze równa się 45°. Ponieważ rakiety operacyjno-taktyczne posiadają w punkcie wyłączenia silnika właśnie kąt rzutu równy kątowi największej donośności około 45°, a uzyskanie wymaganej donośności uzyskuje się przez nadanie rakiecie odpowiedniej prędkości możnaby, w oparciu o powyższe równanie, obliczyć V_k.

$$X_p = \frac{V_k^2}{g}, \text{ skąd } V_k = \sqrt{X_p \cdot g}.$$

Przykład:

Obliczyć potrzebną prędkość rakiety w punkcie wyłączenia silnika dla uzyskania donośności KD = 165 km.

Rozwiązanie:

$$V_k = \sqrt{165.000 \cdot 9{,}78} = 1270 \text{ m/sek.}$$

Teoria paraboliczna jednak wskutek przyjętych uproszczeń leżących u podstaw tej teorii pozwala na uzyskanie tylko przybliżonych wyników. Teorię paraboliczną, jak już powiedziano, wykorzystuje się dla rakiet o małym zasięgu, a poza tym do obliczania poprawek. Dla rakiet z większymi donośnościami /w tej liczbie i dla operacyjno-taktycznych/ oraz zawsze wtedy gdy potrzebne są dokładniejsze wyniki wykorzystuje się teorię eliptyczną.

b/ Teoria eliptyczna

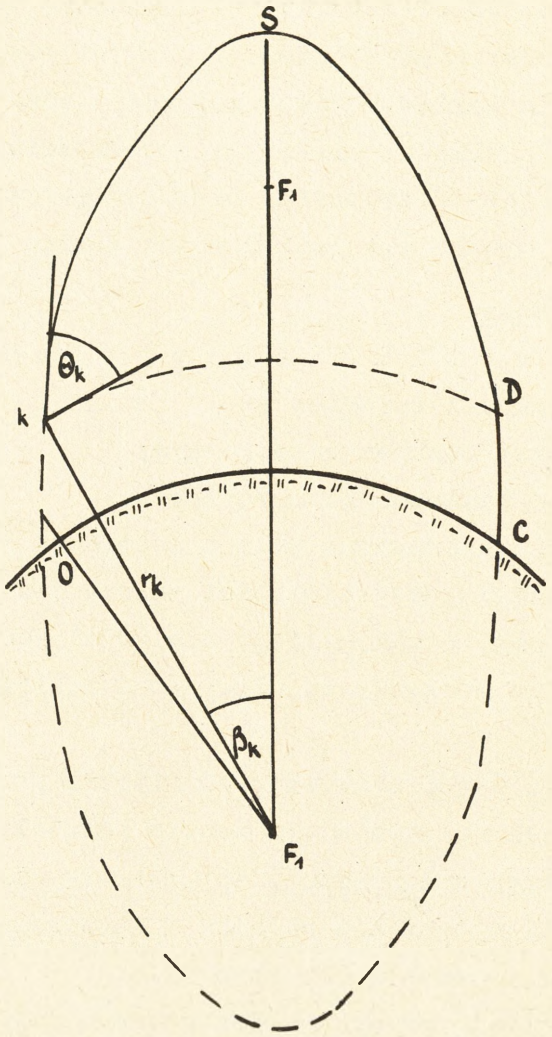
W teorii eliptycznej przyjmuje się następujące założenia:

- rakieta jest punktem materialnym;
- siły aerodynamiczne nie występują;
- Ziemia jest nieruchomą kulą o promieniu R = 6371 km;
- przyśpieszenie siły ciężkości zawsze jest skierowane do środka Ziemi, a zmiana jego wielkości jest odwrotnie proporcjonalna do kwadratu odległości rakiety od środka Ziemi.

Widać z tego, że teoria eliptyczna przyjmuje stosunkowo bardziej ścisłe założenia niż teoria paraboliczna.

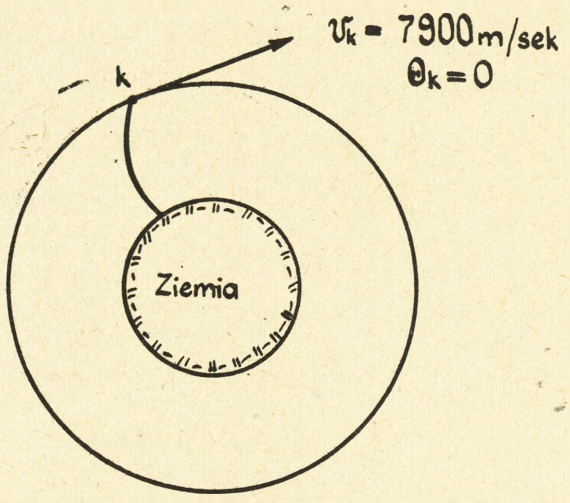
Przy tych założeniach, tor rakiety zależnie od prędkości V_k w chwili wyłączenia silnika i kąta rzutu Θ_k, może być elipsą, okręgiem, parabolą lub hiperbolą.

Tor rakiet operacyjno-taktycznych mających stosunkowo nieduże prędkości $V_k < 7900$ m/sek, zgodnie z teorią eliptyczną na odcinku KSD ma kształt elipsy /rys.30/, której dalsza ogniskowa /w stosunku do punktu K/ pokrywa się ze środkiem Ziemi.



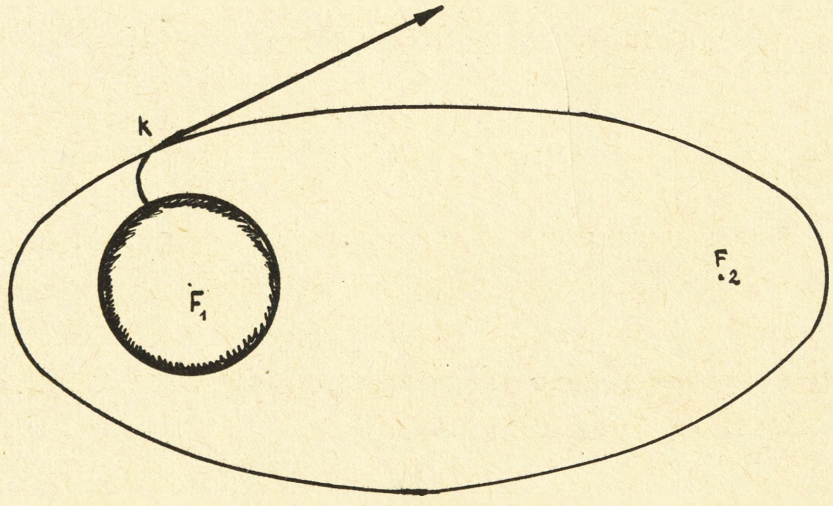
Rys.30.

Jeżeli prędkość rakiety w chwili wyłączenia silnika równa się 7900 m/sek /pierwsza prędkość kosmiczna/ i kąt rzutu równy 0 /rakieta poziomo/, to rakieta staje się satelitą Ziemi. Tor lotu rakiety w tym wypadku będzie okręgiem, którego środek będzie się pokrywał ze środkiem Ziemi /rys.31/.



Rys.31.

Jeżeli prędkość rakiety w chwili wyłączenia silnika przekracza 7900 m/sek, to rakieta również może stać się satelitą Ziemi lecącym po torze w kształcie elipsy, której bliższa ogniskowa pokrywa się ze środkiem Ziemi /rys.32/. Przy prędkości $V_k \geq 11200$ m/sek /2-giej prędkości kosmicznej/ i dowolnym Θ_k rakieta pokonuje przyciąganie Ziemi i leci w przestrzeń kosmiczną po torze, którego kształt zależnie od wielkości V_k i Θ_k może być parabolą lub hiperbolą.



Rys.31.

Całkowitą donośność lotu rakiety operacyjno-taktycznej wzdłuż powierzchni Ziemi na odcinku KSD /rys.30/ na podstawie teorii eliptycznej można obliczyć według wzoru

$$X_e = 2 \beta_k R$$

gdzie: R - promień Ziemi;

β_k - kąt biegunowy punktu wyłączenia silnika w radianach.

Wielkość kąta β_k określa się ze wzoru:

$$\beta_k = \operatorname{arc\,tg} \frac{V_k \operatorname{tg} \Theta_k}{/1 - \nu_k/ + \operatorname{tg}^2 \Theta_k}$$

gdzie: ν_k - wielkość bezwymiarowa określona ze wzoru:

$$\nu_k = \frac{V_k^2}{g_k r_k}$$

Przykład:

Określić całkowitą donośność lotu rakiety wzdłuż powierzchni Ziemi na odcinku KSD przy strzelaniu rakietą 8K11, jeżeli w momencie wyłączenia silnika na wysokości 24,7 km rakieta miała prędkość $V_k = 1150$ m

Szerokość geodezyjna stanowiska startowego B = 0.

Rozwiazanie:

a/ $r_k = R + Y_k = 6371 + 24,7 = 6395,7 \text{ km} \approx 6396 \text{ km};$

b/ $g_k = g_o \frac{R^2}{/R + Y_k/^2} = 9,7805 \frac{6371^1}{6396^2} =$

$= 9,7042 \text{ m/sek}^2;$

c/ $\nu_k = \frac{V_k^2}{g_k r_k} = \frac{1150^2}{9,7042 \cdot 6396000} = 0,0213;$

d/ $\operatorname{tg} \beta_k = \frac{\nu_k \operatorname{tg} \Theta_k}{/1 - \nu_k/ + \operatorname{tg}^2 \Theta_k}$

$\operatorname{tg} \beta_k = \frac{0,0213 \cdot 1}{/1 - 0,213/ + 1} = \frac{0,0213}{1,9787} = 0,007646;$

e/ $\beta_k = 37' = 0{,}01076207$ radiana

f/ $X_e = 2\ \beta_k R$

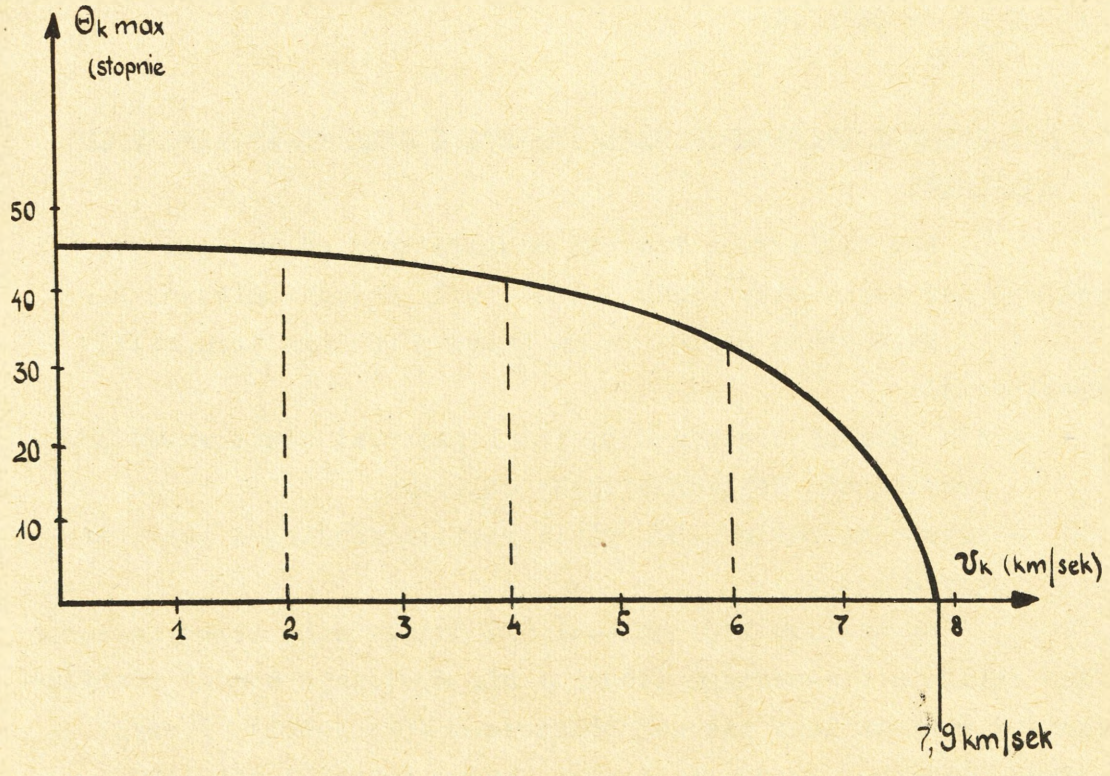
$X_e = 2 \cdot 0{,}01076207 \cdot 6371 = 137{,}13$ km.

Kąt największej donośności $\Theta_{k_{max}}$ na podstawie teorii eliptycznej można określić ze wzoru:

$$tg\ \Theta_{k_{max}} = \sqrt{1 - \frac{v_{rk}^2}{g_k r_k}} = \sqrt{1 - \nu_k}$$

Z tego wzoru wynika, że i przy teorii eliptycznej $\Theta_{k_{max}}$ przy niedużych odległościach strzelania bliski jest 45^o. Tak jest właśnie przy omawianych rakietach operacyjno-taktycznych, gdzie kąt największej donośności jest nieco mniejszy od 45^o.

Ze zwiększeniem prędkości rakiety w chwili wyłączenia silnika, kąt największej donośności zmniejsza się. Rys.33 przedstawia wykres zmiany kąta największej donośności w zależności od prędkości rakiety.



Rys.33.

Przykład:

Założenie:

V_k = 2000 m/sek

B = 0

Y_k = 29 km.

Obliczyć kąt największej donośności.

Rozwiązanie:

a/ $r_k = 6371 + 29 = 6400$ km;

b/ $g_k = g_o \frac{R^2}{/R + Y_k/^2} = 9{,}7805 \cdot \frac{6371^2}{6400^2} = 9{,}6921$ m/sek^2;

c/ $\nu_k = \frac{V_k^2}{g_k r_k} = \frac{2000^2}{9{,}6921 \cdot 6400000} = 0{,}0645$;

d/ $tg\, \varphi_{k_{max}} = \sqrt{1 - V_k} = \sqrt{1 - 0{,}0645} = \sqrt{0{,}9355} =$

$= 0{,}9672$;

e/ $\Theta_{k_{max}} = 44^\circ 2', 68$.

c/ Lot rakiety na biernym odcinku toru z uwzględnieniem oporu powietrza

Lot rakiety na biernym odcinku toru odbywa się pod wpływem działania siły ciężkości Q i siły aerodynamicznej R.

Siłę oporu powietrza na biernym odcinku toru należy uwzględniać:

- dla badania odcinka KSD, jeśli zachodzi konieczność przeprowadzenia dokładniejszych obliczeń;
- zawsze na odcinku DC, gdzie rakieta wchodzi w gęste warstwy atmosfery.

Na odcinku KSD ponieważ nie działa siła aerodynamiczna /lub działa w nieznacznym stopniu/ nie występuje moment stabilizacji i rakieta leci nie ustabilizowana /"koziołkuje"/ czyli obraca się wokół środka ciężkości, który zakreśla tor lotu.

Natomiast kiedy rakieta wchodzi w zagęszczone warstwy atmosfery /odcinek DC/ stabilizuje się głowicą do przodu, a moment stabilizacji dąży do pokrycia podłużnej osi rakiety z wektorem prędkości.

Ponieważ na biernym odcinku toru podłużna oś rakiety waha się względem wektora prędkości mniej więcej symetrycznie na wszystkie strony, to można przyjąć średnią wielkość kąta natarcia równą zeru. To przyjęcie w konsekwencji prowadzi do założenia, że na lot rakiety wpływa siła czołowego oporu R_x równa co do wielkości sile aerodynamicznej R /a nie występuje R_y/.

Na pokonanie siły czołowego oporu R_x rakieta traci część energii kinetycznej uzyskanej na aktywnym odcinku toru.

Biblioteka Główna Nr ...

II. WPŁYW WARUNKÓW STRZELANIA NA LOT RAKIETY

1. Tabelaryczne warunki strzelania rakietą 8K11

Dla ułożenia tabel strzelniczych przyjmuje się pewne umowne warunki i dla tych warunków oblicza niezbędne dane, współczynniki, parametry dla poszczególnych donośności strzelania. Założone warunki podają na wstępie same tabele strzelnicze /patrz TS do strzelania rakietami 8K11 dział II i III, str.7/.

Przy tabelarycznych warunkach strzelania wystarczyłoby ustawić rakietę pionowo, skierować ją na cel, statecznikami III-I zgodnie z topograficznym azymutem geodezyjnym T_g i załadować integrator w czasie τ_o odpowiadającym geodezyjnej odległości strzelania S_g.
Wystrzelona rakieta poleciałaby po ściśle tabelarycznym torze i wybuch jej nastąpiłby w planowanym punkcie.

W rzeczywistości jednak będą miały miejsce odchyłki warunków od tabelarycznych. Odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych powodują zmianę sił i momentów działających na rakietę a tym samym następuje uchylenie punktu upadku od planowanego. Dlatego przy przygotowaniu danych należy uwzględnić odchyłki poszczególnych warunków strzelania i wprowadzić poprawki.

Czas ładowania integratora z uwzględnieniem poprawek na odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych będzie wynosił:

$$\tau = \tau_{S_g} + \Delta\tau_{gf} + \Delta\tau_m + \Delta\tau_b + \Delta\tau_{tech}$$

gdzie: τ_{S_g} - czas ładowania integratora odpowiedni do odległości geodezyjnej do celu;

$\Delta\tau_{gf}$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłki geofizycznych warunków strzelania od tabelarycznych;

$\Delta\tau_m$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłki meteorologicznych warunków strzelania od tabelarycznych;

$\Delta\tau_b$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłki balistycznych warunków strzelania od tabelarycznych;

$\Delta\tau_{tech}$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłki technicznych warunków strzelania od tabelarycznych.

Analogicznie można określić obliczony azymut strzelania:

$$T_{obl} = T_g + \Delta T_{gf} + \Delta T_m$$

lub konkretnie:

$$T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_W$$

gdzie: T_g - geodezyjny azymut topograficzny;

ΔT_{obr} - poprawka kierunku na obrót Ziemi /poprawka na odchyłki geofizycznych warunków strzelania od tabelarycznych/;

ΔT_W - poprawka kierunku na boczny wiatr /poprawka na odchyłki meteorologicznych warunków strzelania od tabelarycznych/.

2. Wpływ geofizycznych warunków strzelania na lot rakiety 8K11

Jako tabelaryczne warunki geofizyczne przyjęto:

- przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi $g_{o_N} = 9{,}78050$ m/sek^2, to jest dla B = 0 czyli dla równika;
- Ziemia nieruchoma /nie uwzględnia się obrotu Ziemi/;
- stanowisko startowe i cel /ściślej punkt wybuchu/ znajdują się na takiej samej wysokości.

Odchyłki od tych warunków wpływają na donośność i kierunek lotu rakiety.

Na donośność lotu rakiety wpływają:

- odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości na powierzchni Ziemi Δg_o;
- obrót Ziemi;
- różnica wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego.

Na kierunek lotu rakiety wpływa obrót Ziemi. Poprawka czasu ładowania integratora na odchyłki geofizycznych warunków strzelania będzie wynosić:

$$\Delta\tau_{gf} = \Delta\tau_g + \Delta\tau_z + \Delta\tau_{obr}$$

gdzie: $\Delta\tau_g$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości na powierzchni Ziemi;

$\Delta\tau_z$ - poprawka czasu ładowania integratora na różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego;

$\Delta\tau_{obr}$ - poprawka czasu ładowania integratora na obrót Ziemi.

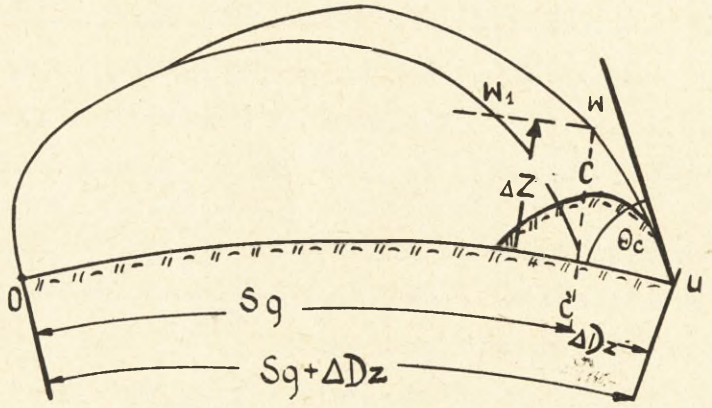
Wpływ poszczególnych odchyłek na donośność i kierunek lotu rakiety oraz sposoby obliczania poprawek omówimy kolejno.

A. Wpływ różnicy wysokości celu /punktu wybuchu/ i stanowiska startowego

W warunkach tabelarycznych przyjęto, że zarówno cel jak i stanowisko startowe znajdują się na tej samej wysokości. W warunkach rzeczywistych natomiast mogą wystąpić różnice w wysokościach tych punktów, czego zawczasu przewidzieć się nie da.

W istocie rzeczy chodzi tu o różnicę wysokości między punktem wybuchu, a stanowiskiem startowym.

Przy przygotowaniu danych określa się odległość geodezyjną strzelania S_g. Odpowiada ona odległości między punktem startu "0", a rzutem punktu wybuchu C´ na powierzchnię Ziemi mierzonej wzdłuż powierzchni Ziemi /rys.34/.



Rys.34.

Jeżeli wystrzelimy rakietę, przy załadowaniu integratora na odległość S_g, to średni tor przejdzie przez punkt C´, czyli wybuch nastąpi przed celem. W punkcie W_1, Aby średni tor przeszedł przez punkt wybuchu W należy wystrzelić rakietę przy załadowaniu integratora na odległość

$$S_g + \Delta D_z$$

Poprawkę odległości ΔD_z można określić z trójkąta C´WU

$$\frac{\Delta D_z}{\Delta Z} = \operatorname{ctg} \Theta_c \quad \text{skąd} \quad \boxed{\Delta D_z = \Delta Z \cdot \operatorname{ctg}\Theta} \quad , \text{ gdzie}$$

$\Delta Z = Z_W - Z_B$.

Wysokość wybuchu określa planujący zadanie ogniowe, a dyon otrzymuje gotową wielkość $Z_w = Z_c$ przy wybuchu naziemnym lub $Z_w = Z_c + H_w$ przy wybuchu powietrznym.

W tabelach strzelniczych podany jest współczynnik do obliczania poprawki czasu ładowania integratora na różnicę wysokości celu /punktu wybuchu/ i stanowiska startowego. Współczynnik ten oznaczony jest $\tilde{\tau}_z$ /0,001 sek/m/. Współczynnik ten jest więc poprawką czasu ładowania integratora uwzględniającą różnicę wysokości równą 1 m, łatwo go obliczyć.

Przykład:

Obliczyć współczynnik $\tilde{\tau}_z$ dla 8K11 jeśli S_g = 160 km.

Rozwiązanie:

$$\Delta D_z = \Delta Z \cdot \operatorname{ctg} \Theta_c = \operatorname{ctg} 53^\circ 40' = 0{,}7355 \text{ m}$$

$$\tau_z = \Delta D_z \cdot \Delta\tilde{\tau}_o = 0{,}7355 \cdot 0{,}38 = 0{,}27949 \approx 0{,}28.$$

Stąd aby otrzymać poprawkę należy współczynnik pomnożyć przez różnicę wysokości

$$\boxed{\Delta\tilde{\tau}_z = \tau_z \cdot \Delta Z} \qquad /0{,}001 \text{ sek}/.$$

Znak poprawki jest taki sam jak znak ΔZ, to znaczy:

- jeżeli punkt wybuchu jest wyżej SS - popr. "+";
- jeżeli punkt wybuchu jest niżej SS - popr. "-".

Poprawkę na różnicę wysokości punktu wybuchu i SS można nie uwzględniać jeśli $/\Delta Z/ < 100$ m.

Przykład 1.

Założenie: S_g = 150 km
Z_B = 300 m
Z_w = 650 m.

Obliczyć poprawkę czasu załadowania integratora.

Rozwiązanie:

$$\Delta Z = 650 - 300 = + 350 \text{ m}$$

$$\tilde{\tau}_z = \Delta Z = 0{,}29 \cdot 350 \cdot 0{,}001 = 0{,}102 \text{ sek.}$$

Przykład 2.

$$Z \cdot S_g = 200 \text{ km}; \; Z_B = 350 \text{ m}; \; Z_w = 130 \text{ m}.$$

$$R \cdot \Delta Z = 130 - 350 = - 220\text{m};$$

$$\tilde{\tau}_z = 0{,}28 \cdot /-220/ \cdot 0{,}001 = -0{,}6160 \quad - 0{,}062 \text{ sek.}$$

Przykład 3.

Założenie: S_g = 138 km;
Z_B = 200 m;
Z_C = 300 m;
H_w = 400 m.

Obliczyć poprawkę czasu załadowania integratora.

Rozwiązanie:

$$Z_w = Z_c + H_w = 300 + 400 = 700 \text{ m};$$

$$\Delta Z = Z_w - Z_B = 700 - 200 = 500 \text{ m};$$

$$\Delta\tau_z = 0{,}29 \cdot 500 \cdot 0{,}001 = +0{,}145 \text{ sek.}$$

B. Wpływ odchyłki przyśpieszenia siły ciężkości

W warunkach tabelarycznych przyjęto, że stanowisko startowe znajduje się na równiku. W rzeczywistych warunkach stanowisko startowe może być położone na dowolnej szerokości geodezyjnej, co powoduje inną wartość przyśpieszenia ziemskiego.

Odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości powoduje uchylenie wybuchu w donośności wpływając na:

- załadowanie integratora na stanowisku startowym;
- pracę integratora w czasie lotu na aktywnym odcinku toru;
- lot rakiety na całym torze lotu.

a/ Wpływ na załadowanie integratora

Załadowanie integratora odbywa się na stanowisku startowym. Na załadowanie integratora wpływa więc przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi dla danego stanowiska startowego

$$/\ \tau_o = \frac{V_{oN}}{g_{o_N}}\ /$$

Odchyłkę tego przyśpieszenia siły ciężkości można określić jako różnicę przyśpieszenia siły ciężkości na stanowisku startowym i tabelarycznej wartości przyśpieszenia, to jest na równiku

$$\Delta g = g_o - g_{o_N} = g_o - 9.7805 \text{ m/sek}^2.$$

Ponieważ $g_{o_N} = W_p - \Omega^2 R$,

a dla danego stanowiska startowego położonego na szerokości geodezyjnej $B \neq 0$

$$g_o = W_p - \Omega^2 R \cos^2 B;$$

to $\Delta g = /W_p - \Omega^2 R \cos^2 B/ - /W_p - \Omega^2 R/ =$

$$= -\Omega^2 R \cos^2 B + \Omega^2 R = \Omega^2 R /1 - \cos^2 B/ =$$
$$= \Omega^2 R \sin^2 B$$

i zależy praktycznie od szerokości geodezyjnej, na której znajduje się stanowisko startowe /ściślej od $\sin^2 B$/.

Odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości dla danego stanowiska startowego, ponieważ $g_o \geqslant g_{o_N}$, będzie zawsze równa /stanowisko startowe na równiku/ lub większa od zera /stanowisko startowe na szerokości geograficznej $B \neq 0$/.

Jeżeli g_o jest większe od g_{o_N}, na wahadło integratora działa większy moment. Wzmacnia się prąd załadowania. Na elektrodzie roboczej zostanie złożona większa ilość chloru. Czyli integrator będzie załadowany na większą prędkość pozorną co spowoduje i większą prędkość rzeczywistą rakiety w punkcie wyłączenia silnika $V_k > V_{k_N}$. Stąd rakieta poleci dalej /wybuch będzie długi/.

Przy $g_o < g_{o_N}$ byłoby oczywiście odwrotnie, lecz taki wypadek dla 8K11 nie występuje.

b/ <u>Wpływ na pracę integratora w czasie lotu na aktywnym odcinku toru</u>

Nierówność $g_o > g_{o_N}$ spowoduje nierówność $g_y > g_{y_N}$,

gdzie: g_y - przyśpieszenie siły ciężkości w danym punkcie toru /na pewnej wysokości nad powierzchnią Ziemi/.

Rakieta będzie wolniej nabierała prędkości i przy wyłączeniu silnika prędkość rzeczywista będzie mniejsza od tabelarycznej $V_k < V_{k_N}$. Stąd rakieta upadnie przed celem /będzie krótki/.

Wynika to z równania integratora:

a/ w tabelarycznych warunkach

$$V_{p_{K_N}} = V_{K_N} + /g_N \sin \vartheta_{śr_N} - K_N g_{o_N}/ t_{K_N}$$

b/ w warunkach rzeczywistych zakładając odchyłkę Δg

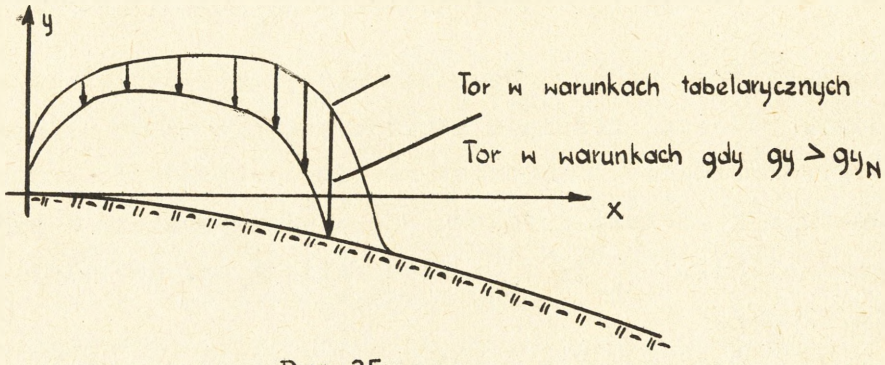
$$V_{p_K} = V_{K_N} + [(g_N + \Delta g) \sin \vartheta_{śr} - K g_{o_N}] t_K$$

Ponieważ V_{p_K} = const /po starcie rakiety/ a $V_f > V_{f_N}$ to $V_K < V_{K_N}$, czyli rakieta osiągnie mniejszą donośność od tabelaryoznej /wymaganej/.

e/ Wpływ na lot rakiety na całym torze

Rakieta lecąc, jednocześnie w każdym punkcie pod wpływem siły ciężkości opada o wielkość

$$\frac{g_t^2}{2} \qquad \text{/rys.35/}$$



Rys.35.

Przy zwiększonym g_y wielkość opadania zwiększy się, a zatem rzeczywisty tor przejdzie poniżej tabelarycznego, to znaczy rakieta upadnie przed celem /będzie krótki/.

W rzeczywistości działają wszystkie te parametry /wpływy/ jednocześnie. Okazuje się, że dla rakiet operacyjno-taktycznych zasadniczym jest pierwszy czynnik /ładowanie integratora/. Dlatego przy $g_o > g_{o_N}$ otrzymamy "+" /poprawka "-"/.

Aby donośność lotu rakiety pozostała tabelaryczną należy wprowadzić poprawkę do czasu ładowania integratora tak aby zlikwidować wzrost donośności spowodowany błędami w prędkości pozornej i zmniejszenie donośności przez obniżenie toru.

Ponieważ błędy prędkości pozornej i obniżenia toru zależą od przyśpieszenia siły ciężkości, to poprawka $\Delta\tau_g$ zależy od $\sin^2 B$.

W tabelach strzelniczych podany jest współczynnik uwzględniający wszystkie te czynniki τ_g. Aby otrzymywać właściwy znak poprawki współczynnik tabelaryczny ma znak "-".

Poprawkę czasu ładowania integratora na odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości określa się ze wzoru:

$$\Delta\tau_g = \tau_g \cdot \sin^2 B \text{ , gdzie } \sin^2 B = \nu_g$$

stąd $\boxed{\Delta\tau_g = \tau_g \cdot \nu_g}$

Przykład 1.

S_g = 150 km; B = 42°. Obliczyć $\Delta\tau_g$.

Rozwiązanie:

τ_g z TS = - 0,34;

$\nu_g = \sin^2 B = \sin^2 42^\circ = ,0448$ /TS str.40/;

$\Delta\tau_g = - 0,34 \cdot 0,448 = -0,15232 = - 0,152$ sek.

Przykład 2:

Z . S_g = 100 km; B = 70°

R . $\Delta\tau_g = - 0,29 \cdot \sin^2 70^\circ = - 0,29 \cdot 0,883 =$

$= - 0,256$ sek.

Przykład 3

Z . S_g = 170 km; B = 90° /biegun/

R . $\Delta\tau_g = \tau_g \cdot \nu_g$

$\tau_g = - 0,35$; $\nu_g = \sin^2 90^\circ = 1$

$\Delta\tau_g = \tau_g = - 0,35$ sek.

Wniosek: Tabelaryczny współczynnik τ_g jest poprawką czasu ładowania integratora dla warunków bieguna, a więc jest jednocześnie największą bezwzględną wielkością poprawki /dla danej donośności/.

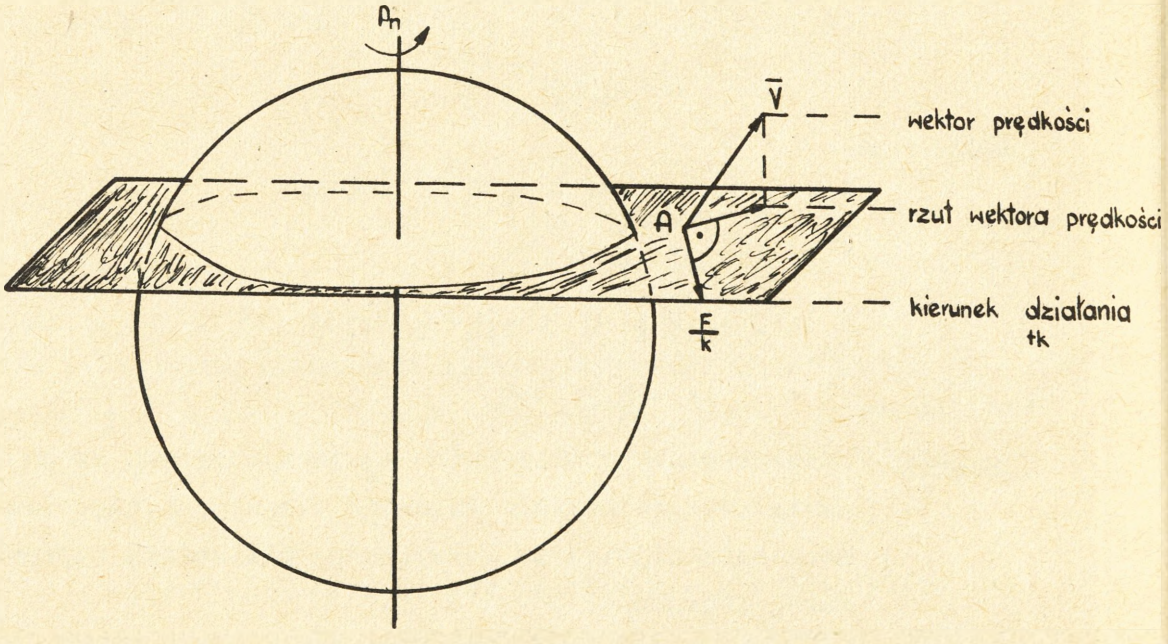
C. Wpływ obrotu Ziemi

W warunkach tabelarycznych przyjmuje się, że Ziemia jest nieruchoma, czyli nie uwzględnia się obrotu Ziemi. Takie założenie może być przyjęte przy małych odległościach strzelania i przy małych czasach lotu /np. w artylerii/. Przy dużych odległościach strzelania takie założenie pociąga już poważne błędy. Dlatego przy strzelaniu ROT obrót Ziemi zawsze należy uwzględniać.

Wpływ obrotu Ziemi na lot rakiety zależy od szeregu takich czynników jak: odległość i kierunek strzelania, szerokość geodezyjna stanowiska ogniowego, a więc od czynników, które podczas opracowania tabel strzelniczych nie da się ustalić. Dlatego w tabelach strzelniczych założono, że Ziemia jest nieruchoma, a podczas określania nastaw wprowadza się odpowiednie poprawki.

Z uwagi na obrót Ziemi na rakietę w czasie lotu działa siła zwana siłą Koriolisa. Coriolis - inżynier francuski /1792-1843/ zajmował się badaniem praw dotyczących ruchu ciał, szczególnie zagadnieniem działania siły bezwładności i siły odśrodkowej. Stąd siłę wypadkową działającą na lecące ciało z uwagi na obrót Ziemi nazwano siłą Koriolisa /F_K/.

Kierunek działania siły Koriolisa można wyobrazić sobie postępując według następujących zasad /rys.36/:



Rys.36.

- przez rozpatrywany punkt położenia rakiety A przeprowadzić płaszczyznę prostopadłą do osi obrotu Ziemi;
- zrzutować wektor prędkości na tę płaszczyznę;
- zmienić rzut wektora prędkości o 90^0 w kierunku przeciwnym do obrotu Ziemi.

W wyniku otrzymamy kierunek działania siły Koriolisa.

Obrót Ziemi wpływa na donośność i kierunek strzelania. Wpływ ten rozpatrzymy kolejno.

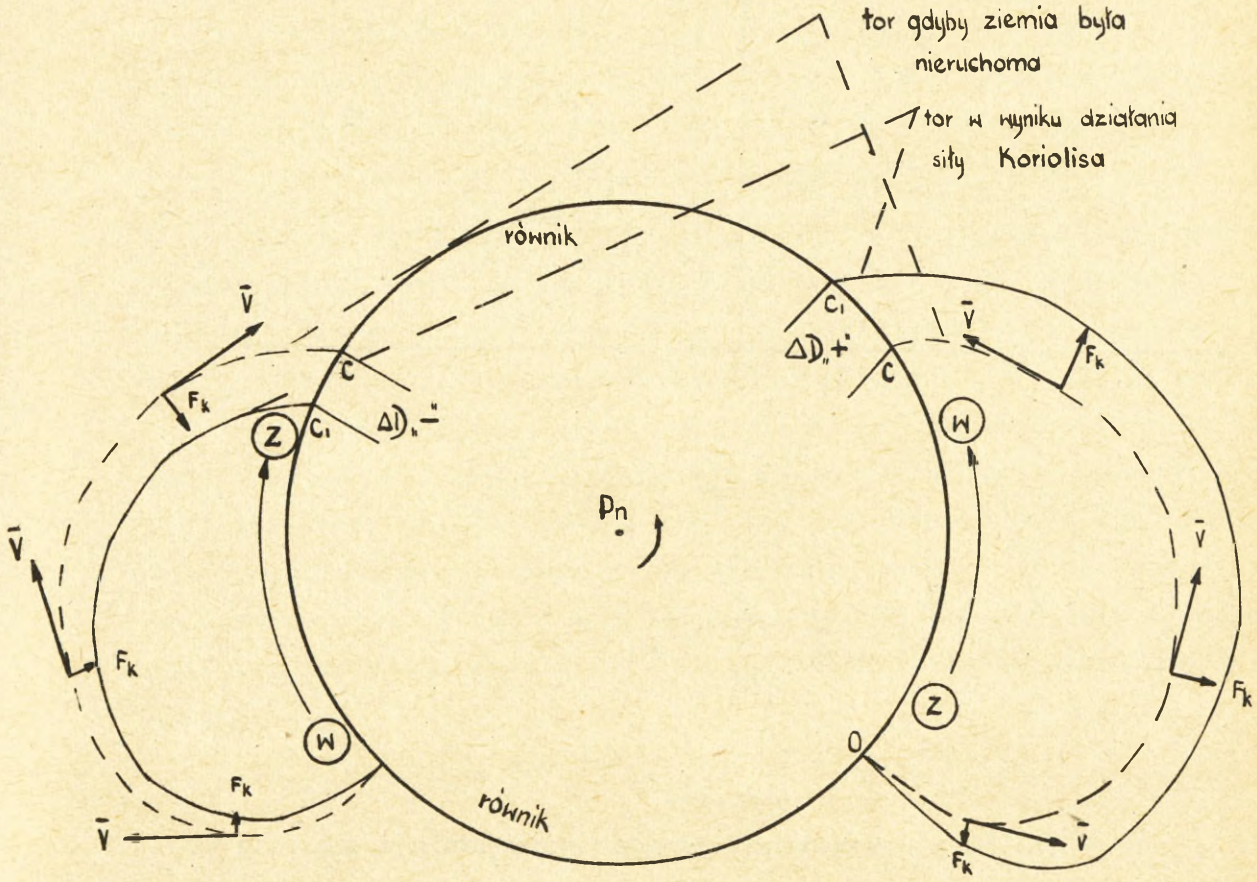
a/ Wpływ obrotu Ziemi na donośność strzelania

Dla rozpatrzenia wpływu obrotu Ziemi na donośność strzelania załóżmy, że strzelanie prowadzi się wzdłuż równika, w jednym wypadku z zachodu na wschód, to jest w kierunku zgodnym z kierunkiem obrotu Ziemi, i w drugim wypadku ze wschodu na zachód, to jest w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu Ziemi.

Obrót Ziemi na donośność wpływa poprzez:

- działanie siły Koriolisa na całym torze;
- pracę integratora, to jest tylko na aktywnym odcinku toru.

Rozpatrzymy najpierw wpływ obrotu Ziemi poprzez działanie siły Koriolisa. Wpływ ten łatwo zobrazować można na rysunku /rys.37/ tym bardziej, że rozpatrujemy strzelanie w płaszczyźnie równika a więc w płaszczyźnie prostopadłej do osi obrotu Ziemi i wyznaczenie kierunku działania siły Koriolisa nie nastręcza najmniejszej trudności.



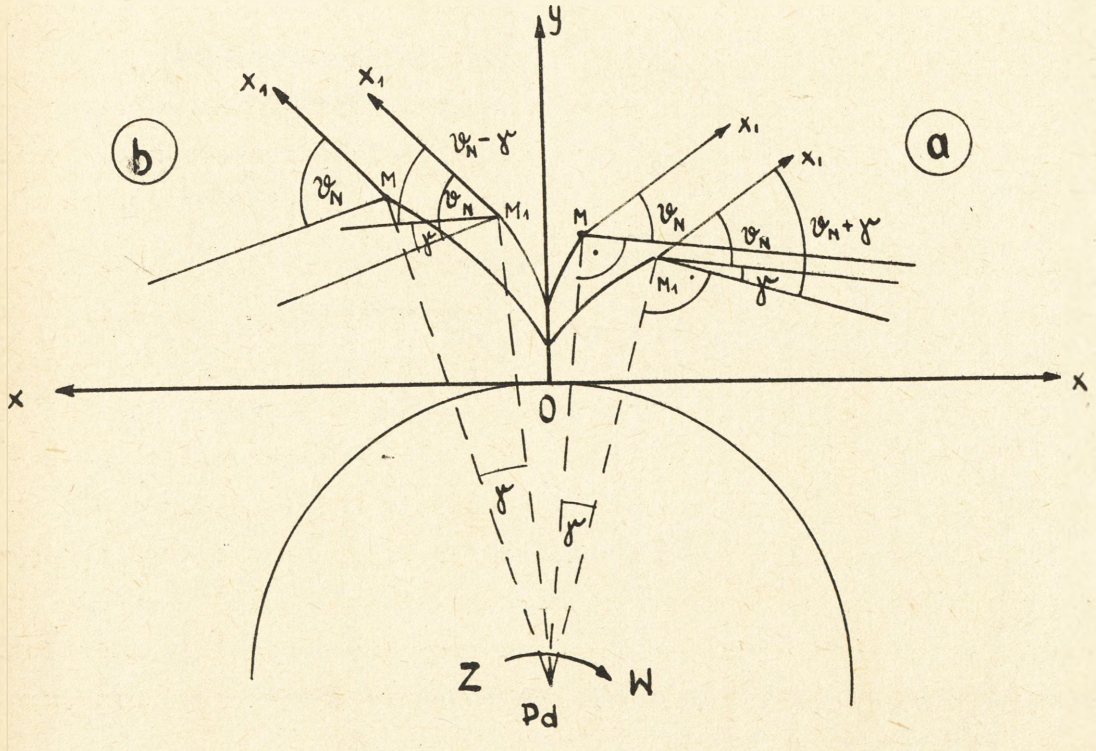
Rys.37.

Z rysunku 37 można wyciągnąć następujące wnioski:

1. Podczas strzelania z zachodu na wschód/w kierunku zgodnym z obrotem Ziemi/ siła Koriolisa na całym torze działa w stronę wypukłości toru i powoduje wydłużenie donośności /wybuch "długi"/.
2. Podczas strzelania ze wschodu na zachód /w kierunku przeciwnym do obrotu Ziemi/ siła Koriolisa na całym torze działa w stronę wklęsłości toru i powoduje skrócenie donośności /wybuch "krótki"/.

Rozpatrzymy obecnie wpływ obrotu Ziemi na pracę integratora.

Istota polega na zmianie wartości składowej przyśpieszenia siły ciężkości działającej na wahadło integratora. Dla wyjaśnienia posłużymy się rysunkami.



Rys.38.

Rys.38 a przedstawia wypadek strzelania z zachodu na wschód, to jest w kierunku zgodnym z obrotem Ziemi. Rozumowanie jest następujące:

- układ OYX - naziemny układ współrzędnych;
- OM - część aktywnego odcinka toru /M jest dowolnym punktem toru/ przy założeniu, że Ziemia jest nieruchoma /warunki tabelaryczne/;
- na wahadło integratora w punkcie M działa składowa przyśpieszenia siły ciężkości $g_N \sin \vartheta_N$;

-równanie integratora: $V_{p_N} = V_K + [g_N \sin \vartheta_{śr_N} - K_N g_{o_N}] t_N$;

- OM_1 - część aktywnego odcinka toru przy obrocie Ziemi /warunki rzeczywiste/ w czasie i_N;
- oś wzdłużna rakiety M_1X_1 pozostaje równoległa do położenia MX_1, ponieważ położenie osi określane jest przez giroskopy zorientowane w nieruchomym naziemnym układzie współrzędnych;
- na wahadło integratora w punkcie M_1 działa składowa przyśpieszenia siły ciężkości $g_N \sin (\vartheta_N + \gamma)$;
- w związku z tym równanie pracy integratora:

$$V_{p_N} = V + [g_N \sin /\vartheta_{śr_N} + \gamma_{śr}/ - K_N g_{o_N}] t_N.$$

Powyższe pozwala wyciągnąć następujący wniosek:
Obrót Ziemi w każdym punkcie toru powoduje wzrost składowe przyśpieszenia siły ciężkości, a tym samym wzrost prędkości fikcyjnej. Ponieważ więc w punkcie wyłączenia silnika $V_K < V_{K_N}$ otrzymamy wybuch przed celem. Aby donośność nie uległa zmianie, trzeba, aby niezmieniona została prędkość rzeczywista rakiety w punkcie wyłączenia silnika. Wymaga to powiększenia prędkości pozornej przez wydłużenie czasu ładowania integratora, to jest wprowadzenia poprawki dodatniej.

Rys.38 b przedstawia wypadek strzelania ze wschodu na zachód, to jest w kierunku przeciwnym do obrotu Ziemi. Rozumowanie jest analogiczne z tym, że obrót Ziemi powoduje przesunięcie toru rzeczywistego w kierunku przeciwnym do kierunku strzelania. Na wahadło integratora w punkcie M_1 działa składowa przyśpieszenia siły ciękości mniejsza, bo równa $g_N \sin /V_N - \gamma/$, a równanie integratora przyjmie postać:

$$V_{p_N} = V + [g_N \sin /\vartheta_{śr_N} - \gamma_{śr}/ - K_N g_{o_N}] t_N.$$

Pozwala to na wyciągnięcie następującego wniosku:
Obrót Ziemi powoduje w każdym punkcie aktywnego odcinka toru zmniejszenie składowej przyśpieszenie siły ciężkości, a tym samym zmniejszenie prędkości fikcyjnej. Ponieważ więc w punkcie wyłączenia

silnika prędkość rzeczywista będzie większa od tabelarycznej otrzymamy wybuch za celem. Aby donośność nie uległa zmianie trzeba wprowadzić ujemną poprawkę do czasu ładowania integratora.

Reasumując wnioski o wpływie obrotu Ziemi na donośność należy zauważyć co następuje:
Przy strzelaniu ze wschodu na zachód otrzymamy:
- z uwagi na siłę Koriolisa - "długi";
- z uwagi na pracę integratora - "krótki";

Przy strzelaniu ze wschodu na zachód otrzymamy:
- z uwagi na siłę Koriolisa - "krótki";
- z uwagi na pracę integratora - "długi".

Ogólny znak uchylenia zależeć będzie od tego który czynnik wywiera większy wpływ. Zasadniczo większy, a więc i decydujący co do znaku uchylenia, jest wpływ siły Koriolisa, gdyż działa ona na całym torze lotu rakiety.
W większości więc wypadków otrzymuje się:
- przy strzelaniu z zachodu na wschód - "długi";
- przy strzelaniu ze wschodu na zachód - "krótki".

Przy strzelaniu jednak na małe donośności może przeważyć wpływ obrotu Ziemi na pracę integratora i wówczas otrzymuje się odwrotne znaki uchyleń.

Dla rakiet 8K11 przy odległościach strzelania:
- do 80 km przeważa wpływ obrotu Ziemi na pracę integratora;
- 80 do 84 km wpływ obrotu Ziemi na pracę integratora i wielkość siły Koriolisa jest równy /poprawka równa zeru/;
- powyżej 84 km przeważa wpływ obrotu Ziemi na wielkość siły Koriolisa.

Przekonać się o tym można analizując w tabelach strzelniczych zmianę współczynnika do obliczania poprawki czasu ładowania integratora na obrót Ziemi / τ_{obr}/.

Poprawkę czasu ładowania integratora dla uwzględnienia wpływu obrotu Ziemi na donośność oblicza się według wzoru:

$$\Delta\tau_{obr} = \tau_{obr} \cdot \cos B \cdot \sin A_g$$

gdzie: τ_{obr} - współczynnik poprawki na załadowanie integratora według TS w sek;
B - szerokość geodezyjna stanowiska startowego;
A_g - azymut geodezyjny celu.

Jeżeli oznaczy się cos B . sin $A_g = \nu_{obr}$, to

$$\boxed{\Delta\tau_{obr} = \tau_{obr} \cdot \nu_{obr}}$$

Przykład 1.

Z. S_g = 150 km; SS na równiku. Strzelanie równo na wschód.

R. B = 0; cos B = 1;

$A_g = 90^o$; sin A_g = 1;

τ_{obr} /z TS/ = - 0,21 sek

$\nu_{obr} = 1 \cdot 1 = 1$

$\Delta\tau_{obr} = \tau_{obr}$ = - 0,21 sek.

Przykład 2.

Z. Warunki jak w przykładzie 1.
Strzelanie ściśle na zachód

R. cos B = 1

$A_g = 270^o$; sin 270^o = - cos 0 = - 1

$\nu_{obr} = 1 \cdot /- 1/ = - 1$

$\Delta\tau_{obr} = - \tau_{obr}$ = + 0,21 sek.

Wniosek: Przy strzelaniu wzdłuż równika $\Delta\tau_{obr}$ równa się tabelarycznemu współczynnikowi do obliczenia poprawki czasu ładowania integratora. Z tym, że strzelając na wschód obrót Ziemi powoduje wybuch za celem /poprawka "-"/, a strzelając na zachód odwrotnie /wybuch krótki, poprawka "+"/.

Przykład 3.

Z. Strzelanie ściśle na:
a/ północ, b/ południe.

R. a/ A_g = 0; sin A_g = 0; b/ $A_g = 180^o$; sin 180^o = 0
W obu więc wypadkach:

$\Delta\tau_{obr}$ = 0,

Wniosek: Przy strzelaniu ściśle wzdłuż południka /na północ lub południe/ $\Delta\tau_{obr}$ = 0 niezależnie od tego na jakiej szerokości geodezyjnej znajduje się stanowisko startowe. Oczywiście przy pośrednich kierunkach strzelania między równikowym a południkowym wartość $\Delta\tau_{obr}$ będzie pośrednia i należy każdorazowo ją obliczyć.

Przykład 4.

Z. $S_g = 150$ km;
$B = 40^\circ$;
$A_g = 73^\circ$.

R. $\cos B = \cos 40^\circ = 0{,}766$;
$\sin 73^\circ = 0{,}956$;
$\nu_{obr} = 0{,}766 \cdot 0{,}956 = 0{,}732296$
$\tau_{obr} = -0{,}21$;
$\Delta\tau_{obr} = -0{,}21 \cdot 0{,}732 = -0{,}15372 = -0{,}154$ sek.

Przykład 5

Z. $S_g = 76$ km. Pozostałe warunki jak w przykładzie 4.

R. $\Delta\tau_{obr} = 0{,}02 \cdot 0{,}732 \approx 0{,}015$ sek.

Wniosek: Z uwagi na małą donośność przeważył wpływ obrotu Ziemi na pracę integratora i przy strzelaniu ogólnie na wschód trzeba wprowadzić dodatnią poprawkę.

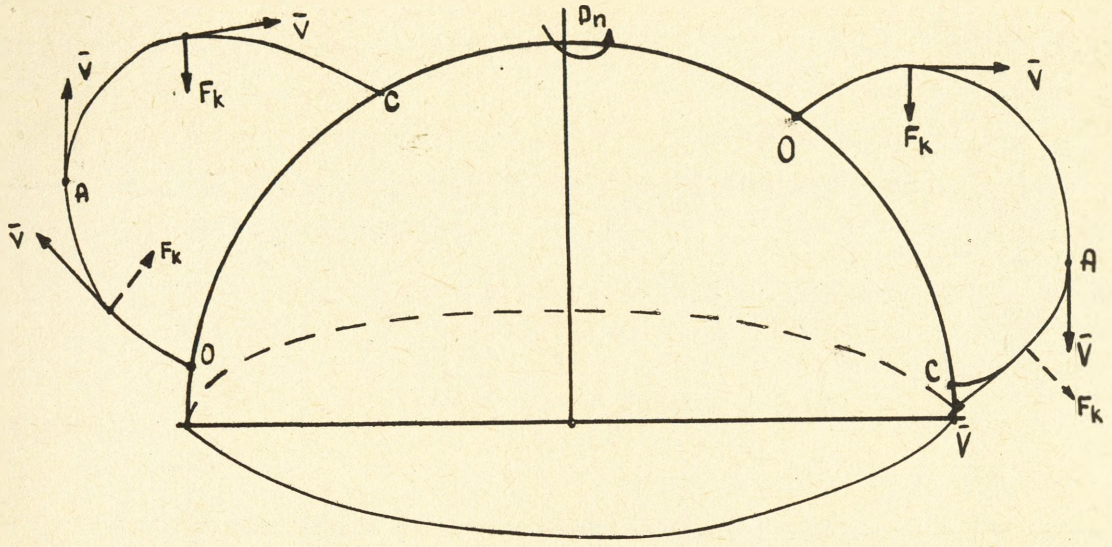
b/ Wpływ obrotu Ziemi na kierunek strzelania

Na kierunek strzelania oddziaływuje tylko siła Koriolisa. Rozpatrzymy dwa wypadku strzelania wzdłuż południka:

- z północy na południe;
- z południa na północ.

Cały tor lotu rakiety można umownie podzielić na dwie części /rys.39/: na odcinek OA i odcinek AC. Jako punkt A przyjmiemy taki punkt na torze, w którym wektor prędkości rakiety jest równoległy do osi obrotu Ziemi, a tym samym rzut wektora prędkości na płaszczyznę prostopadłą do osi obrotu Ziemi jest punktem. Siła Koriolisa w punkcie A jest równa zeru.

Podczas strzelania z północy na południe na odcinku OA siła Koriolisa działa w prawo od płaszczyzny strzelania i powoduje uchylenie w prawo, na odcinku zaś AC siła Koriolisa działa w lewo od płaszczyzny strzelania i powoduje uchylenie w lewo. Ponieważ odcinek OA rakieta zawsze przebywa dłużej niż odcinek AC, to i sumaryczne uchylenie nastąpi w prawo i trzeba wprowadzać ujemne poprawki.



Rys.39.

Podczas strzelania z południa na północ na odcinku OA siła Koriolisa działa w lewo od płaszczyzny strzelania i powoduje uchylenie w lewo, na odcinku zaś AC siła Koriolisa działa w prawo od płaszczyzny strzelania i powoduje uchylenie w prawo. Stosunek czasu przebywania przez rakietę odcinka OA i AC może być różny w zależności od szerokości geodezyjnej i odległości strzelania. Stąd i sumaryczne uchylenie może być albo w prawo albo w lewo. W zależności od szerokości geodezyjnej stanowiska startowego i odległości strzelania poprawki mogą być dodatnie lub ujemne.

Poprawkę kierunku na obrót Ziemi oblicza się według następującego wzoru:

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \sin B + K_2 \cdot \cos B \cdot \cos A_g$$

gdzie: K_1 i K_2 - tabelaryczne współczynniki do obliczenia poprawki kierunku strzelania w minutach.

Jeśli oznaczymy $\sin B = \varphi_1$, a $\cos B \cdot \cos A_g = \varphi_2$, to

$$\boxed{\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \varphi_1 + K_2 \cdot \varphi_2}$$

Przykład 1.

Z. Strzelamy ściśle wzdłuż równika: a/ na wschód;
b/ na zachód.

R. $B = 0$; $\sin B = 0$; $\cos B = 1$.

a/ $A_g = 90^0$

$\cos A_g = \cos 90^0 = 0$

$\varphi_1 = \sin B = 0;$

$\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 1 \cdot 0 = 0$

$\Delta T_{obr} = 0.$

b/ $A_g = 270^0$; $\cos A_g = 270^0 = - \sin 0 = 0;$

$\varphi_1 = 0$

$\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 1 \cdot 0 = 0$

$\Delta T_{obr} = 0.$

Wniosek: Przy strzelaniu wzdłuż równika obrót Ziemi nie wpływa na kierunek strzelania/ $\Delta T_{obr} = 0$/.

Przykład 2.

Z. Stanowisko startowe na biegunie północnym, strzelamy ściśle na południe. $S_g = 150$ km.

R. $B = 90^0$

$A_g = 180^0$

$\sin B = 1;$

$\cos B = 0;$

$\cos A_g = \cos 180^0 = - \cos 0 = - 1;$

$\varphi_1 = \sin B = 1;$

$\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 0 \cdot /- 1/ = 0.$

$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot 1 + K_2 \cdot 0 = K_1 = - 60'5.$

Przykład 3.

Z. Stanowisko startowe na równiku. Strzelamy ściśle na północ. $S_g = 150$ km.

R. $B = 0$

$A_g = 0$

$\sin B = 0;$ $\varphi_1 = \sin B = 0;$

$\cos B = 1;$ $\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 1 \cdot 1 = 1;$

$\cos A_g = 1;$

$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \varphi_1 + K_2 \cdot \varphi_2 = K_1 \cdot 0 + K_2 \cdot 1 = K_2 = + 30'7.$

Wniosek: Dla półkuli północnej K_1 jest współczynnikiem strzelania na południe, a współczynnik K_2 - współczynnikiem strzelania na północ, lub ogólniej: K_1 jest współczynnikiem

strzelania z biegunów, a K_2 współczynnikiem strzelania z równika.

Oczywiście przy pośrednich położeniach wartość poprawki będzie jakąś pośrednią i należy każdorazowo ją obliczać. Podczas strzelania na półkuli południowej K_1 bierze się z przeciwnym znakiem.

Wielkość ΔT_{obr} oblicza się z dokładnością do 0,1 minuty.

Przykład 4.

Z. $B = 50^o$;

$A_g = 75^o$;

$S_g = 170$ km.

R. $\sin B \sin 50^o = 0,766$;

$\cos B \cos 50^o = 0,643$;

$\cos A_g = \cos 65^o = 0,259$;

$\varphi_1 = \sin B = 0,766$;

$\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 0,166537 \quad 0,167$;

$K_1 = -63,6$;

$K_2 = 31,4$;

$\Delta T_{obr} = /-63,7 \cdot 0,766/ + /31,4 \cdot 0,167/ = -48,8 + 5,2 =$
$= \underline{-43'6}$.

3. Wpływ warunków geofizycznych na lot rakiety 8K14

Dla rakiet 8K14 przyjęto następujące geofizyczne warunki tabelaryczne:

- przyśpieszenie siły ciężkości na powierzchni Ziemi $g_{o_N} = 9,81$ m/sek, co odpowiada przyśpieszeniu siły ciężkości dla $B = 49^o$, czyli średniej szerokości geodezyjnej naszego TDW;
- różnica wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego równa zeru;
- Ziemia nieruchoma.

Tak więc różnica dotyczy tylko g_{o_N} /dla 8K11 g_{o_N} odpowiada $B = 0$/. W związku z tym wszystkie wnioski wyciągnięte dla rakiety 8K11 zachowują swoją aktualność dla 8K14 z tym, że Δg może mieć różny znak, a więc i poprawki celownika uwzględniające

wpływ Δg mogą być dodatnie lub ujemne w zależności od szerokości geodezyjnej stanowiska startowego.

Dla rakiet 8K11 odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości zawsze jest większa od zera /dodatnia/. Integrator 8K11 jest elektrolityczny, a rakiety 8K14 giroskopowy. Biorąc to pod uwagę można zestawić wnioski w poniższej tabelce:

Rodzaj wpływu Δg	8K11		8K14			
	$\Delta g \geq 0$		$\Delta g \geq 0$		$\Delta g < 0$	
	uchyl.	popr.	uchyl.	popr.	uchyl.	popr.
a/ na ładowanie integratora na SS	długi	"-"				
b/ na pracę integratora /na ACT/	krótki	"+"	krótki	"+"	długi	"-"
c/ na całym torze	krótki	"+"	krótki	"+"	długi	"-"
Uchylenie /poprawka/ wypadkowe	długi	"-"	krótki	"+"	długi	"-"

Nastawy celownika dla 8K14 wyraża się nie w sekundach czasu ładowania integratora, lecz w impulsach przy częstotliwości 50 impulsów na sekundę.

Poprawki na odchyłki geofizycznych warunków strzelania oblicza się według następujących wzorów:

a/ na Δg

$$\Delta N_g = N_g \cdot \Delta g$$

gdzie: N_g - tabelaryczna poprawka celownika w impulsach na 1 m/sek^2;

Δg - odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości ze swoim znakiem odczytywana z tabel strzelniczych według B stanowiska startowego.

b/ na ΔZ

$$\Delta N_z = N_z \cdot \Delta Z$$

gdzie N_z - tabelaryczna poprawka celownika w impulsach na 1 m różnicy wysokości.

c/ na obrót Ziemi:

$$\Delta N_{obr} = N_{obr} \cdot \cos B \sin A_g$$

gdzie: N_{obr} - tabelaryczny współczynnik w impulsach.

$$\Delta T_{obr} = K_1 \sin B + K_2 \cos B \cos A_g$$

4. Wpływ meteorologicznych warunków strzelania na lot rakiety 8K11

Jako tabelaryczne warunki meteorologiczne przyjęto:

- ciśnienie powietrza na wysokości stanowiska startowego 1000 mb;
- temperatura powietrza na wysokości stanowiska startowego +15°C;
- prędkość wiatru na wszystkich wysokościach równa zeru;
- zmiana temperatury wraz z wysokością odpowiada "prawu normalnemu".

W rzeczywistości warunki mogą odbiegać od założonych i zachodzi potrzeba wprowadzenia poprawek:

- w kierunku $\Delta\tau_m = \Delta\tau_w$
- w donośności przez poprawkę czasu załadowania integratora:

$$\Delta\tilde{\tau}_m = \Delta\tilde{\tau}_h + \Delta\tilde{\tau}_t + \Delta\tilde{\tau}_{wx}$$

gdzie: $\Delta\tilde{\tau}_h$ - poprawka czasu ładowania integratora na odchyłkę ciśnienia;

$\Delta\tilde{\tau}_t$° - poprawka czasu ładowania integratora na balistyczną odchyłkę temperatury powietrza;

$\Delta\tilde{\tau}_{wx}$ - poprawka czasu ładowania integratora na podłużną składową pierwszego wiatru balistycznego.

A. Wpływ odchyłki ciśnienia powietrza

O d c h y ł k a ciśnienia powietrza wpływa na donośność lotu rakiety wywołując:

- zmianę siły reakcji;
- zmianę siły czołowego oporu powietrza.

Z równania siły reakcji:

$$P = \frac{G}{g} U + S_a (p_a - p_h)$$

wynika, że wzrost ciśnienia powietrza p_h powoduje zmniejszenie siły reakcji P. Skutkiem tego na aktywnym odcinku toru rakieta będzie wolniej osiągać wymaganą prędkość i w punkcie wyłączenia silnika rakieta posiadać będzie mniejszą prędkość rzeczywistą. Wybuch nastąpi przed celem. Oczywiście niższe ciśnienie wywoła wzrost donośności.

Rozpatrzmy równanie siły czołowego oporu:

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

Wraz z powiększeniem ciśnienia powiększa się gęstość powietrza $\rho = 0{,}035 \frac{h}{T}$, a tym samym wzrasta R_x. Siła R_x wpływa na:

a/ pracę integratora na AOT /aktywny odcinek toru/;

b/ lot rakiety na BOT /bierny odcinek toru/.

ad.a/ Przy zwiększonym ciśnieniu /a więc i większej R_x/ rakieta napotykając większy opór wolniej nabiera prędkości i przy wyłączeniu silnika prędkość rzeczywista rakiety będzie mniejsza od tabelarycznej. Stąd rakieta upadnie przed celem /będzie krótki/. I odwrotnie.

ad.b/ Na BOT większe ciśnienie również spowoduje wzrost siły R_x, a ta - zmniejszenie prędkości rakiety. Otrzymamy upadek rakiety przed celem /krótki/.

Łącznie więc wzrost ciśnienia wymaga poprawki dodatniej i odwrotnie. Podany w tabelach strzelniczych współczynnik uwzględnia łączny wpływ tych czynników.

Poprawkę oblicza się na podstawie wzoru:

$$\Delta \tau_h = \tau_h \cdot \Delta h$$

gdzie: $\Delta h = h - 1000$ mb / ze swoim znakiem/;

τ_h - tabelaryczny współczynnik poprawki czasu ładowania integratora w $\frac{0{,}001 \text{ sek}}{\text{mb}}$.

Przykład 1.

Z. S_g = 150 km;
h = 1024 mb

R. Δh = 1024 - 1000 = + 24 mb

$$\tau_h = 3{,}8 \ \frac{0{,}001 \text{ sek}}{\text{mb}} ;$$

$$\Delta\tau_h = 3{,}8 \cdot /+ 24/ \cdot 0{,}001 = + 0{,}0912 = + 0{,}091 \text{ sek}$$

Przykład 2.

Z. S_g = 120 km;
h = 920 mb;

R. Δh = 920 - 1000 = - 80 mb;

$$\tau_h = 4 \ \frac{0{,}001 \text{ sek}}{\text{mb}} ;$$

$$\Delta\tau_h = 4 \ /- 80/ \cdot 0{,}001 = - 0{,}320 \text{ sek.}$$

B. Wpływ odchyłki temperatury powietrza

Zmiana temperatury powietrza wpływa na zmianę siły aerodynamicznej R, a tym samym na donośność rakiety.

Odchyłka temperatury powietrza powoduje zmianę siły czołowego oporu powietrza

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

wpływając na:

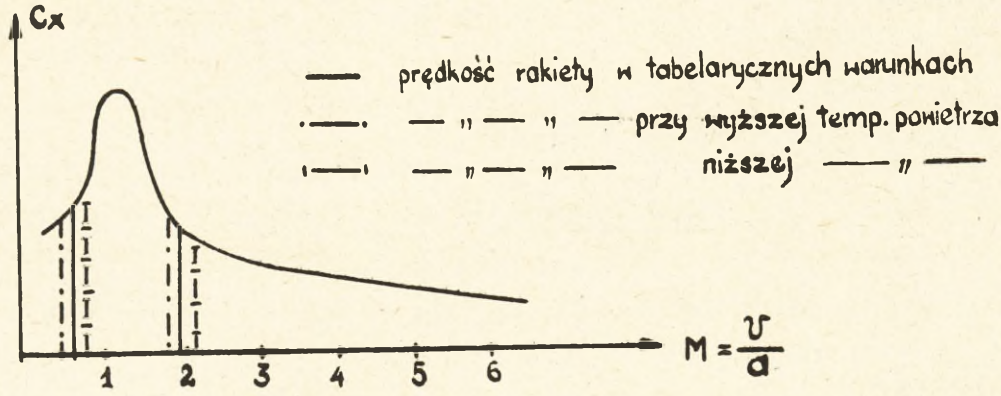
a/ gęstość powietrza $\rho = 0{,}035 \frac{h}{T}$;

b/ współczynnik czołowego oporu C_x poprzez zmianę prędkości rozchodzenia się dźwięku $a \approx 20 \sqrt{T}$.

Ad.a/ Przy temperaturze powietrza $t > t_N$; $\rho < \rho_N$ czyli $R_x < R_{x_N}$ i donośność wzrasta.

Przy temperaturze powietrza $t < t_N$, $\rho > \rho_N$ czyli $R_x > R_{x_N}$ i donośność zmaleje.

ad.b/ Odchyłka temperatury powoduje zmianę prędkości rozchodzenia się dźwięku, a stąd zmienia się i liczba Macha $M = \frac{V}{a}$, co pociąga zmianę współczynnika czołowego oporu C_x /rys.40/ i w konsekwencji zmianę R_x, a więc i uchylenie rakiety.



Rys.40.

Jeżeli $t > t_N$; to $a > a_N$, a przy V = const $M < M_N$

przy $V < a$ /$M < 1$/; $C_x < C_{x_N}$;

przy $V > a$ /$M > 1$/; $C_x > C_{x_N}$.

Oczywiście przy temperaturze $t < t_N$ wnioski będą odwrotne.

Ponieważ rakieta 8K11 większą część czasu leci z prędkością przekraczającą prędkość dźwięku, to wzrost temperatury powietrza z reguły powiększa C_x.

Łącznie więc

przy $t > t_N$: a/ $\rho < \rho_N$; $R_x < R_{x_N}$;

b/ $C_x > C_{x_N}$; $R_x > R_{x_N}$.

Ponieważ większy wpływ wywiera powiększenie współczynnika czołowego oporu C_x, to przy $t > t_N$, $R_x > R_{x_N}$ i odwrotnie

przy $t < t_N$ $R_x < R_{x_N}$.

Powiększenie R_x powoduje to, że na aktywnym odcinku toru rakieta wolniej nabiera prędkości, w punkcie wyłączenia silnika osiągnie mniejszą prędkość rzeczywistą i w wyniku otrzymamy wybuch przed celem /krótki/. Podobnie na biernym odcinku toru wzrost oporu powietrza powoduje utratę prędkości przez rakietę, czego wynikiem będzie wybuch przed celem /krótki/.

Wniosek: - przy $t > t_N$ - wybuch krótki, poprawka "+";

- przy $t < t_N$ - wybuch długi, poprawka "-".

Ponieważ ze wzrostem wysokości odchyłki temperatury powietrza od tabelarycznego rozkładu mogą się różnie zmieniać, a poza tym ich wpływ na lot rakiety w różnych punktach toru jest różny, uwzględnia się tzw. balistyczną odchyłkę temperatury powietrza.

Poprawkę czasu ładowania integratora na balistyczną odchyłkę temperatury od tabelarycznej określa się ze wzoru:

$$\Delta\tau_{t^o} = \tau_{t^o} \cdot \Delta t^o$$

gdzie: τ_{t^o} - współczynnik z TS dla 0,001 sek/1°C;

Δt^o - balistyczna odchyłka temperatury powietrza dla danej wysokości końca aktywnego odcinka toru.

Przykład 1.

Z. S_g = 150 km

Z wykresu danych meteorologicznych: $\Delta t^o = -7^o$

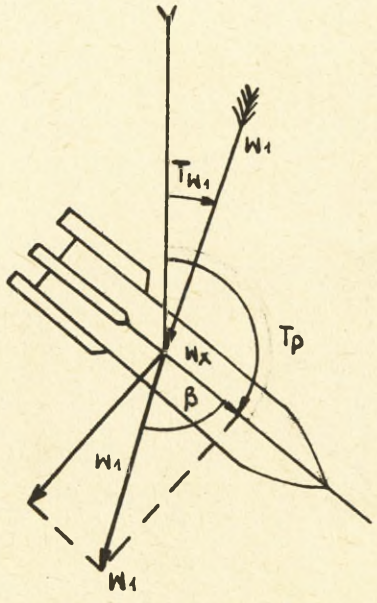
R. $\Delta\tau_{t^o} = 28 \cdot /-7/ \cdot 0{,}001 = -0{,}196$ sek.

Przykład 2.

Z. S_g = 110 km;

$\Delta t^o = +5^o$

R. $\Delta\tau_{t^o} = 31 \cdot 5 \cdot 0{,}001 = +0{,}155$ sek.



Rys.41,

Biblioteka Szkoleniowa
Nr inw.

C. Wpływ wiatru podłużnego

Wiatr podłużny wpływa na donośność lotu rakiety poprzez zmianę siły czołowego oporu:

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

gdzie: V - prędkość rakiety w stosunku do powietrza.

Przy istnieniu więc ruchu powietrza /wiatru/ prędkość rakiety V zmienia się:

- powiększa przy wietrze przeciwnym do kierunku lotu rakiety;
- zmniejsza przy wietrze zgodnym z kierunkiem lotu rakiety.

W związku z tym przy wietrze zgodnym z kierunkiem lotu rakiety, gdy V zmniejsza się, jak wynika ze wzoru $R_x < R_{x_N}$, rakieta poleci dalej, poprawka "-".

Przy wietrze przeciwnym odwrotnie V wzrasta; $R_x > R_{x_N}$, rakieta poleci bliżej, poprawka "+".

Ponieważ wiatr posiada różne prędkości i kierunki na różnych wysokościach oraz w różnym stopniu wpływa na lot uwzględnia się tzw. wiatr balistyczny.

Pierwszy wiatr balistyczny uwzględnia się tylko w donośności.

Jeżeli kierunek pierwszego wiatru balistycznego nie pokrywa się z kierunkiem strzelania, to rozkłada się go i określa podłużną składową pierwszego wiatru balistycznego. Określa się ją następująco /rys.41/.

$$\frac{W_x}{W_1} = \cos \beta$$

Stąd $W_x = W_1 \cos \beta$

Ponieważ

$$\beta = T_{W_1} + 180^\circ - T_p$$

to

$$W_x = W_1 \cos /T_{W_1} + 180^\circ - T_p/$$

gdzie: W_1 - prędkość pierwszego /podłużnego wiatru balistycznego/;

T_{W_1} - azymut kierunku skąd wieje pierwszy wiatr balistyczny.

$$T_p = T_g + \Delta T_{obr}$$

gdzie: T_p - poprawiony azymut kierunku strzelania;

T_g - topograficzny azymut geodezyjny;

ΔT_{obr} - poprawka kierunku na obrót Ziemi.

Przy zgodnym kierunku wiatru W_x ma znak "+", a przy przeciwnym ma znak "-". W_x oblicza się z dokładnością do 0,1 m/sek.

Poprawkę czasu ładowania integratora na podłużną składową wiatru określa się ze wzoru:

$$\Delta\tau_w = \tau_{w_x} \cdot W_x$$

lub $\Delta\tau_w = - 30 \cdot W_x$

gdzie: τ_{w_x} - współczynnik tabelaryczny = $- 30 \frac{0{,}001 \text{ sek}}{\text{m/sek}}$ /dla wszystkich wysokości/;

W_x - podłużna składowa pierwszego wiatru balistycznego w m/sek.

Przykład

Z. $T_g = 120^\circ$; $\Delta T_{obr} = - 45',7$;

$W_1 = 7$ m/sek; $T_{W_1} = 280^\circ$;

Obliczyć $\Delta\tau_w$.

R. $T_p = 120^\circ + /- 1^\circ/ \approx 119^\circ$;

$W_x = 7 \cos /280 + 180 - 119/ = 7 \cos 341 = 7 \sin 71^\circ =$

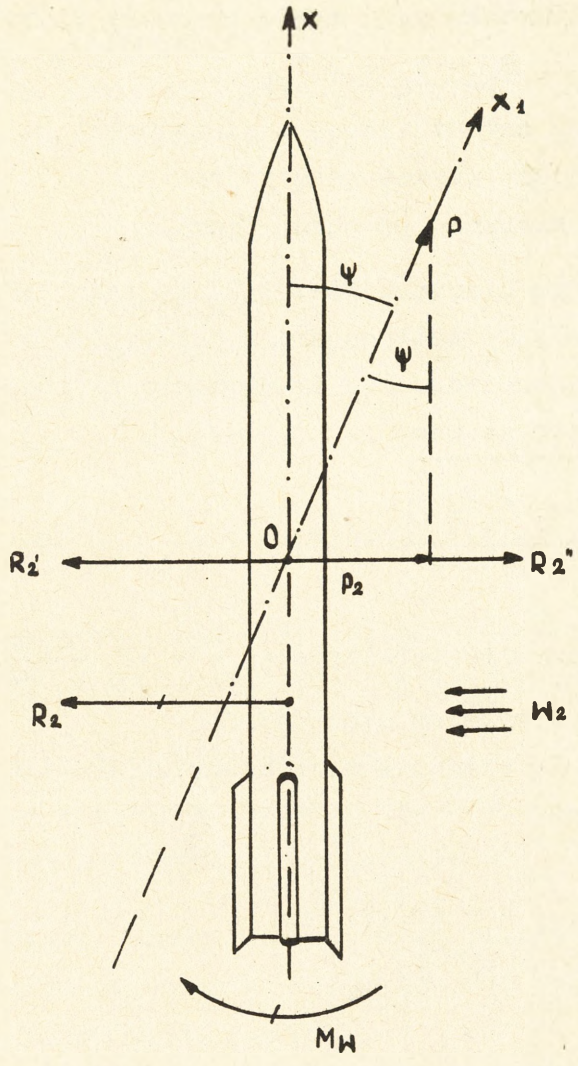
$= 7 \cdot 0{,}946 = 6{,}622 \approx + 6{,}6$ m/sek.

$\Delta\tau_w = - 30 \cdot /+ 6{,}6/ \cdot 0{,}001 = - 0{,}198$ sek.

D. Wpływ wiatru bocznego /drugiego/ na kierunek strzelania

Wiatr boczny wywiera ciśnienie na boczną powierzchnię rakiety i wywołuje dodatkową siłę aerodynamiczną R_z przyłożoną do środka ciśnienia rakiety /rys.42/. Siłę R_z, dla rozpatrzenia jej wpływu, można przenieść umownie do punktu ciężkości rakiety /siła R'_z i R''_z /. Para sił R_z i R''_z wywołuje moment

$$M_w = R_z \cdot l$$



Rys.42.

Moment M_w dąży do obrotu osi rakiety w kierunku skąd wieje wiatr o kąt Ψ /kąt odchylenia/.
Na AOT, obrót rakiety dookoła środka ciężkości, wywołany momentem M_w zmieniłby kierunek działania siły ciągu P. Pojawiłaby się boczna składowa siły reakcji

$$P_z = P \sin \Psi \ .$$

Siła R_z' zaś dąży do zniesienia rakiety w kierunku dokąd wieje wiatr. W związku z tym rakieta uchylałaby się od płaszczyzny strzelania w zależności od tego czy przeważy siła R_z czy P_z.

Na biernym odcinku toru nie występuje składowa siły reakcji P_z i dlatego rakieta będzie znoszona w kierunku dokąd wieje wiatr.

Układ stabilizacji rakiety poprzez przyrząd całkujący na AOT likwiduje kąt odchylenia ψ i rakieta praktycznie leci równolegle do osi OX. Rakieta będzie uchylać się pod działaniem siły R_z od płaszczyzny strzelania w stronę dokąd wieje wiatr zarówno na aktywnym i biernym odcinku toru.

Jeżeli kierunek wiatru nie jest prostopadły do płaszczyzny strzelania, to określa się poprzeczną składową drugiego wiatru balistycznego. Określa się ją następująco /rys.43/:

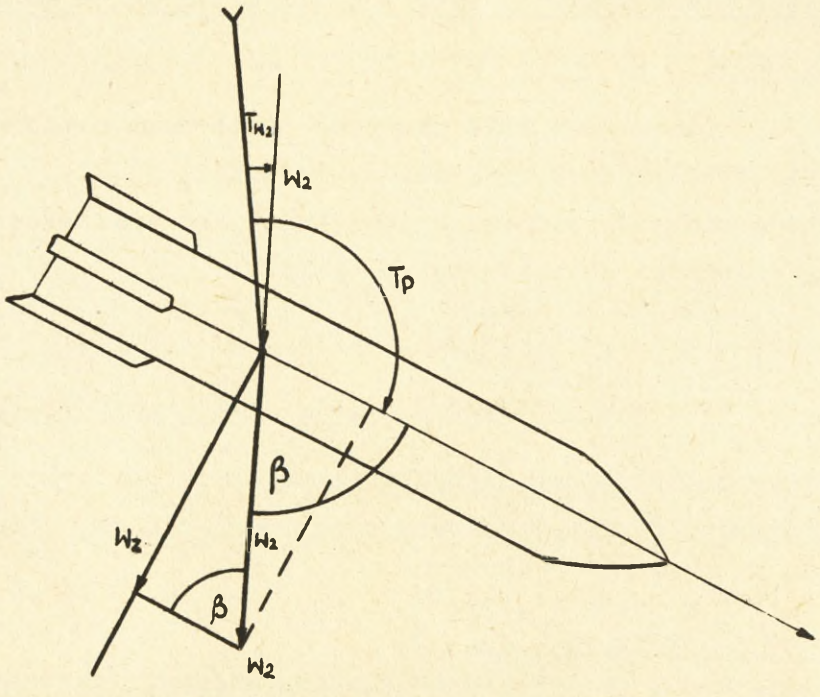
$$\frac{W_z}{W_2} = \sin\beta$$

$$W_z = W_2 \sin\beta$$

$$\beta = T_{W_2} + 180^\circ - T_p$$

Stąd $W_z = W_2 \cdot \sin /T_{W_2} + 180^\circ - T_p/$.

W_z oblicza się z dokładnością do 0,1 m/sek.



Rys.43.

Poprawkę kierunku określa się ze wzoru:

$$\Delta T_W = K_{W_z} \cdot W_z$$

gdzie: K_{W_z} - współczynnik z tabel strzelniczych na boczny wiatr balistyczny w $\frac{\text{min}}{\text{m/sek}}$;

W_z - poprzeczna składowa wiatru balistycznego obliczona z dokładnością do 0,1 m/sek.

Przykład 1.

Z. $S_g = 150$ km; $T_p = 30^o$;
$W_2 = 6,2$ m/sek; $T_{W_2} = 80^o$

R. $W_z = 6,2 \sin /80 + 180 - 30/ = 6,2 \cdot \sin 230^o =$
$= 6,2 \cdot /- \sin 50^o/ = 6,2 \cdot /- 0,766/ \approx - 4,7$ m/sek.

$\Delta T_W = - 6 /- 4,7/ = + 28',2.$

5. Właściwości wpływu meteorologicznych warunków na lot rakiety 8K13

Dla rakiet 8K14 przyjęto takie same meteorologiczne warunki tabelaryczne, jak dla rakiet 8K11.

a/ Wpływ odchyłki ciśnienia powietrza jest analogiczny. Poprawkę celownika oblicza się ze wzoru:

$$\boxed{\Delta N_h = N_h \Delta h}$$

gdzie N_h - tabelaryczna poprawka w impulsach, gdy $\Delta h = 1$ mb.

b/ Wpływ balistycznej odchyłki temperatury powietrza jest analogiczny. Poprawkę celownika oblicza się ze wzoru:

$$\boxed{\Delta N_{t^o} = N_{t^o} \cdot \Delta t^o}$$

gdzie N_{t^o} - tabelaryczna poprawka w impulsach, gdy $\Delta t^o = 1^o$C;

Δt^o - balistyczna odchyłka temperatury brana z komunikatu meteorakietowego dla 8K14 według Y_S

c/ Wpływ wiatru jest nieco odmienny. Różnice wynikają z:

- bardziej doskonałej budowy układu kierowania;
- większych wierzchołkowych toru lotu.

Wiatr, zarówno podłużny jak i boczny, na aktywnym odcinku toru jest całkowicie uwzględniany przez układ kierowania:

- wpływ podłużnego wiatru uwzględnia giroskopowy integrator przyśpieszeń wzdłużnych /w wyniku utworzenia kąta $5^{\circ}50'$ między osią wzdłużną rakiety a osią zewnętrznej ramki giroskopu/;
- wpływ bocznego wiatru eliminuje się na podstawie sygnałów wypracowanych przez zainstalowany specjalny, giroskopowy integrator przyśpieszeń bocznych.

Pozostaje więc uwzględnianie wpływu wiatru na biernym odcinku toru. Należy tu zauważyć, że podczas strzelania na znaczne odległości, wyłączenie silnika następuje na dużych wysokościach i że na biernym odcinku toru rakieta większość czasu przebywa w rozrzedzonych warstwach atmosfery,w których wiatr /ruch rozrzedzonego powietrza/ nie wywiera istotnego ciśnienia na korpus rakiety. Dlatego poprawki na wiatr dla 8K14 mają nieduże wartości i uwzględnia się je tylko dla odległości strzelania do 100 km /dla Y_s mniejszych od 40 km/.

Poprawki oblicza się według wzorów:

$$\Delta N_W = N_W \cdot W_x$$

$$\Delta T_W = K_z \cdot W_z$$

gdzie: N_W i K_z - tabelaryczne poprawki odpowiednio wyrażone w impulsach i w minutach przy wielkości składowej wiatru 1 m/sek.

Składowe wiatru balistycznego W_x i W_z oblicza się według tych samych wzorów co dla rakiet 8K11. Komunikat meteorakietowy dla 8K14 podaje tylko jeden wiatr i tylko dla wierzchołkowej toru 24 i 34 km.

6. Wpływ warunków balistycznych na lot rakiety 8K11

Jako tabelaryczny warunek balistyczny przyjęto Q = 5410 kG. Odchyłka ciężaru rakiety wywiera wpływ na donośność lotu rakiety.

a/ na AOT - rakieta o większym ciężarze wolniej nabiera prędkości i dlatego przy wyłączeniu silnika w czasie $t_k > t_{k_W}$ posiada prędkość mniejszą od tabelarycznej. Otrzymamy wybuch przed celem;

- i odwrotnie

Poprawkę kierunku określa się ze wzoru:

$$\Delta T_W = K_{W_z} \cdot W_z$$

gdzie: K_{W_z} - współczynnik z tabel strzelniczych na boczny wiatr balistyczny w $\frac{\text{min}}{\text{m/sek}}$;

W_z - poprzeczna składowa wiatru balistycznego obliczona z dokładnością do 0,1 m/sek.

Przykład 1.

Z. $S_g = 150$ km; $T_p = 30^o$;
$W_2 = 6,2$ m/sek; $T_{W_2} = 80^o$

R. $W_z = 6,2 \sin /80 + 180 - 30/ = 6,2 \cdot \sin 230^o =$
$= 6,2 \cdot /- \sin 50^o/ = 6,2 \cdot /- 0,766/ \approx - 4,7$ m/sek.

$\Delta T_W = - 6 /- 4,7/ = + 28',2.$

5. Właściwości wpływu meteorologicznych warunków na lot rakiety 8K13

Dla rakiet 8K14 przyjęto takie same meteorologiczne warunki tabelaryczne, jak dla rakiet 8K11.

a/ Wpływ odchyłki ciśnienia powietrza jest analogiczny. Poprawkę celownika oblicza się ze wzoru:

$$\boxed{\Delta N_h = N_h \Delta h}$$

gdzie N_h - tabelaryczna poprawka w impulsach, gdy $\Delta h = 1$ mb.

b/ Wpływ balistycznej odchyłki temperatury powietrza jest analogiczny. Poprawkę celownika oblicza się ze wzoru:

$$\boxed{\Delta N_{t^o} = N_{t^o} \cdot \Delta t^o}$$

gdzie N_{t^o} - tabelaryczna poprawka w impulsach, gdy $\Delta t^o = 1^o$C;

Δt^o - balistyczna odchyłka temperatury brana z komunikatu meteorakietowego dla 8K14 według Y_S

c/ Wpływ wiatru jest nieco odmienny. Różnice wynikają z:

- bardziej doskonałej budowy układu kierowania;
- większych wierzchołkowych toru lotu.

Wiatr, zarówno podłużny jak i boczny, na aktywnym odcinku toru jest całkowicie uwzględniany przez układ kierowania:

- wpływ podłużnego wiatru uwzględnia giroskopowy integrator przyśpieszeń wzdłużnych /w wyniku utworzenia kąta $5^{\circ}50'$ między osią wzdłużną rakiety a osią zewnętrznej ramki giroskopu/;
- wpływ bocznego wiatru eliminuje się na podstawie sygnałów wypracowanych przez zainstalowany specjalny, giroskopowy integrator przyśpieszeń bocznych.

Pozostaje więc uwzględnianie wpływu wiatru na biernym odcinku toru. Należy tu zauważyć, że podczas strzelania na znaczne odległości, wyłączenie silnika następuje na dużych wysokościach i że na biernym odcinku toru rakieta większość czasu przebywa w rozrzedzonych warstwach atmosfery,w których wiatr /ruch rozrzedzonego powietrza/ nie wywiera istotnego ciśnienia na korpus rakiety. Dlatego poprawki na wiatr dla 8K14 mają nieduże wartości i uwzględnia się je tylko dla odległości strzelania do 100 km /dla Y_s mniejszych od 40 km/.

Poprawki oblicza się według wzorów:

$$\Delta N_W = N_W \cdot W_x$$

$$\Delta T_W = K_z \cdot W_z$$

gdzie: N_W i K_z - tabelaryczne poprawki odpowiednio wyrażone w impulsach i w minutach przy wielkości składowej wiatru 1 m/sek.

Składowe wiatru balistycznego W_x i W_z oblicza się według tych samych wzorów co dla rakiet 8K11. Komunikat meteorakietowy dla 8K14 podaje tylko jeden wiatr i tylko dla wierzchołkowej toru 24 i 34 km.

6. Wpływ warunków balistycznych na lot rakiety 8K11

Jako tabelaryczny warunek balistyczny przyjęto Q = 5410 kG. Odchyłka ciężaru rakiety wywiera wpływ na donośność lotu rakiety.

a/ na AOT - rakieta o większym ciężarze wolniej nabiera prędkości i dlatego przy wyłączeniu silnika w czasie $t_k > t_{k_W}$ posiada prędkość mniejszą od tabelarycznej.

Otrzymamy wybuch przed celem;

- i odwrotnie

b/ na BOT - rakieta o większej masie lepiej utrzymuje swoją prędkość, czyli cięższa rakieta poleci dalej.

A zatem: przy $M > M_N$ na:

AOT $V_k < V_{k_N}$ - wybuch przed celem, poprawka "+";

BOT - wybuch za celem, poprawka "-".

Okazuje się, że większy jest wpływ BOT, dlatego:

- przy $M > M_N$ - otrzymujemy "długi" - poprawka "-";
- przy $M < M_N$ - otrzymujemy "krótki" - poprawka "+".

Poprawkę czasu ładowania integratora określa się ze wzoru:

$$\Delta\tau_Q = \tau_Q \cdot \Delta Q$$

Przykład 1.

Z. S_g = 150 km; ΔQ = + 72 kG

R. $\Delta\tau_Q$ = - 0,5 . /+ 72/ . 0,001 = - 0,036 sek.

Przykład 2.

Z. S_g = 80 km; Q = - 103 kG

R. $\Delta\tau_Q$ = - 1,73 /- 103/ . 0,001 = + 0,17819 $\approx$ + 0,178 sek.

7. Wpływ odchyłek warunków technicznych na lot rakiety 8K11

Podczas opracowania tabel strzelniczych, jako tabelaryczne warunki techniczne przyjmuje się określoną wartość:

- sumarycznego wydatku sekundowego materiału napędowego $G = 38{,}07 \frac{kg}{sek}$;
- ciągu jednostkowego silnika $P_{c_j} = \frac{P}{G} = 255 \frac{kG\ sek}{kg}$
- współczynnika kompensacji $K_N = 0{,}38$.

W warunkach rzeczywistych wystąpią odchyłki od tych wartości wpływające na donośność lotu rakiety.

Odchyłka P_{cj} i G wywołuje zmianę siły reakcji P. Zmiana G, oprócz tego, powoduje odchyłkę ciężaru rakiety. Wszystko to łącznie prowadzi do zmiany prędkości rakiety, kąta rzutu i współrzędnych punktu wyłączenia silnika.

Jednakże w rakiecie, gdzie występuje integrator z kompensacją, współczynnik kompensacji tak jest dobrany, aby skompensować zmianę donośności spowodowaną zmianą prędkości i zmianą współrzędnych punktu wyłączenia silnika właśnie z uwagi na odchyłki G i P_{cj}. Dlatego podczas określania nastaw nie uwzględnia się

odchyłek sumarycznego wydatku sekundowego i ciągu jednostko Uwzględnia się natomiast odchyłkę współczynnika kompensacji. I nią się właśnie zajmiemy.

Jako tabelaryczną wartość współczynnika kompensacji przyjęto:

$$K_N = 0{,}38.$$

Jeżeli w rzeczywistości K różni się od K_N, to doprowadzi to do zmiany czasu pracy silnika, a zatem do zmiany $V_K \neq V_{K_N}$; $\Theta_K \neq \Theta_{K_N}$; $X_K \neq X_{K_N}$; $Y_K \neq Y_{K_N}$, co wpłynie na donośność lotu rakiety.

"K" charakteryzuje tylko techniczne właściwości przyrządu. Zmiana "K" nie wpływa na zmianę zewnętrznych sił i momentów działających na rakietę. Dlatego jeśli integrator załadujemy tak, aby czas pracy silnika nie różnił się od czasu tabelarycznego, to przy dowolnej zmianie "K", tor rakiety, a tym samym i donośność, pozostanie tabelaryczna.

Przy tabelarycznych warunkach strzelania:

$$V_{p_{K_N}} = V_{K_N} + \int_0^{t_{K_N}} g \sin \vartheta \, dt - K_N g_{o_N} t_{K_N}$$

Przy istnieniu ΔK, aby V_{K_N} pozostała niezmieniona równanie integratora musi przyjąć postać:

$$V_{p_{K_N}} + \Delta V_{p_K} = V_{K_N} + \int_0^{t_{K_N}} g \sin \vartheta \, dt - /K_N + \Delta K/ g_{o_N} t_{K_N}.$$

Po odjęciu równań stronami:

$$\Delta V_{p_K} = - \Delta K g_{o_N} t_{K_N}$$

Poprawka prędkości pozornej ΔV_{p_K} posiada znak odwrotny od odchylenia współczynnika kompensacji ΔK. Jest to poprawka, przy której czas pracy silnika, a tym samym i donośność pozostanie tabelaryczna bez względu na "K".

Ponieważ g_{o_N} i t_{K_N} są znane /z tabel strzelniczych/ należy określić ΔK:

$$\Delta K = K - K_N.$$

Wartość "K" określa się dla każdej rakiety na stanowisku startowym przed startem. W tym celu w położeniu pionowym rakiety / $\vartheta = 90^{o}$/ przeprowadza się trenowanie integratora /cykle ładowania prądem "pojedynczym" i rozładowania prądem "podwójnym"/.

Przy tym prędkość rakiety V = 0, a $g = g_{o_N} = \text{const}$.

Wówczas przy ładowaniu $V_{p_K} = \tau_1 \cdot g_{o_N}$

gdzie: τ_1 - czas ładowania integratora dla określenia współczynnika "K".

Przy rozładowaniu /uzwojenie kompensacyjne "zgodnie"/:

$$V_{p_K} = \tau_{rr} / g_{o_N} + K g_{o_N} /$$

gdzie: τ_{rr} - rzeczywisty czas rozładowania integratora "podwójnym prądem".

W wyżej podanych równaniach lewe strony są równe, a więc i prawe muszą być równe:

$$\tau_1 g_{o_N} = \tau_{rr} / g_{o_N} + g_{o_N} /$$

$$\tau_1 g_{o_N} = \tau_{rr} g_{o_N} = \tau_{rr} K g_{o_N}$$

$$\tau_1 = \tau_{rr} + \tau_{rr} K$$

$$\tau_{rr} K = \tau_1 - \tau_{rr}$$

$$K = \frac{\tau_1 - \tau_{rr}}{\tau_{rr}}$$

$$K = \frac{\tau_1}{\tau_{rr}} - 1$$

Znając "K" można określić $\triangle K$:

$$\triangle K = \frac{\tau_1}{\tau_{rr}} - 1 - 0{,}38$$

$$\boxed{\triangle K = \frac{\tau_1}{\tau_{rr}} - 1{,}38}$$

Jak wynika z równań integratora z kompensacją:

przy $\Delta K > 0$ otrzymamy wybuch długi, poprawka "-";

przy $\Delta K < 0$ otrzymamy wybuch krótki, poprawka "+".

Określenie poprawki na odchyłkę współczynnika "K":

Po podstawieniu wzoru na ΔK do równania

$$\Delta V_p = - \Delta K g_{o_N} t_{K_N}$$

otrzymamy:

$$\Delta V_p = - g_{o_N} t_{K_N} / \frac{\tau_1}{\tau_{rr}} - 1{,}38/.$$

Zamieniając poprawkę na jednostki czasu ładowania integratora

$$\Delta \tau_K = \frac{\Delta V_p}{g_{o_N}} = - t_{K_N} / \frac{\tau_1}{\tau_{rr}} - 1{,}38/$$

czyli

$$\boxed{\Delta \tau_K = t_{K_N} /1{,}38 - \frac{\tau_1}{\tau_{rr}}/.}$$

Uwaga: W toku obliczeń $\frac{\tau_1}{\tau_{rr}}$ bierze się z dokładności do pięciu miejsc po przecinku dziesiętnym, co pozwala uzyskać $\Delta \tau_K$ z właściwą dokładnością do trzech miejsc po przecinku dziesiętnym.

Przykład 1.

$\tau_1 = 158{,}99$ sek; $\tau_{rr} = 121{,}17$ sek; $S_g = 180$ km.

Obliczyć poprawkę czasu ładowania integratora.

$$\Delta \tau_K = 83{,}46 /1{,}38 - \frac{158{,}99}{121{,}17}/ = + 5{,}665 \text{ sek.}$$

Przykład 2.

Obliczyć $\Delta \tau_k$ /poprawkę czasu ładowania integratora na odchyłkę współczynnika kompensacji/ jeśli przy załadowaniu integratora na czas $\tau_1 = 142{,}85$ sek, rzeczywisty czas rozładowania okazał się $\tau_{rr} = 103{,}94$ sek; $S_g = 138$ km.

Rozwiązanie:

$$\Delta \tau_K = 78{,}88 /1{,}38 - \frac{142{,}85}{103{,}94}/ = + 0{,}442 \text{ sek.}$$

8. Właściwości wpływu technicznych i balistycznych warunków na lot rakiety 8K14

Jako tabelaryczne warunki balistyczne i techniczne dla 8K14 przyjęto:

$$Q_{o_N} = 5859 \text{ kG};$$

$$G_N = 56{,}25 \ \frac{kg}{sek}$$

$$K_N = 0{,}1632$$

$$t^{\circ}_{u_{p_N}} = 15^{\circ}C.$$

a/ Wpływ odchyłki ciężaru startowego jest analogiczny jak u rakiety 8K11. Poprawkę celownika oblicza się według wzoru

$$\boxed{\Delta N_Q = N_Q \cdot \Delta Q}$$

gdzie $N_Q \left[\frac{imp}{kG}\right]$ - współczynnik tabelaryczny;

$$\Delta Q = Q - 5859.$$

b/ Ponieważ giroskopowy integrator przyśpieszeń wzdłużnych zapewnia dokładną tabelaryczną wartość współczynnika kompensacji nie zachodzi potrzeba uwzględniania poprawki na odchyłkę współczynnika kompensacji.

c/ Z czynników balistycznych u 8K14 uwzględnia się dodatkowo odchyłkę temperatury materiałów napędowych:

$$\Delta t^{\circ}_{u_p} = t^{\circ}_{up} - 15^{\circ}C$$

Jaki jest wpływ odchyłki temperatury materiałów napędowych?

Gdy $\Delta t^{\circ}_{up} > 0$, czyli gdy $t^{\circ}_{up} > t_{up_N}$:

$G < G_N$, a stąd $P < P_N$, czyli uzyskamy wybuch krótki.

Gdy $\Delta t^{\circ}_{up} < 0$, czyli gdy $t^{\circ}_{up} < t^{\circ}_{up_N}$:

$G > G_N$, a stąd $P > P_N$, czyli uzyskamy wybuch długi.

Poprawkę celownika oblicza się według wzoru:

$$\boxed{\Delta N_{t^{\circ}_{up}} = N_{t^{\circ}_{up}} \cdot \Delta t^{\circ}_{up}}$$

gdzie $N_{t^{\circ}_{up}} \left[\frac{imp}{1^{\circ}C}\right]$ -współczynnik tabelaryczny.

Wystąpienie tej poprawki w 8K14 tłumaczyć można tym, że wpływ Δt_{up} na zmiany G nie uwzględniono w liczbowym wyrażeniu współczynnika kompensacji /jak miało to miejsce u 8K11/.

III. OGOLNE WIADOMOSCI O PRZYGOTOWANIU DANYCH DO STRZELANIA RAKIETAMI 8K11

1. Wiadomości wstępne

Tabele strzelnicze ułożone są dla tabelarycznych warunków. W rzeczywistości warunki strzelania różnią się od tabelarycznych. Odchyłki poszczególnych czynników powodują uchylenia się wybuchu od punktu planowanego zarówno w donośności, jak i w kierunku. Dlatego należy wprowadzać poprawki kierunku i celownika /czasu ładowania integratora/.

W wyniku wprowadzenia poprawek otrzymuje się ostateczną nastawę integratora $\tilde{\tau}$ i obliczony topograficzny azymut geodezyjny T_{obl}. Wielkości te są równe:

$$\tilde{\tau} = \tilde{\tau}_{S_g} + \Delta\tilde{\tau}_{g_f} + \Delta\tilde{\tau}_m + \Delta\tilde{\tau}_b + \Delta\tilde{\tau}_{tech}$$

$$T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$$

gdzie: $\tilde{\tau}_{S_g}$ - czas załadowania integratora /nastawa celownika/ odpowiadający geodezyjnej odległości do celu.

$$\tilde{\tau}_{S_g} = \tilde{\tau}_o + \Delta\tilde{\tau}_o /S_g - S_g'/.$$

W równaniu tym $\tilde{\tau}_o$ - tabelaryczny czas ładowania integratora /nastawa celownika/ odpowiadający najbliższej podanej w TS odległości geodezyjnej;

$\Delta\tilde{\tau}_o$ - przyrost czasu ładowania integratora /zmiana celownika/ na 1 km donośności;

S_g - odległość geodezyjna;

S_g' - najbliższa odległość do geodezyjnej podana w TS.

Przykład:

Określić $\tilde{\tau}_{S_g}$ jeśli S_g = 138,35 km.

Rozwiązanie:

$$\tau_{S_g} = 142{,}71 + 0{,}41\ /138{,}35 - 138/ = 142{,}85 \text{ sek.}$$

Uwzględniając wzory dla obliczania poprawek /patr rozdział II/ możemy napisać:

$$\Delta\tau_{gf} = \tau_{obr} \cdot \sqrt{}_{obr} + \tau_{g} \cdot \sqrt{}_{g} + 0{,}001\,\tau_{z} \cdot \Delta Z;$$

$$\Delta\tau_{m} = 0{,}001\ /\tau_{h} \cdot \Delta h + \tau_{t^o} \cdot \Delta t^o + \tau_{w} \cdot W_x/;$$

$$\Delta\tau_{b} = 0{,}001\,\tau_{Q}\,\Delta Q;$$

$$\Delta\tau_{tech} = \Delta\tau_{K}.$$

Jeżeli podstawimy te równania do równania ostatecznego czasu ładowania integratora, to otrzymamy:

$$\tau = \tau_{o} + \Delta\tau_{o}\ /S_g - S_g'/ + \tau_{obr} \cdot \sqrt{}_{obr} + \tau_{g} \sqrt{}_{g} + 0{,}001$$

$$\tau_{z} \cdot \Delta Z + 0{,}001\ /\tau_{Q} \cdot \Delta Q + \tau_{h} \cdot \Delta h + \tau_{t}\,\Delta t + \tau_{w} \cdot W_x/ +$$

$$+ \Delta\tau_{K}.$$

Zadaniem przygotowania danych do strzelania jest określenie takiego ostatecznego celownika i takiej ostatecznej nastawy odchylenia /którą oblicza się na podstawie T_{obl}/, przy których osiągnie się wymagany kierunek i donośność lotu rakiety.

Przygotowanie danych do strzelania rakietami operacyjno-taktycznymi składa się z:

- określenia danych geodezyjnych S_g, T_g /A_g/;
- obliczenia poprawek kierunku i celownika na odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych;
- określenie ostatecznej nastawy celownika i ostatecznej nastawy kątomierza.

2. Sprawdzenie możliwości osiągnięcia wymaganej donośności strzelania za pomocą tabel strzelniczych

W czasie przygotowania danych sprawdza się możliwość osiągnięcia wymaganej donośności strzelania. Zadaniem sprawdzenia jest przekonanie się czy posiadana w rakiecie

ilość składników materiału napędowego wystarczy dla nadania rakiecie niezbędnej prędkości przed wyłączeniem silnika, pozwalającej na osiągnięcie wymaganej donośności.
Ilość składników materiału napędowego zależy od ich temperatury w czasie napełniania i od temperatury w chwili wystrzału.

Sprawdzenia dokonuje się na wykresach zależności największej skutecznej donośności strzelania od temperatury składników materiału napędowego przed wystrzałem /tabele strzelnicze-8K11 - dział VI i VII/.

Sprawdzenia dokonuje się nie dopiero na podstawie ostatecznego czasu ładowania integratora τ_3, lecz dla oszczędności czasu, na podstawie pośredniego czasu ładowania τ_2 /jeszcze przed uwzględnieniem poprawki na odchyłkę współczynnika kompensacji/.

Przy strzelaniu na odległości do 160 km konieczność sprawdzenia nigdy nie zachodzi. Jeżeli temperatura składników materiału napędowego rakiety w czasie wystrzału jest równa temperaturze składników materiału napędowego podczas napełniania, to możliwość osiągnięcia wymaganej donośności strzelania sprawdza się na wykresie podanym w dziale VI TS, w razie strzelania na odległość większą od 175 km / $\tau_2 > 157$ sek/. Jeżeli temperatura składników materiału napędowego rakiety w czasie wystrzału nie jest równa temperaturze składników materiału napędowego podczas napełniania i przyjmuje się ją równą temperaturze otaczającego powietrza, to możliwość osiągnięcia wymaganej donośności strzelania sprawdza się na odległość większą od 160 km / $\tau_2 > 151{,}2$ sek/. Potrzebny wykres działu VII w tym wypadku wybiera się zależnie od temperatury składników materiału napędowego podczas napełniania /lub w czasie ostatniego zlewania/, którą zaokrągla się do $10^{\circ}C$.

Przykład 1.

Temperatura składników materiału napędowego podczas napełniania była równa temperaturze w czasie wystrzału i wynosiła:
a/ - $30^{\circ}C$; b/ - $11^{\circ}C$; c/ $0^{\circ}C$; d/ + $30^{\circ}C$.

Sprawdzić możliwość osiągnięcia wymaganej donośności strzelania jeżeli drugi celownik $\tau_2 = 162{,}00$ sek. Określić w jakich granicach temperatur można zadanie wykonać.

Przykład 4.

Określić najniekorzystniejsze warunki dla osiągnięcia maksymalnej donośności strzelania, gdy

a/ $t^o = t_n^o$

b/ $t^o \neq t_n^o$

Rozwiązanie:

a/ $t^o = t_n^o = +50^oC$; $D_m = 175$ km.

b/ $t_n^o = +10 \div +20^oC$; $t^o = -40^oC$; $D_m = 158 \div 160$ km.

Ostatni przykład potwierdza właśnie warunki począwszy od których należy sprawdzać możliwość osiągnięcia wymaganej donośności /odpowiednio 175 i 160 km/. Z przykładów wynika również, że w przeciętnych warunkach strzelania rakietą 8K11 osiąga się donośność 170 km; dlatego też w części literatury, zwłaszcza dotyczącej użycia wojsk rakietowych, stosowane jest określenie R-170, co oznacza rakiety o gwarantowanym zasięgu 170 km.

3. Sposoby przygotowania danych do strzelania

Obecnie rozróżnia się trzy sposoby przygotowania danych dla strzelania rakietami operacyjno-taktycznymi:

- za pomocą tabel strzelniczych;
- za pomocą przyrządu do obliczania poprawek;
- za pomocą wykresu poprawek obliczonych.

Sposoby te różnią się w istocie metodą określenia poprawek.

Przy przygotowaniu danych za pomocą tabel strzelniczych wszelkie poprawki oblicza się rachunkowo przy wykorzystaniu tabel strzelniczych. Niezbędny czas dla 8K11 - około 25-30 minut.

Przy przygotowaniu danych za pomocą przyrządu do obliczania poprawek określa się poprawki za pomocą przyrządu do obliczania poprawek i tabel poprawek zawartych w Instrukcji określenia nastaw. Niezbędny czas dla 8K11 - około 10-15 minut.

Przy przygotowaniu danych za pomocą wykresu poprawek obliczonych poprawki określa się z zawczasu sporządzonego wykresu poprawek obliczonych. Niezbędny czas przy tym sposobie waha się dla 8K11 w granicach około 5 do 8 minut.

Rozwiązanie /patrz TS str.20/

	t^o	τ_2 /sek/	τ_{2m} /sek/	Wniosek
a	-30^o	162	161,3	Strzelać nie wolno
b	-11^o	162	163,4	Zadanie można wykonać
c	0^o	162	161,7	Strzelać nie wolno
d	$+30^o$	162	158,5	Strzelać nie wolno

Zadanie można wykonać przy temperaturze składników materiału napędowego w granicach od -28^oC do -2^oC.

Przykład 2.

Temperatura składników materiału napędowego przy wystrzale wynosi $t^o = -10^o$. Sprawdzić możliwość osiągnięcia wymaganej donośności jeśli temperatura składników materiału napędowego podczas napełniania t_n^o wynosiła

a/ -40^oC; b/ -20^oC; c/ 0^oC; d/ $+50^oC$.

Druga nastawa celownika $\tau_2 = 163,51$ sek.

Rozwiązanie

	t^o	$_2$ /sek/	t_n	$_m$ /sek/	Wniosek	TS str.
a	-10^o	163,51	-40^o	166	Zadanie można wykonać	22
b	-10^o	163,51	-20^o	164,6	Zadanie można wykonać	24
c	-10^o	163,51	0^o	161,9	Strzelać nie wolno	26
d	-10^o	163,51	$+50^o$	155,9	Strzelać nie wolno	31

Przykład 3.

Określić najkorzystniejsze warunki dla osiągnięcia maksymalnej donośności strzelania, gdy

a/ $t^o = t_n^o$

b/ $t^o \neq t_n^o$

Rozwiązanie:

a/ $t^o = t_n^o = -19^oC$; $D_m = 197,5$ km;

b/ $t_n^o = -40^oC$; $t^o = -7^oC$; $D_m = 204$ km.

Dokładność wszystkich tych trzech sposobów jest praktycznie bliska.

4. Określanie odchyłek warunków strzelania od tabelarycznych podczas przygotowania danych za pomocą tabel strzelniczych

Z wzoru na ostateczny czas ładowania integratora i topograficzny obliczony azymut geodezyjny T_{obl} widać, że trzeba znać odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych.

A. Określanie odchyłek geofizycznych warunków strzelania

Przy określaniu poprawek czasu ładowania integratora i poprawki kierunku z uwagi na wpływ geofizycznych warunków strzelania wykorzystuje się wzory:

$$\Delta\tau_{gf} = \tau_{obr}\,\nu_{obr} + \tau_{g}\,\nu_{g} + 0{,}001\,\tau_{z}\,\Delta Z$$

$$\Delta T_{obr} = K_1\varphi_1 + K_2\varphi_2$$

We wzorach tych:

τ_{obr}, τ_{g}, τ_{z}, K_1, K_2 - to tabelaryczne współczynniki do obliczania poprawek czasu ładowania integratora /odpowiednio na: obrót Ziemi, odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości i różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego/ i poprawki kierunku strzelania /na obrót Ziemi/.

ν_{obr}, ν_{g}, ΔZ, φ_1, φ_2 - to odchyłki geofizycznych warunków strzelania, gdzie:

- $\nu_{obr} = \cos B \sin A_g$ - odchyłka w donośności punktu upadku rakiety spowodowana obrotem Ziemi;
- $\nu_{g} = \sin^2 B$ - odchyłka przyśpieszenia siły ciężkości;
- $\Delta Z = Z_w - Z_B$ - różnica wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego;
- $\varphi_1 = \sin B$
- $\varphi_2 = \cos B \cos A_g$.

Przykład

Stanowisko startowe na szerokości geodezyjnej $B = 42^\circ$ $Z_B = 120$ m. Po otrzymaniu zadania wiadomo, że $Z_w = 330$ m. W wyniku określenia danych geodezyjnych obliczono $A_g = 320^\circ$. Obliczyć odchyłki /różnice/ geofizycznych warunków strzelania.

Rozwiazanie:

a/ $\nu_{obr} = \cos B \sin A_g = \cos 42^\circ \cdot \sin 320' = \cos 42^\circ \cdot$

$\cdot /- \cos 50^\circ / = 0{,}743 \cdot /- 0{,}643/ = - 0{,}478.$

b/ $\nu_g = \sin^2 B = \sin^2 42^\circ = 0{,}448$

c/ $\Delta Z = Z_w - Z_B = 330 - 120 = 210$ m.

d/ $\varphi_1 = \sin B = \sin 42^\circ = 0{,}669$

e/ $\varphi_2 = \cos B \cos A_g = \cos 42^\circ \cdot \cos 320^\circ =$

$= \cos 42^\circ \sin 50^\circ = 0{,}743 \cdot 0{,}766 = 0{,}569.$

B. Określenie odchyłek meteorologicznych warunków strzelania

Przy określaniu poprawek czasu ładowania integratora i poprawki kierunku z uwagi na wpływ meteorologicznych warunków strzelania wykorzystuje się wzory:

$$\Delta \tau_m = 0{,}001 / \tau_h \cdot \Delta h + \tau_t \Delta t + \tau_w \cdot W_{zx}$$

$$\Delta T_w = K_{W_z} \cdot W_z$$

We wzorach tych:

- $\tau_h, \tau_t, \tau_w, K_{W_z}$ - to tabelaryczne współczynniki do obliczania poprawek czasu ładowania integratora /odpowiednio na odchyłkę ciśnienia powietrza, na balistyczną odchyłkę temperatury, na podłużną składową pierwszego wiatru balistycznego i poprawki kierunku strzelania na poprzeczną składową drugiego wiatru balistycznego/;
- $\Delta h, \Delta t, W_x, W_z$ - to odchyłki meteorologicznych warunków strzelania.

Odchyłki meteorologicznych warunków strzelania określa się na podstawie komunikatu meteorologicznego.

W zakresie przygotowania meteorologicznego związki i oddziały rakiet operacyjno-taktycznych są całkowicie samodzielne. Stacje meteorologiczne opracowują tzw. komunikaty meteorakietowe.

Określmy poszczególne dane i odchyłki na podstawie przykładowego komunikatu meteorologicznego.

Meteo 3303-16104 - 0210 - 103505 - 21007 -
-1454 - 350142
-1856 - 030163
-2257 - 025171
-2653 - 340106
-3053 - 330145.

Załóżmy dodatkowo, że S_g = 154 km, a stąd Y_k = 23,8 km. Z komunikatu odczytamy więc:

- przyziemne ciśnienie powietrza na wysokości stacji meteorologicznej h_m = 1035 mb;
- balistyczna odchyłka temperatury powietrza od tabelarycznej $\Delta t^o = -5^oC$;
- pierwszy wiatr balistyczny $T_{w_1} = 210^o$; W_1 = 7 m/sek.

Z powyższego wynika, że z komunikatu meteorologicznego nie można określić odrazu wszystkich odchyłek czynników meteorologicznych od tabelarycznych. Należy wykonać dodatkowe obliczenia dla określenia W_x, W_z i Δh. Odczytanie odchyłki Δt, a także T_{w_2} i W_2 nastręcza pewne trudności związane z interpolacją.

a/ Sporządzenie wykresów zależności danych meteorologicznych od wysokości toru w punkcie wyłączenia silnika /Y_k/

Ponieważ Y_k zawczasu nie jest znana, nie można wcześniej określić takich wielkości jak: Δt^o, T_{w_2} i W_2. Wielkość Y_k będzie znana dopiero po określeniu danych geodezyjnych, a więc po otrzymaniu zadania ogniowego, czyli wtedy kiedy należy określić nastawy w jak najkrótszym czasie.

Dla oszczędności więc czasu na interpolowanie z komunikatu zawczasu, po otrzymaniu komunikatu, sporządza się wykresy.

Wykresy sporządza się dla ustalonych wysokości, w skali by 10 mm odpowiadały:

- dla Y_k - 1 km;
dla W_2 - 0,5 m/sek;
- dla T_{w_2} - 5^o;
- dla Δt^o - 1^o.

Przykład:

Komunikat - jak wyżej.

a/ Sporządzić wykres zależności danych meteorologicznych od wysokości końca aktywnego odcinka toru /rys.44/.

b/ Zakładając S_g = 150 km określić Δt^o, T_{w_2} i W_2.

Rozwiązanie:

Y_k = 23,5 km /według TS/

$\Delta t^o = 5,5^o \approx -6^o$

$T_{w_2} = 5^o$

W_2 = 14,8 m/sek.

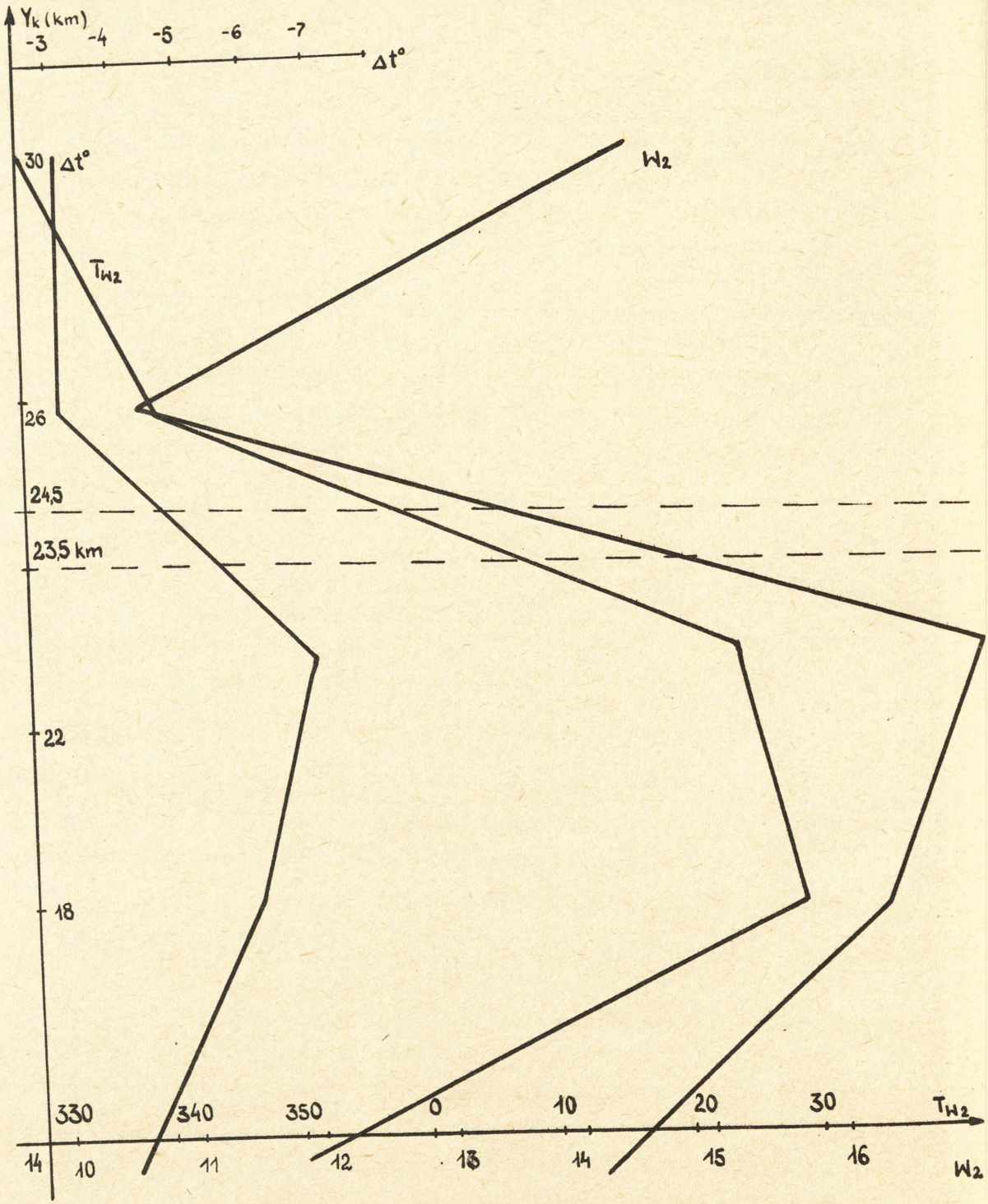
Uwaga: dokładność określenia:

Δt^o - 1^oC;

T_{w_2} - 1^o;

W_2 - 0,1 m/sek.

Wykres danych meteorologicznych na 10.40 16.10.



Rys.44

b/ Określenie odchyłki przyziemnego ciśnienia powietrza na stanowisku startowym

Istota obliczenia odchyłki ciśnienia atmosferycznego analogiczna jak w artylerii z tym, że:

- ciśnienie wyrażone jest nie w mm słupa rtęci, lecz w milibarach, stąd więc ciśnienie tabelaryczne wynosi 1000 mb /co jest równoważne 750 mm słupa rtęci/;
- zmianę ciśnienia wraz ze zmianą wysokości nie zakłada się stałą jak w artylerii /1 mm na każde 10 m/, lecz określa się dokładnie z tabel stopni barometrycznych w zależności od h_m i t^o

Odchyłkę ciśnienia obliczamy ze wzoru:

$$\Delta h = h - 1000$$

gdzie h - przyziemne ciśnienie powietrza na stanowisku startowym.

Ponieważ wielkość ciśnienia bierze się z komunikatu meteorologicznego, gdzie podane jest ono dla wysokości stacji meteorologicznej, to

$$h = h_m + s_b /Z_m - Z_B/$$

gdzie: S_b - stopień barometryczny /różnica ciśnień w mb przypadająca na 1 m różnicy wysokości/. Tabelę stopni barometrycznych zamieszczają TS na str.41 .

Przykład

Obliczyć odchyłkę ciśnienia powietrza jeśli wiadomo:

h_m = 1035 mb;

t^o_m = + 5°C;

Z_m = 210 m;

Z_B = 300 m.

Rozwiązanie:

h = 1035 + 0,127 /210 - 300/ = 1035 - 11 = 1024 mb

Δh = 1024 - 1000 = + 24 mb.

c/ Określenie składowych wiatru balistycznego

Ponieważ sposób określenia składowych wiatru został już wyjaśniony w poprzednim rozdziale, ograniczymy się do przykładu.

Przykład:

Określić W_x i W_z jeśli: S_g = 142,98 km; $B = 60^o$; $T_g = 291^o$; $A_g = 292^o$, komunikat meteo nr 3 - /jak wyżej/.

Rozwiązanie:

$$W_x = W_1 \cos /T_{w_1} + 180^o - T_p/;$$

$$W_z = W_2 \sin /T_{w_2} + 180^o - T_p/;$$

gdzie: $T_p = T_g + \Delta T_{obr}$

1. $\Delta T_{obr} = K_1 \sin B + K_2 \cos B \cos A_g$

   $\Delta T_{obr} = - 59,4 \cdot 0,866 + 30,45 \cdot 0,5 \cdot 0,375 = - 45',7$

2. $T_p = 291^o + /- 45',7 / \quad 290^o$

3. $W_x = 7 \cos /210 + 180 - 290/ = 7 \cos 100 =$

   $= 7 /- \sin 10^o/ = 7 \cdot /- 0,174/ \quad - 1,2$ m/sek.

4. Y_k = 22,9 km; $T_{w_2} = 14^o$; W_2 = 15,6 m/sek.

5. $W_z = 15,6 \sin /14 + 180 - 290/ = 15,6 \sin 264 =$

   $= 15,6 /- \cos 6^o/ = 15,6 /- 0,995/ = - 15,5$ m/sek.

C. Określenie odchyłki ciężaru startowego rakiety

Przy określaniu poprawki czasu ładowania integratora z uwagi na wpływ balistycznych warunków strzelania wykorzystuje się wzór:

$$\Delta \tau_b = \Delta \tau_Q = 0,001 \, \tau_Q \Delta Q$$

We wzorze τ_Q - tabelaryczny współczynnik do obliczenia poprawki czasu ładowania integratora na odchyłkę ciężaru początkowego rakiety;

ΔQ - odchyłka ciężaru napełnionej rakiety od ciężaru tabelarycznego.

Odpowiednie dane wagowe rakiety uzyskuje się z książki rakiety.

W książce rakiety, którą otrzyma dywizjon wraz z rakietą będą zawarte, między innymi, następujące dane:

- ciężar nienapełnionej rakiety /ciężar właściwy/ Q_w w kG;
- pojemność zbiorników utleniacza V_u w litrach;
- pojemność zbiorników paliwa V_p w litrach.

/te dane zostały wpisane jeszcze w zakładach produkcyjnych rakiety/;

- ciężar właściwy utleniacza przy temperaturze stałej = 20^o γ^{o}_{u} w kg/l;
- ciężar właściwy paliwa przy temperaturze stałej = 20^o γ^{o}_{p} w kg/ l

/te dane wpisane zostały do książki według dokumentacji materiałów napędowych, a powstałe w wyniku analizy chemicznej. Wpisano je na punkcie napełniania rakiety w ruchomej rakietowo-technicznej bazie/.

- temperatura napełniania rakiety utleniaczem i paliwem t^o_n /na punkcie napełniania rakiety w RRTB/;
- ciężar rakiety całkowicie napełnionej Q w kG /tamże z tym, że nie zawsze/;

W warunkach tabelarycznych:

$$Q_N = 5410 \text{ kG}$$

W warunkach rzeczywistych $Q \neq Q_N$ i wówczas oblicza się

$$\Delta Q = Q - Q_N = Q - 5410$$

gdzie: Q - ciężar napełnionej rakiety według książki rakiety.

Mogą być jednak wypadki, że:

a/ w książce rakiety nie podano Q. lub

b/ na stanowisku startowym zlewano nadmiar składników materiału napędowego, co może mieć miejsce przy znacznych zmianach temperatury.

Wówczas Q obliczamy według wzoru:

$$Q = Q_w + Q_u + Q_p + Q_g$$

w którym: Q_w - ciężar rakiety nienapełnionej /własny/ - ciężar części nośnej rakiety bez głowicy - według książki rakiety;

$Q_u = V_u \cdot \gamma_u$ - ciężar ładunku utleniacza w kg, gdzie: V_u - pojemność układu utleniacza w litrach z książki rakiety;

γ_u - ciężar właściwy utleniacza przy temperaturze napełniania w kg/l;

$Q_p = V_p \cdot \gamma_p$ - ciężar ładunku paliwa w kg, gdzie:

V_p - pojemność zbiornika paliwa w litrach z książki rakiety;

γ_p - ciężar właściwy paliwa przy temperaturze napełniania w kg/l;

Q_g - ciężar głowicy - z tajnej części książki rakiety.

Ciężar właściwy składników materiału napędowego przy temperaturze napełniania określa się ze wzorów:

$$\gamma_u = \gamma_{o_u} + 0{,}0017\ /t^o_{st} - t^o_n\ /;$$

$$\gamma_p = \gamma_{o_n} + 0{,}0007\ /t^o_{st} - t^o_n\ /$$

gdzie: γ_{o_n} i γ_{o_p} - ciężar właściwy utleniacza i paliwa przy stałej temperaturze $t^o_{st} = 20^o$ określony w wyniku analiz chemicznych - również znajdujemy to w książce rakiety;

t^o_n - temperatura utleniacza i paliwa w czasie napełniania /również odnotowana w książce rakiety/.

Ciężar napełnionej rakiety oblicza się z dokładnością do 1 kg.

Przykład 1:

Określić ΔQ jeśli z książki rakiety wiadomo, że $Q = 5512$ kg.

Rozwiązanie:

$$\Delta Q = 5512 - 5410 = + 102 \text{ kg}.$$

Przykład 2:

Określić ΔQ jeśli wiadomo:

- na stanowisku startowym zlewano nadmiar składników materiału napędowego;
- temperatura w czasie zlewania /w tym wypadku oznacza temperaturę napełniania/ $t^o_n = + 30^o$;
- z książki rakiety: $Q_w = 1049$ kG;

$V_u = 1710$ l

$\gamma_{o_u} = 1{,}590$ kg/l

$$\gamma_{o_p} = 0{,}820 \text{ kg/l}$$

$$V_p = 884 \text{ l}$$

$$Q_g = 930 \text{ kG.}$$

Rozwiązanie:

a/ ciężar właściwy utleniacza i paliwa przy temperaturze napełniania:

$$\gamma_u = \gamma_{o_u} + 0{,}0017\ /t^o_{st} - t^o_n/ =$$

$$= 1{,}590 + 0{,}0017\ /20-30/ = 1{,}573 \text{ kg/l};$$

$$\gamma_p = \gamma_{o_p} + 0{,}0007\ /20-30/ = 0{,}813 \text{ kg/l.}$$

b/ ciężar utleniacza i paliwa

$$Q_u = V_u \cdot \gamma_u = 1710 \cdot 1{,}573 \approx 2690 \text{ kG};$$

$$Q_p = V_p \cdot \gamma_p = 884 \cdot 0{,}813 \approx 719 \text{ kG}$$

c/ ciężar rakiety

$$Q = Q_w + Q_u + Q_g = 1949 + 2690 + 719 + 930 = 5388 \text{ kG.}$$

d/ Odchyłka ciężaru rakiety:

$$\triangle Q = Q - 5410 = 5388 - 5410 = - 22 \text{ kG.}$$

D. Określenie odchyłki współczynnika kompensacji

Przy określaniu poprawki czasu ładowania integratora z uwagi na wpływ technicznych warunków strzelania wykorzystuje się wzór

$$\triangle\tilde{\tau}_{tech} = \triangle\tilde{\tau}_k = t_k\ /1{,}38 - \frac{\tau_1}{\tilde{\tau}_{rr}}/$$

We wzorze: t_k - tabelaryczny czas podania sygnału do wyłączenia silnika;

$/1{,}38 - \frac{\tau_1}{\tilde{\tau}_{rr}}/$ - odchyłka współczynnika kompensacji wzięta z odwrotnym znakiem.

Odchyłki współczynnika, zgodnie z powyższym wzorem, nie da się obliczyć zawczasu /dopiero po zakończeniu trenowania integratora/. Dlatego nie oblicza się oddzielnie, lecz w toku określania poprawki czasu ładowania integratora.

Przykład:

Obliczyć $\Delta\tau_k$ jeśli $\tau_1 = 155{,}37$ sek., $\tau_{rr} = 110{,}77$ sek a $S_g = 170$ km.

Rozwiązanie:

$$\Delta\tau_k = 82{,}46 \left/1{,}38 - \frac{155{,}37}{110{,}77}\right/ = -1{,}867 \text{ sek.}$$

Obliczenia tym sposobem, bez zastosowania specjalnych pomocy rachunkowych pozwalających między innymi na dzielenie z dokładnością do pięciu miejsc po przecinku dziesiętnym, są dosyć żmudne. Dlatego szeroko stosuje się arytmometry.

IV. OKRESLENIE DANYCH GEODEZYJNYCH

1. Zasady ogólne

Jednym z zasadniczych elementów przygotowania danych do strzelania rakietami jest określenie danych geodezyjnych.

Dla obliczenia danych geodezyjnych musimy jako wielkości wyjściowe posiadać współrzędne stanowiska startowego i współrzędne celu. Przy czym współrzędne tych punktów muszą być w tym samym układzie. Obliczenia danych geodezyjnych można więc dokonać: albo na podstawie współrzędnych geodezyjnych, albo na podstawie współrzędnych prostokątnych płaskich.

Posługując się współrzędnymi geodezyjnymi, to jest długością geodezyjną L i szerokością geodezyjną B, wyrażonymi w stopniach, posiadamy jeden układ dla całej kuli ziemskiej, lecz obliczenia wymagają stosowania stosunkowo złożonych wzorów i powodują znaczny czas obliczeń.

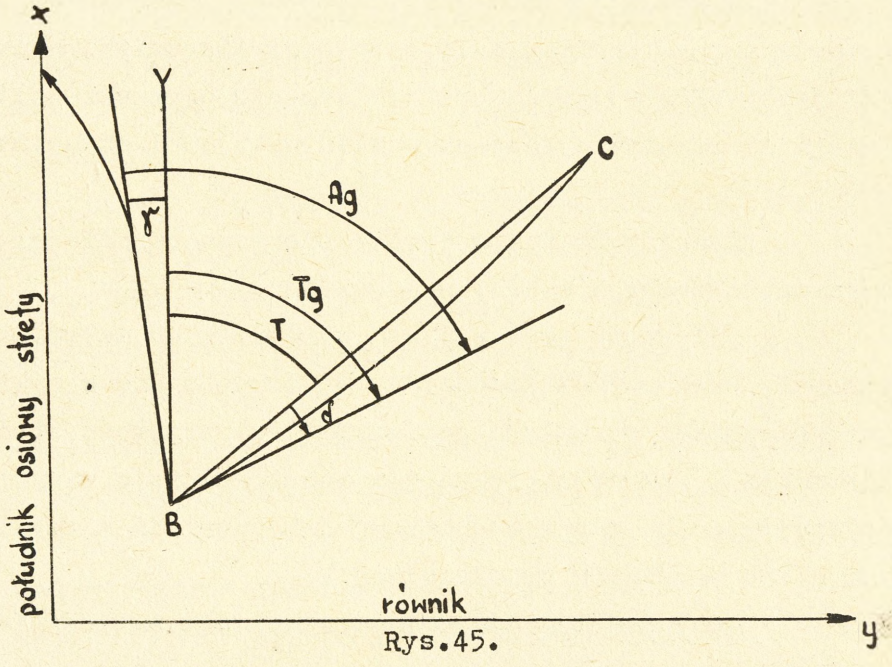
Posługując się współrzędnymi prostokątnymi płaskimi według odwzorowania Gaussa posiadamy dla kuli ziemskiej 60 układów /60 stref 6-cio stopniowych/, lecz układ współrzędnych prostokątnych pozwala zastosować podczas obliczeń wzory trygonometrii i geometrii płaskiej, co znacznie upraszcza obliczenia.

Dla rakiet strategicznych więc stosuje się z zasady obliczenia według współrzędnych geodezyjnych. Natomiast dla rakiet operacyjno-taktycznych typu 8K11 i 8K14, których zasięg zasadniczo wyklucza ewentualność strzelania do dalszych stref /oddalonych o dwie i więcej/, do obliczeń wykorzystuje się płaskie współrzędne prostokątne. Może tu zajść jedynie potrzeba przeliczenia współrzędnych prostokątnych z jednej do drugiej /sąsiedniej strefy/ według uproszczonych wzorów.

Przeliczenie to jest konieczne, aby współrzędne zarówno celu, jak i stanowiska startowego były w tym samym układzie.

Dla strzelania rakietami operacyjno-taktycznymi niezbędne są następujące dane geodezyjne /rys.45/

- geodezyjna odległość strzelania S_g;
- geodezyjny azymut topograficzny T_g;
- azymut geodezyjny kierunku na cel A_g;
- szerokość geodezyjna stanowiska startowego B;
- wysokość stanowiska startowego Z_B.



Rys.45.

Geodezyjna odległość strzelania S_g jest zasadniczym składnikiem donośności obliczonej dla ustalenia ostatecznej nastawy celownika /integratora/ oraz jest wielkością wejściową do tabel strzelniczych w celu określenia tabelarycznych współczynników dla obliczenia poprawek na odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych. Odległość geodezyjna jest to najmniejsza odległość między stanowiskiem startowym a celem mierzona na elipsoidzie /a zatem na powierzchni Ziemi/.

Geodezyjny azymut topograficzny celu T_g jest zasadniczym składnikiem obliczonego azymutu topograficznego kierunku strzelania T_{obl}, na podstawie którego skierowuje się rakietę na cel. Geodezyjny azymut topograficzny T_g jest to kąt między styczną do elipsoidy równoległą do płaszczyzny południka środkowego a styczną do linii geodezyjnej mierzony zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

Azymut geodezyjny A_g jest wielkością pomocniczą służącą jako wielkość wejściowa przy obliczeniu poprawek kierunku i donośności na obrót Ziemi. Azymut geodezyjny kierunku na cel A_g to kąt zawarty między styczną do południka przechodzącego przez stanowisko startowe a styczną do linii geodezyjnej mierzony zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

Szerokość geodezyjna stanowiska startowego B jest wielkością pomocniczą przy obliczaniu poprawek. Szerokość geodezyjna stanowiska startowego jest to kąt między płaszczyzną równika a normalną stanowiska startowego.

Wysokość stanowiska startowego Z_B służy do określenia barometrycznego ciśnienia na wysokości stanowiska startowego oraz jest wykorzystywana przy obliczaniu poprawki celownika z uwagi na różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego.

Wyżej wymienione dane geodezyjne określa się na podstawie współrzędnych celu i stanowiska startowego.

Odległość geodezyjną S_g, geodezyjny azymut topograficzny T_g oraz azymut geodezyjny A_g określa się w wyniku obliczeń. Natomiast szerokość geodezyjną B i wysokość stanowiska startowego Z_B określa się zwykle bezpośrednio z mapy /szerokość geodezyjną można również obliczyć lub odczytać z tabel geodezyjnych na podstawie współrzędnej X/.

Posiadając współrzędne celu i stanowiska startowego w układzie tej samej strefy postępuje się następująco:

- oblicza się dane topograficzne, to jest:
  - odległość ze stanowiska startowego do celu na płaszczyźnie d;
  - azymut topograficzny celu na płaszczyźnie T;
- określa się redukcję odległości $\triangle d$ i kierunku $\triangle T_1$ dla uwzględnienia zniekształcenia linii geodezyjnej na płaszczyźnie odwzorowanej metodą Gaussa oraz zbliżenie południków γ, a przy strzelaniu z jednej strefy do drugiej i różnicę azymutów osiowych stref $\triangle T$ i na tej podstawie oblicza:
  - odległość geodezyjną $S_g = d + \triangle d$;
  - geodezyjny azymut topograficzny $T_g = T + \triangle T_1 + \triangle T$;
  - azymut geodezyjny kierunku $A_g = T_g + \gamma$.

2. Określenie danych topograficznych

Dane topograficzne, jak wiadomo, mogą być określone rachunkowo lub wykreślnie. Sposób rachunkowy daje dużą dokładność, wymaga jednak dłuższego czasu na obliczenia. Sposób wykreślny zaś daje większą oszczędność czasu pewnym kosztem dokładności.

Przy strzelaniu z rakiet również stosuje się te sposoby. Sposób wykreślny musi jednak uwzględnić specyfikę strzelania z rakiet:

- duże odległości strzelania, przy zachowaniu niezbędnej skali pracy nie pozwalają na zastosowanie stolików ogniowych czy przyrządów kierowania ogniem;
- musi być zachowana wysoka dokładność przy oszczędności czasu.

Dlatego zastosowano odmianę sposobu wykreślnego w postaci tzw. zbioru planów kątowych. Pozatem używa się sposobu pośredniego: rachunkowo-wykreślnego.

Dane topograficzne określa się więc w praktyce jednym z trzech sposobów:

- rachunkowo za pomocą tabeli 6 "Zbioru do obliczania danych geodezyjnych" z wykorzystaniem arytmometru;
- rachunkowo-wykreślnie za pomocą tabeli 7 "Zbioru do obliczania danych geodezyjnych" i nomogramów;
- wykreślnie za pomocą zbioru planów kątowych.

A. Określenie wielkości d i T za pomocą tabeli 6

Sposób ten jest powszechnie znany i używany od lat w artylerii. Tabela zawarta jest w "Zbiorze do obliczania danych geodezyjnych", gdzie podano również sposób postępowania.

Istota sposobu jest następująca /rys.46/. Koło podzielono na 8 równych wycinków /po 45^{o}/. Mając współrzędne celu C i stanowiska startowego B obliczamy ich przyrosty

$$\Delta X = X_c - X_B \quad \text{i} \quad \Delta Y = Y_c - Y_B.$$

Znajdujemy tangens kąta ósmaka φ jako stosunek mniejszej różnicy współrzędnych M do większej W. Wielkość tę oznaczono K_k

$$K_k = \operatorname{tg} \varphi = \frac{M}{W}$$

Na podstawie K_k w zależności od stosunku Δx i Δy /$\frac{M}{W}$/ i ich znaków określa się azymut topograficzny T. Na przykład:

- w pierwszej ósemce: $K_k = \frac{M}{W} = \frac{+\Delta y}{+\Delta x}$; $T = \varphi$;

- w drugiej ósemce: $K_k = \frac{M}{W} = \frac{+\Delta x}{+\Delta y}$; $T = 90 - \varphi$;

- w szóstej ósemce: $K_k = \frac{M}{W} = \frac{-\Delta y}{-\Delta x}$; $T = 270 - \varphi$,

Azymut topograficzny oczywiście nie oblicza się każdorazowo, lecz odczytuje z tabeli.

Odległość od stanowiska startowego do celu można określić:

$$\frac{W}{d} = \cos \varphi .$$

Skąd

$$d = \frac{W}{\cos \varphi} = W \frac{1}{\cos \varphi} = W \cdot \sec \varphi .$$

Po oznaczeniu secansa kąta ósmaka przez K_D otrzymujemy, że

$$d = W \cdot K_D .$$

Współczynnik K_D odczytuje się z tabeli obok K_k.

Przykład:

Obliczyć d i T przy następujących warunkach:

X_c = 6 305 420; y_c = 5 506 250;

X_B = 6 255 850; y_B = 5 640 370.

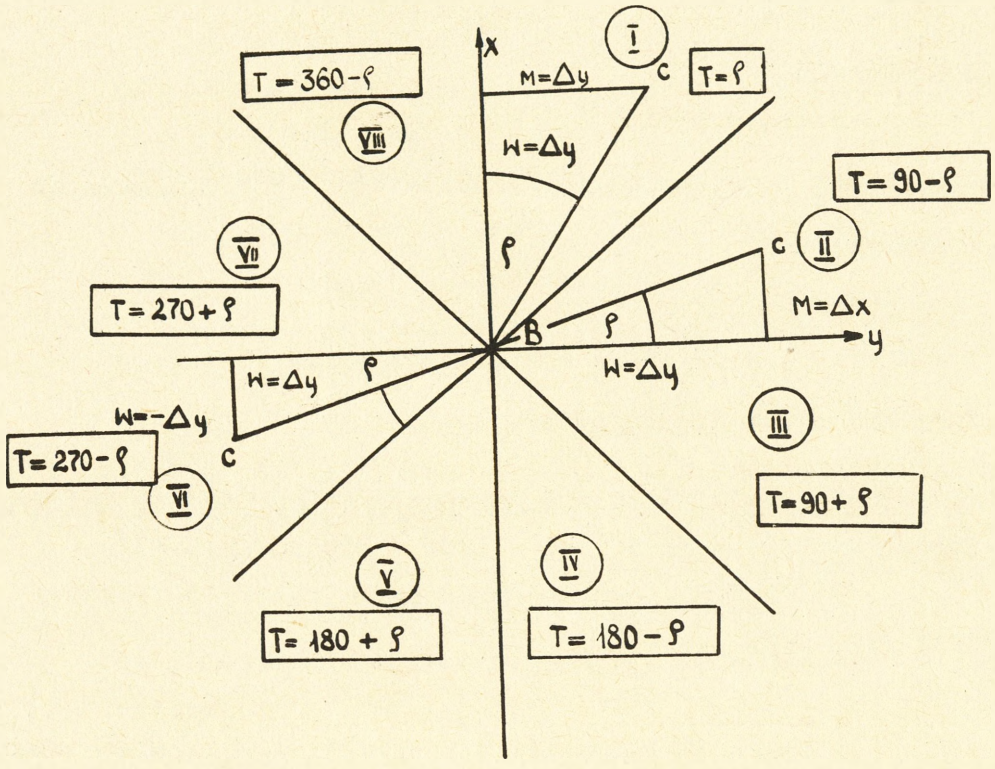
Rozwiązanie:

1. 6 305 420 − 6 255 850 = Δx = +49 570; 5 640 370 − 5 506 250 = Δy = −134120

2. $K_k = \frac{M}{W} = \frac{+\Delta x}{-\Delta y} = \frac{49570}{134120} = 0{,}3696$;

3. $T = 290^{\circ}17'$ $K_D = 1{,}0661$

4. $d = 134\,120 \cdot 1{,}0661 = 142\,985$ m = 142,99 km.



Rys.46.

B. Określenie wielkości d i T za pomocą tabeli 7 i nomogramu

Ponieważ sposób ten wyczerpująco jest opisany w "Zbiorze do obliczania danych geodezyjnych" ograniczymy się do przytoczenia przykładu.

Przykład:

Obliczyć d i T przy następujących warunkach:

X_c = 4 680 110; y_c = 4 520 020;

X_B = 4 805 830; y_B = 4 730 240.

Rozwiązanie:

1. Przyrosty współrzędnych:

4 680 110	4 520 020
- 4 805 830	- 4 730 240
ΔX = - 125 720	Δy = - 210 220

2. Przyrosty współrzędnych zaokrąglono w mniejszą stronę /do 5 km/

ΔX_o = 125 km; Δy_o = 210 km;

3. Z tabeli 7:

$T_o = 59^o14',3$; α_o = 244 385 m

4. $\Delta X_1 = 720$ m; $\Delta y_1 = 220$ m

5. Z nomogramu:

$$\delta_d = 525 \text{ m.}$$

6. $\alpha = \alpha_o + \delta_d = 244\,385 + 525 = 244\,910$ m = <u>244.91 km</u>

7. Z nomogramu:

$$\delta_T = -7{,}8.$$

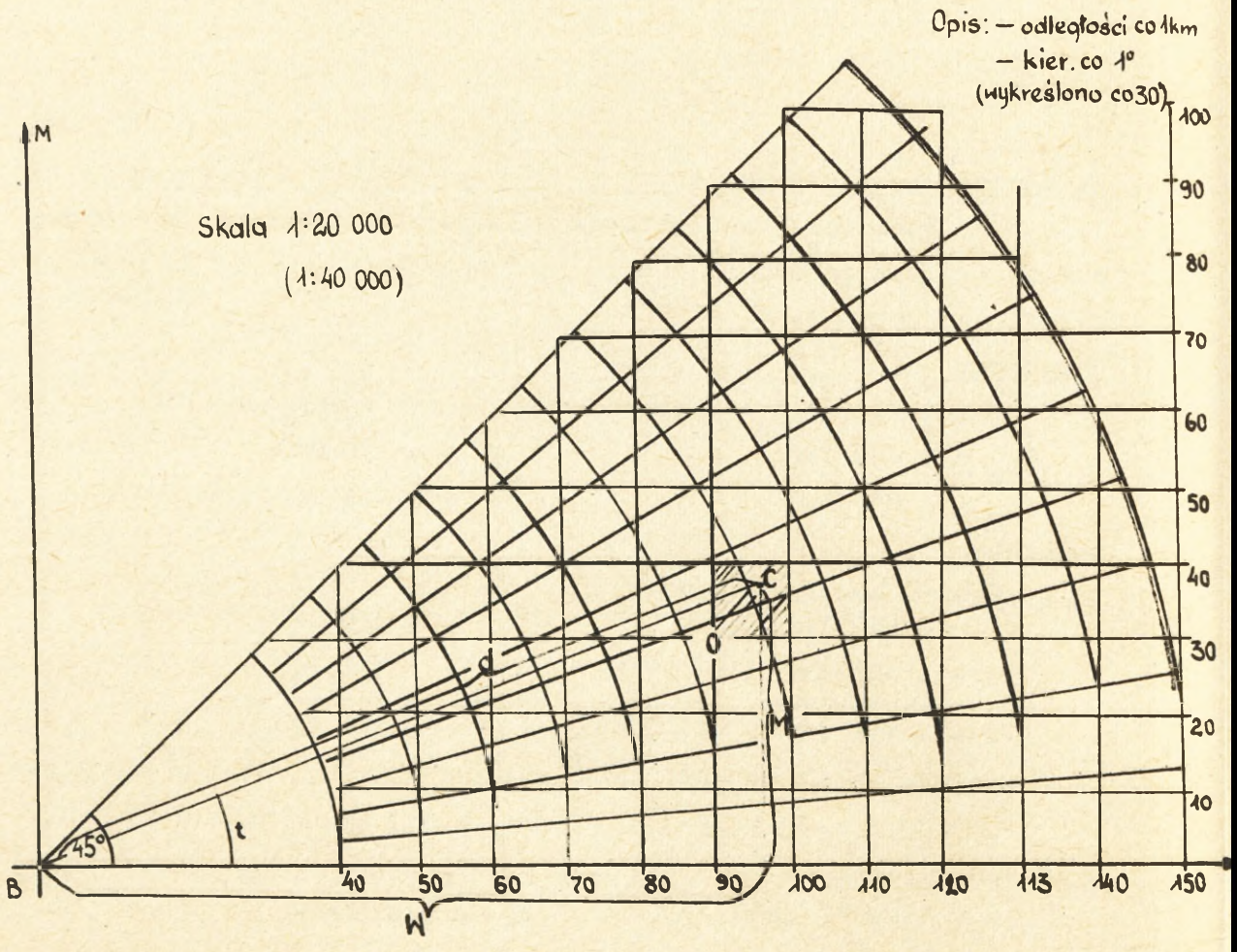
8. $t' = T_o + \delta_T = 59^\circ 14',3 - 7',8 = 59^\circ 06',5$

$T = 180^\circ + t' = \underline{239^\circ 06',5}$

C. <u>Określenie wielkości d i T za pomocą zbioru planów kątowych</u>

a/ Sposób sporządzenia zbioru planów kątowych /rys.47/.

Plan kątowy jest sporządzony w formie 45° sektora w skali 1:20 000.



Rys.47.

Sporządzono go następująco:

- jako początek układu przyjęto stanowisko startowe a jako oś poziomą większą różnicę współrzędnych W, zaś jako oś pionową - mniejszą różnicę współrzędnych M.
- na osi W w przyjętej skali odłożono wielkości przyrostów w granicach od 40 do 150 km w odstępach 1 km;
- wykreślono siatkę kilometrową przyrostów;
- w granicach sektora co każdy 1 km zatoczono łuki odległości i opisano je;
- wykreślono promienie kierunku co 30 sek. i opisano co 1^{o} od 0 do 45^{o} począwszy od osi W w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara.

Posiadając taki plan kątowy można by już na nim określić dane topograficzne postępując następująco /rys.47/:

- na podstawie przyrostów współrzędnych nanieść cel na plan kątowy;
- posługując się łukami odległości /i dodatkowo linijką/ odczytać odległość topograficzną do celu d;
- posługując się promieniami kierunku odczytać kąt ostry t', który pozwoli określić azymut topograficzny T.

Jednakowoż taki plan kątowy byłby niezwykle niewygodny w pracy biorąc pod uwagę, że sama jego długość sięgałaby prawie 8 m.

Dlatego wykreślony w powyższy sposób plan kątowy pocięto na arkusze zgodnie z siatką kilometrową przyrostów. Każdy arkusz - kartka - obejmuje prostokąt w skali 5 x 10 km. I tak powstał zbiór planów kątowych. Dla ułatwienia odnalezienia właściwej strony zbioru dodano margines z opisem mniejszych i większych przyrostów /M i W/. Dla ułatwienia nanoszenia celu na plan kątowy oraz podwyższenia dokładności odczytania d i t' do zbioru dołączono specjalny współrzędnik.

Zapas odległości w danym zbiorze planów kątowych może być różny w zależności od zasięgu danego typu rakiety, dla którego zbiór przewidziano. Omawiany zbiór przewidziany jest dla rakiet operacyjno-taktycznych. Zapas 150 km jest więc niewystarczający. Gdy zapas odległości nie wystarcza można zbiór wykorzystać w skali 1:40 000, co pozwoli określać odległości do 300km. W tym celu podano opis w nawiasach na lewej i górnej ramce każdej strony.

Do zbioru, oprócz współrzędnika, dołączono także trzy tabele pomocnicze:

- tabelę 1 do określania azymutu topograficznego;
- tabelę 2 do określania redukcji odległości i kierunku;
- oraz tabelę 3 do określania zbieżności południków.

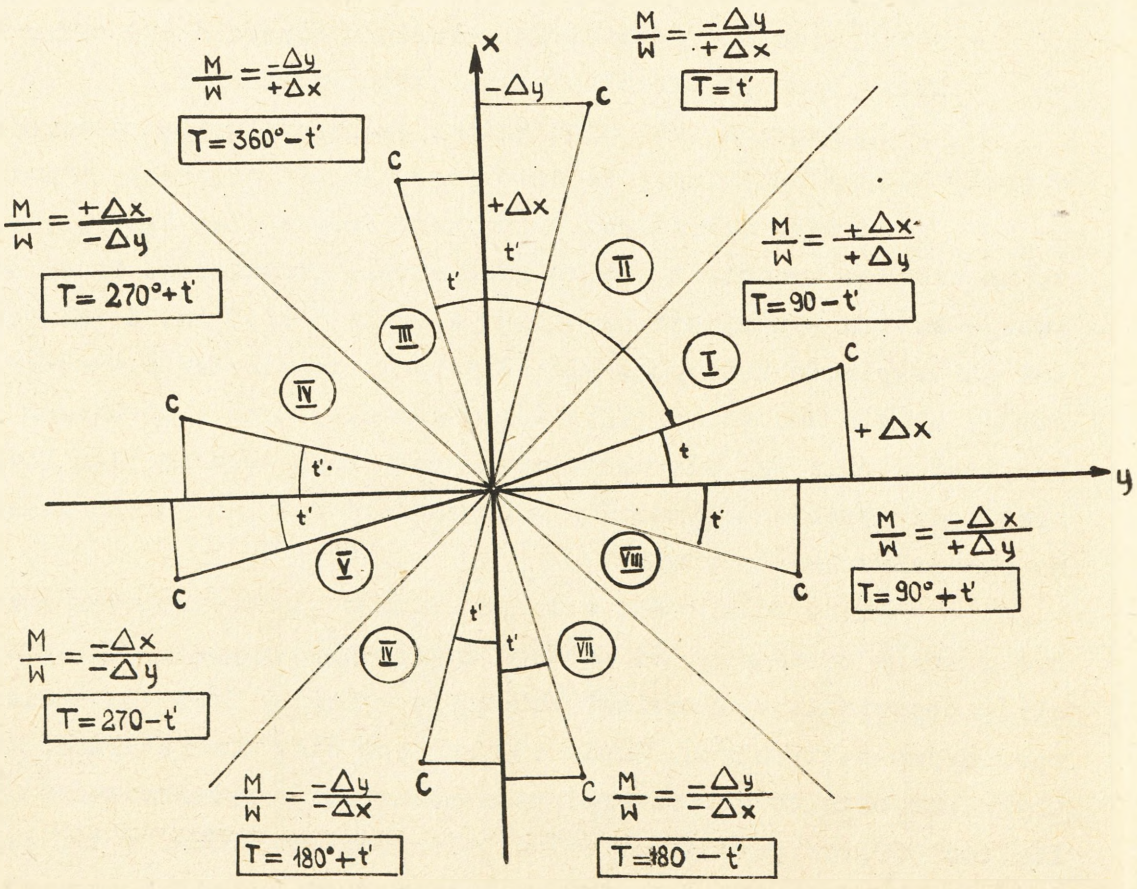
W ten sposób zbiór planów kątowych stanowi komplet pomocy pozwalający nie tylko określić dane topograficzne /główne przeznaczenie/, ale i dane geodezyjne bez potrzeby korzystania z innych tabel.

b/ Sposób obliczenia azymutu topograficznego

Ponieważ ze zbioru planów kątowych otrzymujemy kąt ostry t' zachodzi konieczność określenia azymutu topograficznego T. Istotę określenia azymutu topograficznego obrazuje rys.48.

Aby ułatwić określenie T ułożono tabelkę - jak tabela 1 zbioru planów kątowych.

Szczegółowy opis zbioru planów kątowych i zasady jego wykorzystania podaje specjalna instrukcja.



Rys.48.

Konkretne postępowanie przy określaniu d i T wyjaśni przykład.

Przykład:

Określić dane topograficzne do celu o współrzędnych X_c = 5 620 730 m; y_c = 2 674 100 m, jeżeli współrzędne baterii są następujące: X_B = 5 595 760; Y_B = 2 787 150.

Rozwiązanie:

1. Określamy przyrosty współrzędnych:

5 620 730	2 674 100
- 5 595 760	- 2 787 150
Δx = + 24 970 m	Δy = - 113 050 m

2. Po zaokrągleniu do 10 km w mniejszą stronę przyrostów współrzędnych

$\Delta x' = +$ 20 km $\Delta y' = -$ 110 km.

otwieramy za pomocą marginesu M = 20 i W = 110 odpowiednią stronę planu kątowego i odszukujemy na stronie 60 kwadrat siatki kilometrowej 324-113.

3. Za pomocą współrzędnika na podstawie przyrostów współrzędnych /w prawo 50 m i w górę 970 m/ nanosimy punkt celu na plan kątowy.

4. Pomagając sobie współrzędnikiem odczytujemy odległość topograficzną d = 115,80 km.

5. Odczytujemy wielkość kąta t' z zaokrągleniem do 30 minut za pomocą łuku kierunku /12°/. Przykładamy skalę minutową na punkt celu i po zgraniu zerowej rysy z łukiem kierunku 12° i rysy trzydziestominutowej z linią 12° 30' odczytujemy liczbę minut kąta t' z zaokrągleniem do 0,5 minuty

$$t' = 12^\circ + 26',5 = 12^\circ 26',5.$$

6. Określamy azymut topograficzny T za pomocą tabeli 1.
Mniejszym przyrostem jest Δx, stąd wielkościami wejściowymi do tabeli będzie stosunek $\frac{+\Delta x}{-\Delta y}$, który odpowiada 4 sektorowi: na podstawie kąta t' = 12°26',5 i stosunku $\frac{+\Delta x}{-\Delta y}$ określamy T = 282°26',5.

Oczywiście T moglibyśmy obliczyć też w oparciu o wnioski wysunięte na rys.48

$$T = 270^\circ + t' = 270^\circ + 12^\circ 26',5 = 282^\circ 26',5.$$

3. Określenie redukcji odległości i kierunku oraz zbieżności południków. Dane geodezyjne

Aby uwzględnić zniekształcenia linii geodezyjnej na płaszczyźnie odwzorowanej sposobem Gaussa, do obliczonych danych topograficznych wprowadza się poprawkę na redukcję odległości Δd_1 i poprawkę na redukcję kierunku ΔT_1. Oprócz tego określa się zbieżność południków .

Ponieważ obliczona odległość d jest zawsze większa od długości linii geodezyjnej S_g, to

$$S_g = d - \Delta d_1.$$

Natomiast geodezyjny azymut topograficzny oblicza się ze wzoru:

$$T_g = T + \Delta T_1 + \Delta T$$

gdzie: ΔT - poprawka azymutu topograficznego celu na przejście w inną sześciostopniową strefę /określa się z tabeli 12 "Zbioru tabel do obliczania danych geodezyjnych"/.

Azymut geodezyjny kierunku na cel oblicza się ze wzoru:

$$A_g = T_g + \gamma$$

Poprawkę na redukcję odległości można obliczyć ze wzoru geodezyjnego:

$$\Delta d_1 = 409 \cdot 10^{-8}\, d\, /y_B^2 + y_B y_C + y_C^2 /$$

w którym d, y_B i y_C wyrażone są w km /z dokładnością do 0,1 km, a poprawkę otrzymuje się w metrach/.

Poprawkę na redukcję kierunku można obliczyć ze wzoru geodezyjnego:

$$\Delta T_1 = 840 \cdot 10^{-6}\, /X_C - X_B/\, /2\, y_B + y_C/,$$

w którym X_C, X_B, Y_C, Y_B wyrażone są w km, a poprawkę otrzymuje się w sekundach.

Przy obliczaniu d_1 i T_1 wielkości y_B i y_C bierze się w stosunku do zerowego południka strefy.

Przykład:

Obliczyć Δd_1 i ΔT_1, a następnie S_g i T_g jeśli X_C = 5 620 730; y_C = 2 674 100; a X_B = 5 595 760; y_B = 2 787 150, a obliczone d = 115,80 km i T = 282°26',5.

Rozwiązanie:

$$\Delta d_1 = 409 \cdot 10^{-8}\ 115{,}8\ /287{,}2^2 + 287{,}2 \cdot 174{,}1 + 174{,}1^2/ =$$

$$= 77\ m = 0{,}08\ km.$$

$$\Delta T_1 = 840 \cdot 10^{-6}\ /24{,}9/\ /2 \cdot 287{,}2 + 174{,}1/ =$$

$$= 16{,}65 = 0',26.$$

Stąd $S_g = 115{,}80 - 0{,}08 = 115{,}72$ km

$T_g = 282^\circ 26',5 + 0',3 = 282^\circ 26',8 = 282^\circ 27',0.$

Ponieważ rachunkowe obliczanie Δd_1 i ΔT_1 jest kłopotliwe, w praktyce korzysta się z gotowych tabel redukcji odległości i kierunku podanych w tabeli 8 i 10 "Zbioru do obliczania danych geodezyjnych" oraz w tabeli 2 dołączonej do zbioru planów kątowych.

Danymi wejściowymi do tych tabel są:

$y^{x/} = y'_B + y'_C$, gdzie y'_C i y'_B - ilość kilometrów rzędnych celu i stanowiska startowego bez numeru strefy i wzięta zgodnie z brzmieniem tych rzędnych bez żadnego przeliczania /nie w stosunku do osiowego południka/

d /km/ - przy określaniu Δd_1;

Δx /km/ - przy określaniu ΔT_1.

Wielkości Δd_1 i ΔT_1 określa się z tabel stosując interpolację na oko. Znak ΔT_1 "plus" jeżeli $y^{x/}$ i Δx mają jednakowe znaki i "minus" jeżeli $y^{x/}$ i Δx mają różne znaki. Umowny znak $y^{x/}$ podany jest w tabeli.

Przykład:

Określić Δd i ΔT_1 w warunkach powyższego przykładu za pomocą tabeli redukcji odległości i kierunku "Zbioru do obliczania danych geodezyjnych".

Rozwiązanie:

$y^x = 674 + 787 = 1461$ km

d = 115,72 km $\approx$ 116 km

$\Delta x = 25$ km.

Z tabeli redukcji odległości $\Delta d_1 = 76$ m = 0,08 km

Z tabeli redukcji kierunku $\Delta T_1 = 0',25 \approx 0',3.$

Otrzymaliśmy więc praktycznie identyczne wyniki. Istnieje jeszcze szereg innych tabel, którymi z powodzeniem można posługiwać się uważając jedynie na dane wejściowe, które mogą być różne.

Zbieżność południków γ potrzebna jest do określenia azymutu geodezyjnego celu A_g, który nie służy do wycelowania rakiety, lecz jest potrzebny wyłącznie do obliczania poprawek. Wskutek tego duża dokładność w obliczaniu azymutu nie jest wymagana, a stąd i nie wymaga się dużej dokładności w określaniu zbieżności południków. Zbieżność południków określa się z tabeli 16 "Zbioru do obliczania danych geodezyjnych" oraz z tabeli 3 zbioru planów kątowych. Wielkościami wejściowymi do tych tabeli są: X_B i Y_B dla strefy stanowiska startowego wyrażone w całych kilometrach. Wartość γ odczytuje się z tabeli bez interpolacji. Znak zbieżności południków określa znak Y_B podany w tabeli.

Przykład:

Warunki jak wyżej. Określić γ i A_g.

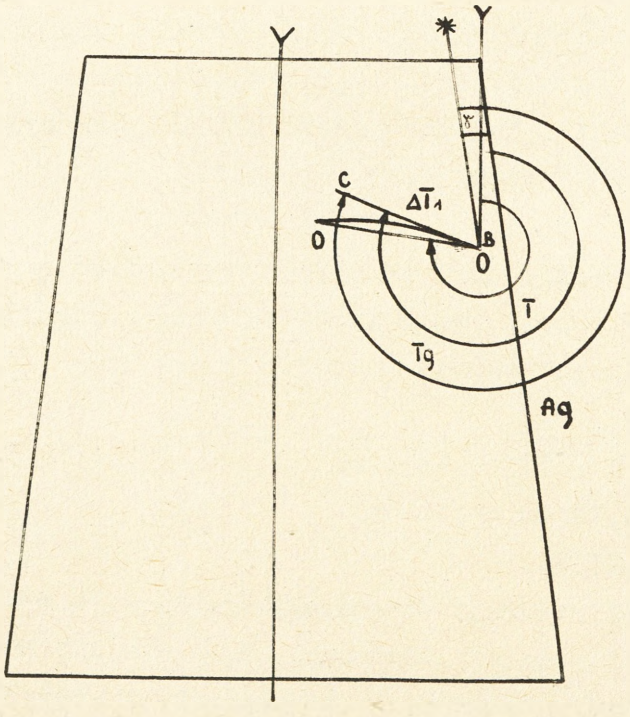
Rozwiązanie:

$X_B = 5596$ k; $Y_B = 787$ km.

$\gamma = +3^\circ 06'$

$A_g = T_g + \gamma = 282^\circ 27' + 3^\circ 06' = 285^\circ 33' \approx 286^\circ$.

Pouczającym będzie pokazanie szkicu kątów dla warunków przykładu, który posłużył do rozpatrzenia powyższych zasad /rys.49/.



$T = 282^\circ\ 26{,}5$

$\Delta T_1 = +0{,}5$

$T_g = 282^\circ 27'$

$\gamma = +3^\circ 06'$

$A_g = \approx 286^\circ$

Rys.49.

Dla zobrazowania całokształtu obliczeń związanych z określeniem danych geodezyjnych niech posłużą poniższe przykłady.

Przykład 1.

Obliczyć dane geodezyjne do celu jeśli:

- współrzędne stanowiska startowego w strefie stanowiska startowego

$X_B = 5919\ 729;\quad Y_B = 4\ 305\ 568;\quad B = 53^\circ;$

- współrzędne stanowiska startowego w strefie celu /po przeliczeniu/

$X_B = 5\ 920\ 178;\quad Y_B = 3\ 705\ 000;\quad \Delta T = 4^\circ 49';$

- współrzędne celu

$X_C = 5\ 929\ 214;\quad Y_C = 3\ 640\ 110$

Rozwiązanie:

a/

	5 929 214		640 110
	9 920 178		805 000
	$\Delta X = +$ 9 036		$\Delta y = -$ 64 890

b/ $$K_k = \frac{M}{W} = \frac{+\Delta x}{-\Delta y} = \frac{9036}{64890} = 0{,}1393$$

c/ $T = 277^\circ 55',5 \qquad K_D = 1{,}0097$

d/ $d = W \cdot K_D = 64\ 890 \cdot 1{,}0097 = 65\ 519$ m

e/ $y^x = 705 + 640 = 1345$ km

$\Delta d_1 = 30$ m; $\Delta T_1 = 0$; $\gamma = -2^\circ 25'$; $\Delta T = 4^\circ 49',0$

f/ $S_g = d - \Delta d_1 = 65\ 519 - 30 = 65489$ m $\approx 65{,}49$ km

$T_g = T + \Delta T_1 + \Delta T = 277^\circ 55',5 + 0 + 4^\circ 49' = 282^\circ 44',5$

$A_g = T_g + \gamma = 282^\circ 44',5 - 2^\circ 25' = 280^\circ 19',5 = 280^\circ.$

Przykład 2:

Założenie: Obliczyć dane geodezyjne do celu o współrzędnych $X_c = 6\ 535\ 120$; $Y_c = 6\ 657\ 890$ jeżeli wsp, stanowiska startowego:

$X_B = 6\ 636\ 200$; $Y_B = 6\ 735\ 350.$

Rozwiązanie:

1. Obliczenie przyrostów współrzędnych

6 535 120	6 657 890
- 6 636 200	- 6 735 350
$\Delta X = -101\,080$	$\Delta Y = -77\,460$

2. Określamy dane topograficzne za pomocą zbioru planów kątowych:

a/ obliczamy $M = -\Delta y = 70$

$W = -\Delta x = 100$;

b/ otwieramy odpowiednią stronę zbioru planów kątowych;

c/ odszukujemy kwadrat, w którym znajduje się cel;

d/ za pomocą współrzędnika nanosimy cel na plan kątowy;

e/ odczytujemy $d = 127\,370$ m; $t' = 37^{o}27',5$;

f/ przy wykorzystaniu tabeli 1 na podstawie t' i

$$\frac{M'}{W} = \frac{-\Delta y}{-\Delta x}$$ określamy $T = 217^{o}27',5$.

3. Obliczamy dane geodezyjne

a/ obliczamy z tabeli 2 redukcję odległości i kierunku

$y^{x} = y'_{B} + y'_{C} = 658 + 735 = 1393$ km

$\Delta d_{1} = 60$ m

$\Delta T_{1} = -0,8$

b/ Obliczamy z tabeli 3 zbieżność południków $\gamma = +4^{o}$.

c/ Dane geodezyjne

$S_{g} = 127\,370 - 60 = 127\,310$ m $= 127,31$ km

$T_{g} = 217^{o}27',5 - 0,8 + 0 = 217^{o}26',7 = 217^{o}26',5$

$A_{g} = 217 + 4 = 221^{o}$.

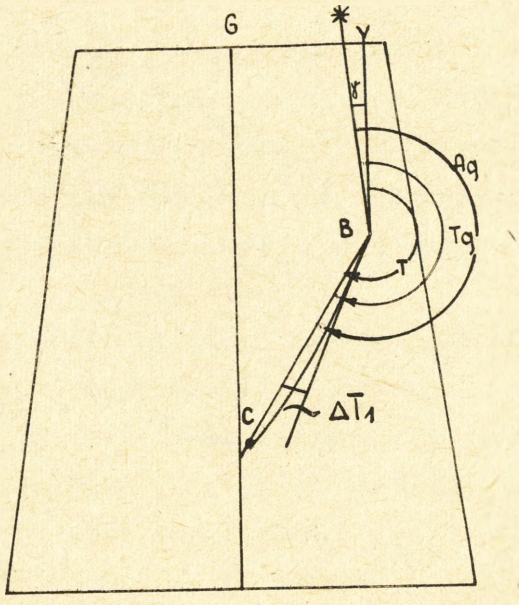
Uwaga: dokładność określenia:

S_{g} - 0,01 km

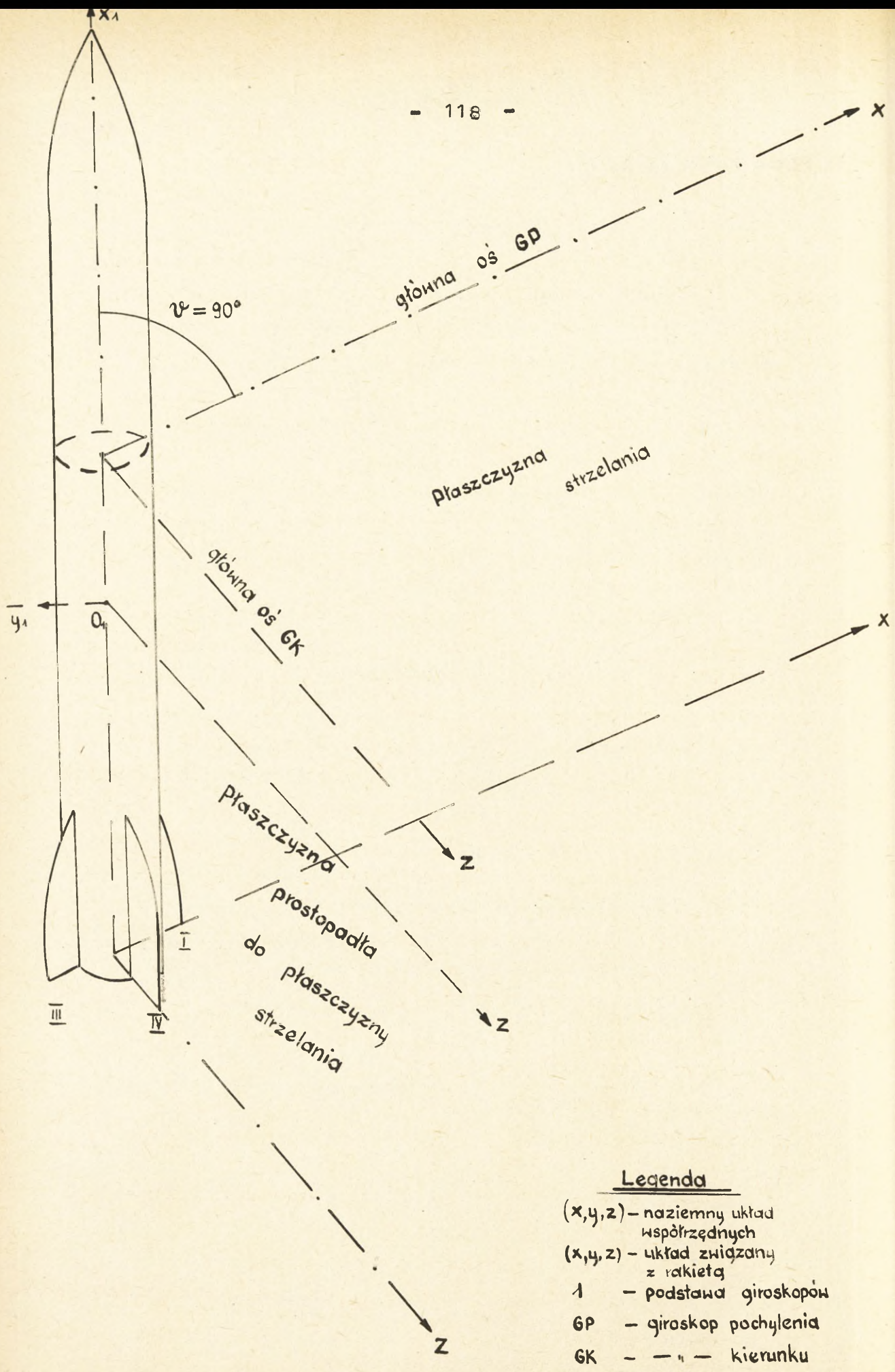
T_{g} - 0,5

A_{g} - 1^{o}

4. Szkic kątów /rys.50/.



Rys.50.



Legenda

(x,y,z) – naziemny układ współrzędnych
(x,y,z) – układ związany z rakietą
1 – podstawa giroskopów
GP – giroskop pochylenia
GK – — " — kierunku

Rys.51.

V. WYCELOWANIE RAKIETY

1. Zasady ogólne /rys.51/

Wycelowanie rakiety polega na początkowym zorientowaniu osi przyrządów giroskopowych nadających rakiecie tabelaryczny lot na aktywnym odcinku toru oraz na załadowaniu /nastawieniu/ integratora przyśpieszeń wzdłużnych na wymaganą donośność strzelania.

Wycelowanie rakiety można umownie podzielić na wycelowanie w dnonośności i wycelowanie w kierunku.

Przyjmuje się, że rakieta jest wycelowana w donośności jeśli integrator załadowany jest /nastawiony/ na lot i rakieta na stole startowym ustawiona dokładnie pionowo, przez co główna oś giroskopu pochylenia jest pozioma.

Przyjmuje się, że rakieta jest wycelowana w kierunku jeśli główna oś giroskopu pochylenia jest pozioma i pokrywa się z płaszczyzną strzelania, a główna oś giroskopu kierunku jest prostopadła do płaszczyzny strzelania. Osiąga się to przez:

- ustawienie rakiety ściśle w pionowym położeniu;
- zgranie płaszczyzny stateczników I-III z płaszczyzną strzelania.

Należy mieć na uwadze, że błędy popełnione przy wycelowaniu nie będą kompensowane przez układ kierowania i wejdą całkowicie w błędy przygotowania danych.

Właściwe wycelowanie rakiety poprzedza szereg czynności przygotowawczych, a mianowicie:

a/ jeszcze na pozycji technicznej:
- sprawdzenie ustawienia podstawy giroskopów;
- określenie poprawki $\Delta\beta$.

b/ na punkcie przeładowania rakiet:
- sprawdzenie zestawu przyrządów wycelowania.

c/ na stanowisku startowym:
- pionowe ustawienie rakiety na stole startowym i utrzymanie pionowego położenia przez cały czas znajdowania się rakiety na stole startowym aż do startu;
- sprawdzenie ustawienia podstawy giroskopów /jeśli zachodzi potrzeba/;
- sprawdzenie przyrządów wycelowania;

- uwzględnienie poprawki $\Delta\beta$ w toku określania danych do wycelowania rakiety.

2. Sprawdzenie ustawienia podstawy giroskopów i określenie $\Delta\beta$

Jak wiadomo, tabelaryczny lot nadaje się rakiecie za pomocą dwóch przyrządów giroskopowych: giroskopu pochylenia i giroskopu kierunku. Giroskop pochylenia i giroskop kierunku wraz z czujnikiem integratora przyśpieszeń wzdłużnych ustawia się na specjalnej podstawie, zwanej podstawą giroskopów. Ustawienie giroskopów na podstawie jest ściśle określone. W ten sposób ustawienie podstawy decydująco wpływa na zgodność wszystkich geometrycznych parametrów z warunkami technicznymi. Dla lepszego zrozumienia sporządźmy rysunek /rys.52/ wyobrażający schematycznie istotę zagadnienia.

Na rysunku przedstawiono:

I-III i II-IV - płaszczyzny stateczników przechodzące przez oś rakiety;

O-O_1 - oś podłużna rakiety;

1 - podstawa giroskopów;

2 - płytka podstawy giroskopów do ustawiania poziomicy /kwadrantu/;

3 - główna oś giroskopu pochylenia /prostopadła do płytki 2/;

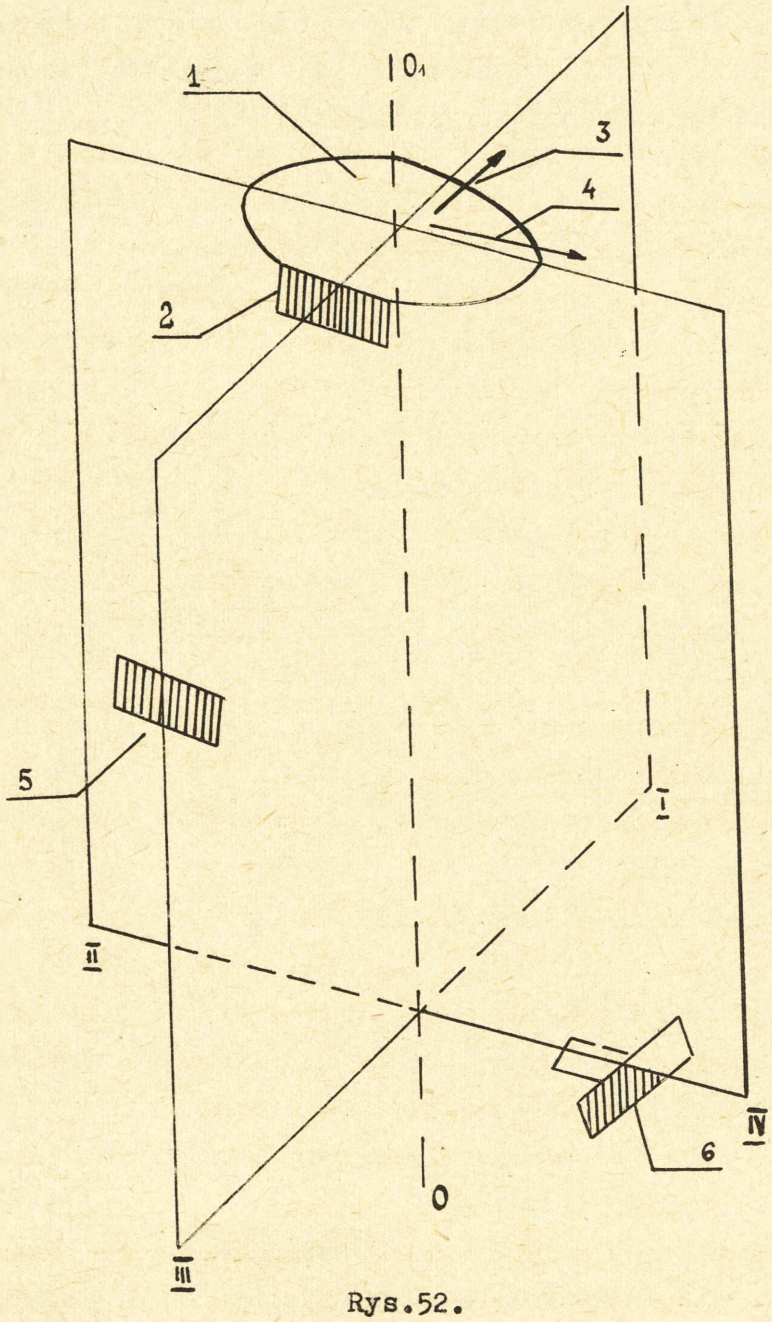
4 - główna oś giroskopu kierunku /równoległa do płytki 2/;

5 - płytka dla ustawienia kątomierza lub kwadrantu;

6 - płytka dla ustawienia dwóch poziomic z namagnesowaną podstawą /dla sprawdzenia pionowania rakiety/.

Między poszczególnymi parametrami powinna istnieć następująca zależność:

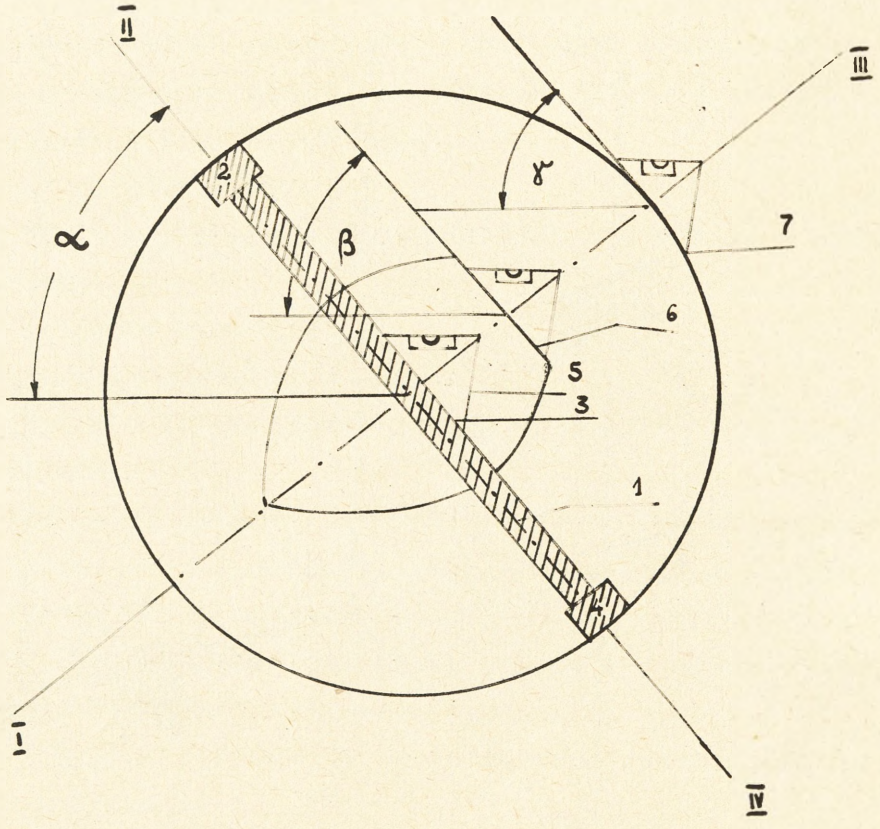
1. płaszczyzny I-III i II-IV wzajemnie prostopadłe;
2. podłużna oś rakiety równoległa do płasku płytki pod kątomierz /kwadrant/ i do płasku płytki poziomic z magnesem;
3. powierzchnia podstawy giroskopów prostopadła do podłużnej osi rakiety;
4. powierzchnia płasku płytki pod kątomierz /kwadrant/ równoległa do powierzchni płasku płytki podstawy giroskopów i obie razem równoległe do płaszczyzny II-IV.



Rys.52.

Ustawienie podstawy giroskopów odbywa się w zakładzie produkcyjnym i ma głównie na celu zapewnienie prostopadłości podstawy giroskopów i osi podłużnej rakiety. Natomiast na pozycji technicznej w czasie sprawdzeń zachodzi konieczność sprawdzenia ustawienia podstawy giroskopów. Sprawdzenia tego dokonuje się po ustawieniu giroskopów jakie następuje po niezależnym ich sprawdzeniu.

Sprawdzenie to ma na celu upewnienie się o równoległości powierzchni płasku płytki pod kątomierz i powierzchni płasku płytki podstawy giroskopów. Ewentualna bowiem niezgodność spowoduje przesunięcie głównych osi przyrządów giroskopowych i wpłynie na kierunek strzelania.



Rys.53.

Dla dokonania tego sprawdzenia wykorzystuje się: specjalną belkę rozsuwną i kwadrant optyczny z namagnesowaną podstawą.

Sprawdzenia dokonuje się następująco /rys.53/:

1. Rakieta na naczepie transportowej dokładnie spoziomowana.
2. W gniazdo uchwytów sterów gazowych wstawia się belkę rozsuwną /1/ płaskiem roboczym /3/ ku górze /tym samym zakładamy równoległość płasku roboczego belki rozsuwnej i płaszczyzny II-IV/.

3. Na płask roboczy belki rozsuwnej ustawia się kwadrant optyczny z namagnesowaną podstawą /5/, wyprowadza pęcherzyk powietrza na środek i odczytuje kąt α /kąt nachylenia osi II-IV w stosunku do poziomu/.
4. Przenosi się kwadrant optyczny na płask płytki podstawy giroskopów /6/ i mierzy kąt β. Przy tym $\beta - \alpha$ nie powinno przekraczać 3 minut. Jeśli różnica ta przekracza 3 minuty poprawia się ustawienie podstawy giroskopów, to jest tak obraca podstawę, by $\beta - \alpha \leqslant 1'$.
5. Przenosi się kwadrant optyczny na płask płytki dla ustawienia kątomierza /7/ i mierzy kąt γ.
6. Oblicza się $\gamma - \beta = \Delta\beta$ /gdzie β kąt już poprawiony, jeśli poprawiono ustawienie podstawy giroskopów/. Kąt $\Delta\beta$ określa się z jego znakiem i wpisuje do książki rakiety. Wielkość tę uwzględnia się jako poprawkę przy wycelowaniu rakiety.

Jeśli z jakichś względów na technicznej pozycji nie określono $\Delta\beta$ lub zachodzi wątpliwość czy nie nastąpiło przesunięcie podstawy giroskopów, można dokonać sprawdzenia na stanowisku startowym. W tym celu postępuje się następująco:

1. Rakieta ustawiona pionowo na stole startowym.
2. Za pomocą kątomierza ustawionego na płytce podstawy giroskopów określa się ustalenie β_1 na daleki punkt ustalenia /lub na teodolit specjalny/;
3. W taki sam sposób określa się ustalenie β_2 kątomierzem przeniesionym na płytkę dla ustawienia kątomierza.
4. Oblicza się różnicę ustaleń, która charakteryzuje wzajemne położenie płytek i jest równoznaczna z $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$.

3. Wycelowanie rakiety w kierunku

A. Komplet przyrządów wycelowania

Dla wycelowania rakiety w kierunku pluton ogniowy rakiet operacyjno-taktycznych posiada komplet przyrządów wycelowania 8 Sz 18. W skład kompletu wchodzi:

- teodolit specjalny;
- kątomierz;
- 2 tyczki z oświetleniem.

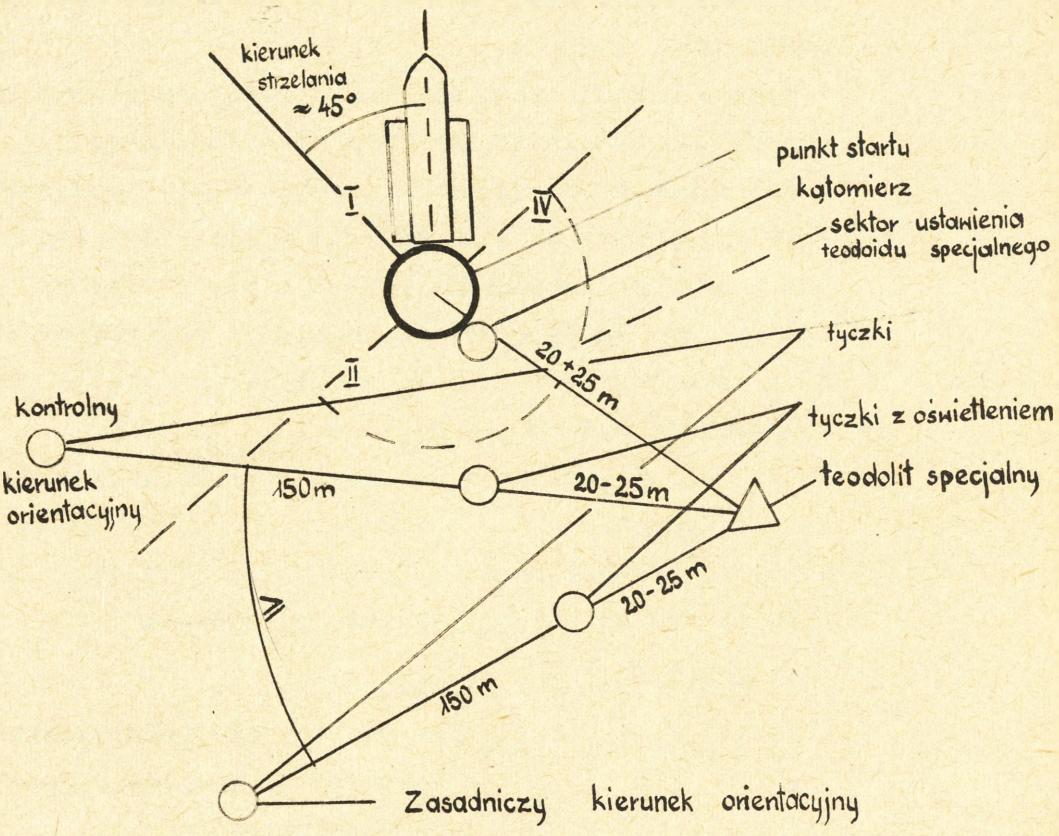
Teodolit specjalny służy do pomiaru kątów poziomych w skali stopniowej z dokładnością do 0,1 oraz jako punkt wycelowania dla kątomierza na rakiecie. Skalę kątów ma opisaną zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara. Można na nim określać tylko odczyty względne /nie w stosunku do kierunku północy/. Z zasady każdy odczyt określa się jako średni z dwóch położeń mikroskopu /prawe i lewe/. Ponieważ to ostatnie położenie różni się od pierwszego o 180° zmienia się go o 180°. Tak więc odczyt np. na kątomierz określi się:

$$K'_{kt} = \frac{KL_{kt} + /KP_{kt} \pm 180^{\circ}/}{2}$$

Kątomierz dla pracy umocowuje się na rakiecie nad statecznikiem III. Skalę kątów posiada opisaną zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Jest ona nieruchoma i tak umieszczona, że linia 0-180° odpowiada ideowo linii stateczników I-III. Ruchomym natomiast jest wskaźnik.

Tyczki z oświetleniem służą do wskazania kierunków orientacyjnych w warunkach nocnych lub ograniczonej widoczności. Same kierunki orientacyjne zastabilizowane są w terenie przez drużynę topogeodezyjną za pomocą kołków.

B. Rozmieszczenie przyrządów wycelowania na stanowisku startowym przedstawia rys.54



R y s . 54.

C. Kolejność czynności i obliczeń

a/ W wyniku topograficznego dowiązania stanowiska startowego określa się:

- współrzędne punktu startu;
- położenie punktu stania teodolitu specjalnego;
- topograficzny azymut zasadniczego kierunku orientacyjnego T_z;
- topograficzny azymut kontrolnego kierunku orientacyjnego T_K.

W punkcie startu, miejscu stania teodolitu specjalnego oraz na obu kierunkach orientacyjnych /punkty ustawienia tyczek/ wbija się kołki.

b/ Po zajęciu stanowiska startowego:

- rozstawia się przyrządy wycelowania;
- teodolitem specjalnym dokonuje się rozglądu kątowego przy obydwóch położeniach mikroskopu i w wyniku uzyskuje odczyty na:
  - tyczkę zasadniczego kierunku orientacyjnego K_z;
  - tyczkę kontrolnego kierunku orientacyjnego K_k;
  - kątomierz na rakiecie K_{Kt} /rakieta nie wycelowana/;

  Przy tym odczyt na wskaźnik kątomierza powinien być ostatnim i przy położeniu mikroskopu z prawej strony
- oblicza się kąt między zasadniczym i kontrolnym kierunkiem orientacyjnym $\theta = K_k - K_z$;
- oblicza się kąt $\delta_1 = K_{kt} - K_z$;
- kąty θ i δ_1 melduje się dowódcy baterii /dla drużyny przygotowanych danych/.

c/ W drużynie przygotowania danych:

- oblicza się ostateczną nastawę odchylenia

$$\alpha_2 = T_z + \delta_1 - T_{obl}$$

gdzie: $T_z + \delta_1 = T_{kt}$ /azymut topograficzny kierunku na kątomierz z miejsca stania teodolitu specjalnego/;

- oblicza się $\theta - \theta_{obl}$ dla upewnienia się o właściwości ustawienia teodolitu specjalnego względem kierunków orientacyjnych, gdzie:

$$\theta_{obl} = T_k - T_z;$$

- przekazuje się α_2 na stanowisko startowe.

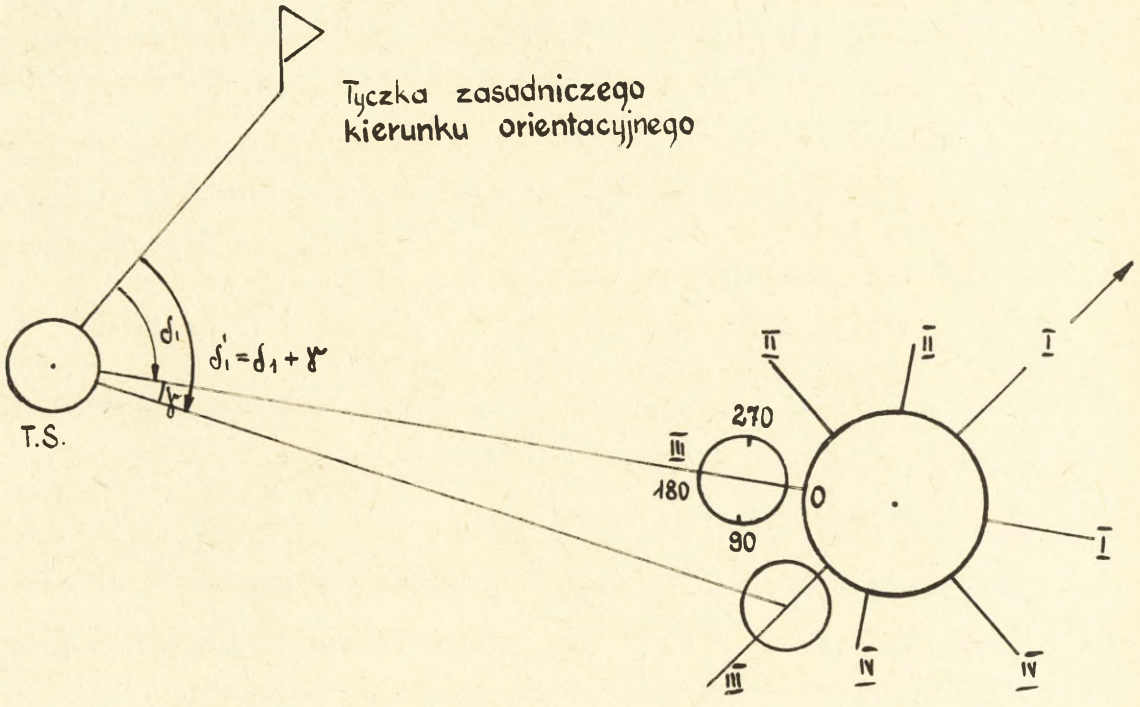
Jeśli α_2 w granicach $270^0 \div 360^0$ zmniejsza się ją o 180^0.

d/ Na stanowisku startowym według α_2 wycelowuje się rakietę na cel postępując następująco:

- nastawia się na kątomierzu α_2 /z ewentualnym uwzględnieniem $\Delta\beta$ /;
- obraca rakietę na stole startowym, tak aby nastąpiło zgranie osi optycznej kątomierza z teodolitem specjalnym /rakieta skierowana statecznikami I-III na cel/.

Ponieważ kątomierz umieszczony jest nad trzecim statecznikiem, jest on oddalony od osi obrotu rakiety. Podczas obracania rakiety do zgrania osi optycznej kątomierza ze wskaźnikiem teodolitu

specjalnego, kątomierz przesunie się w odniesieniu do teodolitu specjalnego o pewien kąt γ /rys.55/.



Rys.55.

W wyniku tego i kąt między zasadniczym kierunkiem orientacyjnym a kierunkiem na wskaźnik kątomierza będzie już nie δ_1, lecz $\delta_1' = \delta_1 + \gamma$. Stąd należałoby określić kąt δ_1' i nową nastawę odchylenia α_2', nastawić ją na kątomierzu i powtórzyć zgranie osi optycznej kątomierza ze znakiem teodolitu specjalnego. Kątomierz przesunie się o pewien kąt i tak dalej /stale zbliżając/ aż kątomierz przestałby się przesuwać. Zajęłoby to sporo czasu.

W praktyce po zgraniu osi optycznej kątomierza ze wskaźnikiem teodolitu specjalnego, obsługujący teodolit określa kąt γ /kąt przesunięcia wskaźnika kątomierza/ i podaje dowódcy zespołu układu napędowego jako poprawkę. Dowódca zespołu układu napędowego

zgrywa odpowiednią rysę podziałki kątomierza ze wskaźnikiem teodolitu specjalnego przez dodatkowy obrót rakiety. Po tym zaryglowuje się stół startowy i melduje "rakieta wycelowana".

D. Sprawdzenie wycelowania rakiety

Dowódca plutonu ogniowego osobiście sprawdza nastawę kątomierza i zgranie rysy podziałki kątomierza odpowiadającej poprawce δ, ze wskaźnikiem teodolitu specjalnego.
Właściwego sprawdzenia dokonuje się następująco:

- określa się na teodolicie odczyt na kątomierz rakiety wycelowanej K_{kt_w}
- oblicza $\delta_2 = K_{kt_w} - K_k$;
- oblicza się $\alpha_k = T_k + \delta_2 - T_{obl}$
  gdzie $T_k + \delta_2 = T_{kt}$;
- ustala się kątomierzem na teodolit specjalny /nie poruszając rakiety/ i odczytuje α_3;
- porównuje się α_3 i α_k.

Różnica między α_K i α_3 nie powinna przekraczać 3 minut.
Jeśli różnica ta $/\alpha_K - \alpha_3/$ przekracza 3 minuty, to wycelowanie rakiety w kierunku powtarza się od początku.

Przykład 1.

Założenie 1.

a/ W wyniku przygotowania topogr. określono $T_z = 86^\circ 32{,}5$
$T_K = 179^\circ 07'$.

b/ Po zajęciu stanowiska startowego za pomocą teodolitu specjalnego określono: $K_{kt} = 217^\circ 30{,}5$
$K_z = 184^\circ 29{,}5$
$K_k = 277^\circ 17{,}5$

c/ W wyniku przygotowania danych określono $T_{obl} = 97^\circ 58{,}5$

Praca do wykonania:

Obliczyć ostateczną nastawę odchylenia.

Rozwiązanie /rys.56/:

$\delta_1 = K_{kt} - K_z$ $\quad T_{kt} = T_z + \delta_1$ $\quad \alpha_2 = T_{kt} - T_{obl}$

$217^\circ 30',5$	$86^\circ 32',5$	$119^\circ 33',5$
$- 184^\circ 29',5$	$+ 33^\circ 01',0$	$- 97^\circ 58',5$
$\delta_1 = 33^\circ 01',0$	$T_{kt} = 119^\circ 33',5$	$\alpha_2 = 21^\circ 35',0$

Założenie II.

Po wycelowaniu rakiety określono $K_{k_w} = 216^\circ 59',5$.

Zmierzone $\alpha_3 = 20^\circ 53'$

Praca do wykonania:

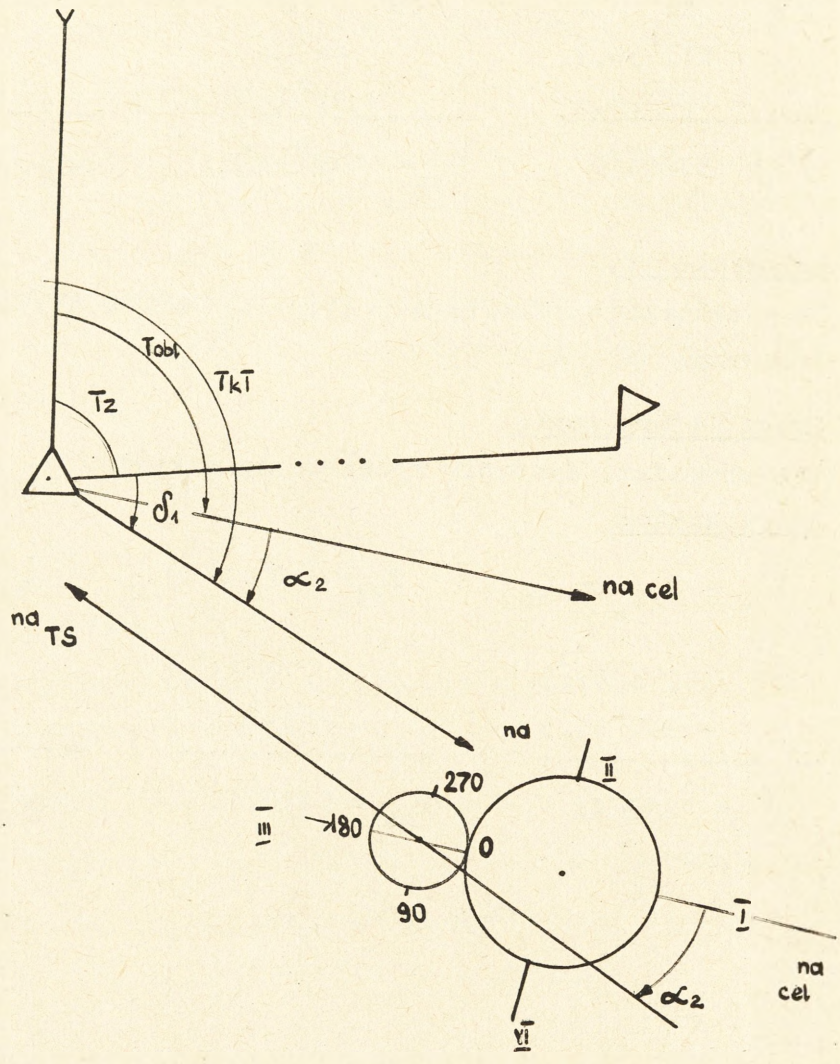
Przeprowadzić kontrolę wycelowania rakiety.

Rozwiązanie:

$\delta_2 = K_{kt_w} - K_k$ $\quad T_{kt_w} = T_k + \delta_2$ $\quad \alpha_k = T_{kt_w} - T_{obl}$

$216^\circ 39',5$	$179^\circ 07'$	$118^\circ 49',0$
$- 277^\circ 17',5$	$+ 299^\circ 42'$	$- 97^\circ 58',5$
$\delta_2 = 299^\circ 42'$	$T_{kt_w} = 118^\circ 49'$	$\alpha_k = 20^\circ 50',5$

$$\alpha_k - \alpha_3 < 3'$$



Rys.56.

Przykład 2.

Założenie:

a/ W wyniku dowiązania topograficznego określono $T_z = 108^{o}35'$.

b/ Po zajęciu stanowiska startowego określono:

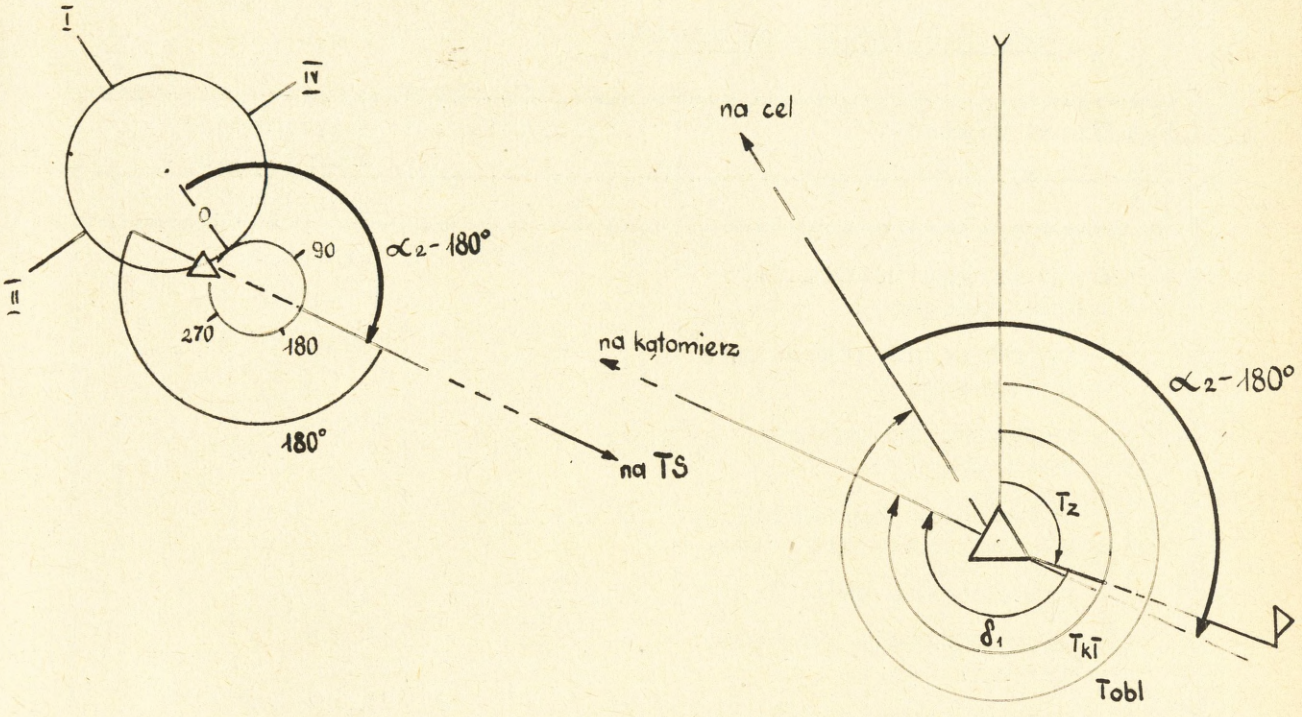
$$K_z = 198^{o}50,'5$$

$$K_{kt} = 24^{o}47,'5$$

c/ W wyniku przygotowania danych określono $T_{obl} = 327^{o}38,'5$

Obliczyć ostateczną nastawę odchylenia. Pokazać na rysunku.

Rozwiązanie /rys.57/:



Rys.57.

Rozwiązanie /rys.57/:

$\delta_1 = K_{kt} - K_z$	$T_{kt} = T_z + \delta_1$	$\alpha_2 = T_{kt} - T_{obl}$
$24^\circ47',5$	$108^\circ35'$	$294^\circ32',0$
$- 198^\circ50',5$	$+ 185^\circ57'$	$- 327^\circ38',5$
$\delta_1 = 185^\circ57'$	$T_{kt} = 294^\circ32'$	$\alpha_2 = 326^\circ53',5$

$$\alpha_2 - 180^\circ = 326^\circ53',5 - 180^\circ = 146^\circ53',5 .$$

VI. PRZYGOTOWANIE DANYCH ZA POMOCA TABEL STRZELNICZYCH 8K11

1. Wielkości wyjściowe wykorzystywane przy przygotowaniu danych i określaniu nastaw

Lp.	Nazwa wielkości	Oznaczenie	Dokładność określenia
1	2	3	4
1.	Dane przygotowania topogeodezyjnego:		
	- współrzędne stanowiska startowego	X_B, Y_B	1 m
	- wysokość stanowiska startowego	Z_B	10 m
	- szerokość geodezyjna stanowiska startowego	B	1^o
	- współrzędne celu	X_c, Y_c	1 m
	- wysokość celu /punktu wybuchu/	Z_C /Z_w/	10 m
	- azymut topograficzny zasadniczego i kontrolnego kierunku orientacyjnego	T_z, T_k	0,'5
	- wysokość stacji meteorologicznej	Z_m	10 m
2.	Dane przygotowania balistycznego i technicznego:		
	- ciężar całkowicie napełnionej rakiety	Q	1 kg
	- ciężar nienapełnionej rakiety /własny/	Q_w	1 kg
	- temperatura napełnienia utleniacza	$t^o_{n_u}$	1^o C
	- temperatura napełniania paliwa	$t^o_{n_p}$	1^o
	- pojemność układu utleniacza	V_u	1 litr
	- pojemność zbiornika paliwa	V_p	1 litr
	- ciężar właściwy utleniacza	γ_u	0,001 kg/l
	- ciężar właściwy paliwa	γ_p	0,001 kg/l

2	3	4
- poprawka na nierównoległość płytki pod kątomierz i płytki podstawy giroskopów	$\Delta\beta$	0,1
3. Dane przygotowania meteorologicznego:		
- przyziemne ciśnienie powietrza	h_m	1 mb
- przyziemna temperatura powietrza	t_m	1^oC
- balistyczna odchyłka temperatury powietrza	Δt^o	1^oC
- azymut pierwszego wiatru balistycznego	T_{W_1}	1^o
- prędkość pierwszego wiatru balistycznego	W_1	1 m/sek
- azymut drugiego wiatru balistycznego	T_{W_2}	1^o
- prędkość drugiego wiatru balistycznego	W_2	0,1 m/sek
4. Dane określane na stanowisku startowym:		
- rzeczywisty czas rozładowania integratora	$\tilde{\iota}_{rr}$	0,01 sek
- kąt między zasadniczym kierunkiem orientacyjnym a wskaźnikiem kątomierza	δ_1	0,5
- kąt między kontrolnym kierunkiem orientacyjnym a wskaźnikiem kątomierza	δ_2	0,5
- kąt między zasadniczym a kontrolnym kierunkiem orientacyjnym.		0,5

2. Oznaczenia

$$a/\ \tilde{\iota} = \tilde{\iota}'_o + \Delta\tilde{\iota}_o\ /S_g - S'_g/ + \tilde{\iota}_{obr}\sqrt{}_{obr} + \tilde{\iota}_g\sqrt{}_g +$$

$$+ 0{,}001\,\tilde{\iota}_z \cdot \Delta z + 0{,}001\ /\ \tilde{\iota}_Q \Delta Q + \tilde{\iota}_h \Delta h +$$

$$\tilde{\iota} + \Delta_t\ t + \tilde{\iota}_w W_x\ / + \Delta\tilde{\iota}_k\ .$$

Człon $\tilde{\tau}'_o + \Delta\tilde{\tau}_o/S_g - S'_g/ + \tilde{\tau}_{obr}\nu_{obr} + \tilde{\tau}_g\nu_g +$

$+ 0{,}001\,\tilde{\tau}_z\,\Delta z$

oznacza się $\tilde{\tau}_o$ i oblicza z dokładnością do 0,001 sek. Jeśli $\tilde{\tau}_o$ zaokrągli się do 0,01 sek., to wielkość tę przyjęto oznaczać $\tilde{\tau}_1$ i nazywać "pierwszym celownikiem".

Na podstawie pierwszego celownika wykonuje się trenowanie integratora przyśpieszeń wzdłużnych mające na celu określenie rzeczywistego czasu rozładowania $\tilde{\tau}_{rr}$.

Człon $\tilde{\tau}_Q \cdot \Delta Q + \tilde{\tau}_h \Delta h + \tilde{\tau}_t \Delta t + \tilde{\tau}_w W_x$

oznacza się $\delta\tilde{\tau}_o$. Wynik $\tilde{\tau}_o + 0{,}001\,\delta\tilde{\tau}_o$ zaokrąglony do 0,01 sek oznacza się $\tilde{\tau}_2$ i nazywa "drugim celownikiem". Na podstawie drugiego celownika sprawdza się możność osiągnięcia wymaganej donośności i dokonuje sprawdzenia danych baterii i sztabu dywizjonu.

Wynik $\tilde{\tau} = \tilde{\tau}_o + 0{,}001\,\delta\tilde{\tau}_o + \Delta\tilde{\tau}_k$ po zaokrągleniu do 0,01 sek. oznacza się $\tilde{\tau}_3$ i nazywa "trzecim celownikiem/.

Na podstawie trzeciego celownika odbywa się załadowanie integratora na lot rakiety.

b/ $$T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$$

Geodezyjny azymut topograficzny linii celu T_g oblicza się z dokładnością do 0,'1 a zaokrąglony do 0,'5 może służyć do określania pierwszej nastawy odchylenia α_1 dla wstępnego wycelowania rakiety.

Poprawki ΔT_{obr} i ΔT_w oblicza się z dokładnością do 0,' 1. Na podstawie T_{obl} zaokrąglonego do 0,'5 oblicza się drugą nastawę odchylenia α_2 dla ostatecznego wycelowania rakiety w kierunku na cel / α_2 można zaokrąglić do 1'/.

Trzecią nastawę odchylenia α_3 odczytuje się na kątomierzu rakiety i służy do sprawdzenia wycelowania rakiety przez porównanie z kontrolną nastawą odchylenia α_k.

3. Kolejność i metoda przygotowania danych

Przygotowanie danych odbywa się równocześnie w baterii i w dywizjonie /dla sprawdzenia/.

W dywizjonie jest sekcja przygotowania danych w składzie:

- kierownik sekcji;
- pomocnik kierownika sekcji;
- starszy rachmistrz;
- dwóch rachmistrzów.

Taki skład pozwala na utworzenie dwóch par rachmistrzów pracujących równolegle i niezależnie. Wewnątrz pary rachmistrzów dokonuje się podziału obowiązków, co daje oszczędność czasu. Niezależność pracy par rachmistrzów zapobiega przyjęciu omyłkowych danych.

W baterii startowej jest drużyna przygotowania danych w składzie:

- dowódca;
- starszy rachmistrz;
- rachmistrz.

W baterii przygotowanie danych wykonuje więc dwóch rachmistrzów. Muszą oni pracować niezależnie.

Przygotowanie danych umownie dzieli się na dwa etapy:
a/ przed otrzymaniem zadania ogniowego;
b/ po otrzymaniu zadania ogniowego.

Przed otrzymaniem zadania ogniowego:

- sporządza się wykresy zależności danych meteorologicznych od wysokości Y_k;
- określa się odchyłkę ciężaru napełnionej rakiety $\triangle Q = Q - 5410$ kg;
- określa się odchyłkę przyziemnego ciśnienia powietrza na stanowisku startowym $\triangle h = h - 1000$ mb;

Po otrzymaniu zadania ogniowego:

- określa się dane geodezyjne S_g, T_g, A_g;
- oblicza się wartość funkcji $\nu_{obr} = \cos B \sin A_g$

$$\nu_g = \sin^2 B$$

$$\varphi_1 = \sin B$$

$$\varphi_2 = \cos B \cos A_g;$$

- oblicza się różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego $\Delta Z = Z_w - Z_B$;
- wypisuje się z tabel strzelniczych: $\tilde{\iota}_{obr}$, $\tilde{\iota}_g$, $\tilde{\iota}_z$, $\Delta\tilde{\iota}_o$;
- oblicza się $\tilde{\iota}_o = \tilde{\iota}'_o + \Delta\tilde{\iota}_o /S_g - S'_g/ + \tilde{\iota}_{obr} \nu_{obr} + \tilde{\iota}_g \nu_g + 0{,}001\, \tilde{\iota}_z \Delta Z$ /sek/;
- zaokrąglając $\tilde{\iota}_o$ do 0,01 sek. określa się $\tilde{\iota}_1$ i przekazuje na stanowisko startowe;
- określa się obliczony czas rozładowania integratora

$$\tilde{\iota}_{o_r} = \frac{\tilde{\iota}_1}{1{,}38};$$

- określa się poprawkę kierunku strzelania na obrót Ziemi

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \varphi_1 + K_2 \cdot \varphi_2;$$

- określa się poprawiony azymut topograficzny

$$T_p = T_g + \Delta T_{obr};$$

- z tabel strzelniczych według S'_g wypisuje się $\tilde{\iota}_Q$, $\tilde{\iota}_h$, $\tilde{\iota}_t$, K_{W_z}, Y_k i t_k a $\tilde{\iota}_{w_x}$ przyjmuje się równy

$$-30 \,/\, \frac{0{,}001 \text{ sek}}{\text{m/sek}}/;$$

- według Y_k z wykresów danych meteorologicznych odczytuje się Δt°, T_{W_2} i W_2;
- z komunikatu meteorologicznego odczytuje się T_{W_1} i W_1;
- określa się składowe wiatru

$$W_x = W_1 \cdot \cos /T_{W_1} + 180^\circ - T_p/;$$

$$W_z = W_2 \cdot \sin /T_{W_2} + 180^\circ - T_p/;$$

- oblicza się $\delta\tilde{\iota}_o = \tilde{\iota}_Q \Delta Q + \tilde{\iota}_h \Delta h + \tilde{\iota}_t \Delta t + \tilde{\iota}_w W_x$;
- określa się sumę $\tilde{\iota}_o + 0{,}001\, \delta\tilde{\iota}_o$ z dokładnością do 0,001 sek. i po zaokrągleniu do 0,01 sek. otrzymuje $\tilde{\iota}_2$;
- sprawdza się możliwość wykonania zadania ogniowego;

- oblicza się poprawkę $\Delta T_w = K_{w_z} \cdot W_z$;
- oblicza się $T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$;
- sprawdza się przez porównanie $\tilde{\tau}_2$ i T_{obl} określone w baterii i w dywizjonie;
- oblicza się drugą nastawę odchylenia α_2 i przekazuje na stanowisko startowe;
- określa się $\Delta\tilde{\tau}_r = \tilde{\tau}_{rr} - \tilde{\tau}_{o_r}$ i jeśli $/\Delta\tilde{\tau}_r/ > 0{,}02$ sek., to oblicza się $\Delta\tilde{\tau}_k = t_k /1{,}38 - \frac{\tilde{\tau}_1}{\tilde{\tau}_{rr}}/$ z dokładnością do 0,01 sek. /w tym celu różnicę $/1{,}38 - \frac{\tilde{\tau}_1}{\tilde{\tau}_{rr}}/$ oblicza się z dokładnością do piątego znaku po przecinku/;
- oblicza się $\tilde{\tau} = \tau_o + 0{,}001\,\delta\tau_o + \Delta\tilde{\tau}_k$ z dokładnością do 0,001 sek., a po zaokrągleniu do 0,01 sek. otrzymuje $\tilde{\tau}_3$ i przekazuje na stanowisko startowe;
- określa się α_k i porównuje z α_3 dla stwierdzenia prawidłowości wycelowania rakiety w kierunku.

Przykład
na przygotowanie danych do strzelania rakietą 8K11

A. Przygotowanie danych przed otrzymaniem zadania ogniowego

Założenie: 3 bateria jako bateria dyżurna zajmuje stanowisko startowe: $X_B = 5\,560\,730$; $Y_B = 8\,670\,350$;

$Z_B = 300$; $B = 50^\circ$

Bateria otrzymała komunikat meteorakietowy 3303:

- 16104 - 0210 - 103505 - 21007 - 1454 -
- 350142 - 1856 - 030163 - 2257 -
- 025171 - 2653 - 340106 - 3053 -
- 330145.

Z książki rakiety wiadomo: Q = 5495 kg.

W związku z tym w baterii:

a/ sporządzono wykres danych meteorologicznych /rys.44/.

b/ Obliczono $\Delta Q = 5495 - 5410 = + 85$ kg.

c/ Obliczono $\Delta h = + 35 - 11 = + 24$ mb.

B. Przygotowanie danych po otrzymaniu zadania ogniowego

Założenie:

Dowódca baterii odebrał następującą komendę:

Trzecia cel 1012 x = 5 640 575 y = 8 530 990

Wysokość 480 znak ładunku 713 gotowość meldować".

1. Określenie danych geodezyjnych /za pomocą tabel/

Rozwiązanie:

a/

5 640 575	8 530 990	+ Δ x
- 5 560 730	- 8 670 350	- Δ y
Δ x = + 79 845	Δ y = -139 360	

b/ $K_k = \frac{79\,845}{139\,360} = 0{,}5729$

c/ $K_D = 1{,}1525$ $T = 295^0 + 4^0 48{,}'5 = 299^0 48{,}'5$

$d = 160{,}61$ km

d/ $y^x = 531 + 670 = 1201$; $\Delta d_1 = 20$ m $= 0{,}02$ km

$\Delta T_1 = + 0{,}'3$

$y'_B = 670$ $\gamma = + 1^0 57'$

$S_g = 160{,}61 - 0{,}02 = 160{,}59$ km

$T_g = 299^0 48{,}'5 + 0{,}'3 = 299^0 48{,}'8 = 299^0 49'$.

$A_g = 299^0 49' + 1^0 57' \approx 302^0$.

2. Określenie poprawek na wpływ czynników geofizycznych

Określenie wartości pierwszego celownika oraz poprawionego azymutu topograficznego

a/ Obliczenie wartości funkcji

$\sin A_g = \sin 302^0 = - \cos 32^0 = - 0{,}848$

$\cos A_g = \cos 302^0 = \sin 32^0 = 0{,}530$

$\cos B = \cos 50^0 = 0{,}643$

$\varphi_1 = \sin B = \sin 50^\circ = 0{,}766$

$\varphi_2 = \cos B \cdot \cos A_g = 0{,}643 \cdot 0{,}530 = 0{,}341$

$\nu_{obr} = \cos B \cdot \sin A_g = 0{,}643 \; /- 0{,}848/ = - 0{,}545$

$\nu_g = \sin^2 B = \sin^2 50^\circ = 0{,}587$

b/ Określenie różnicy wysokości

$$\Delta Z = Z_w - Z_B = 480 - 300 = 180 \text{ m}$$

c/ Określenie wartości pierwszego celownika τ_1

$$\tau_o = \tau'_o + \Delta\tau_o \, /s_g - s'_g/ + \tau_{obr} \cdot \nu_{obr} + \tau_g \nu_g + 0{,}001 \, \tau_z \cdot \Delta Z$$

$$\tau_o = 151{,}44 + 0{,}38 \; /160{,}59 - 160{,}00/ + \left[/-0{,}24/ \; /0{,}545/ \right] +$$

$$+ \left[/- 0{,}34/ \cdot 0{,}587 \right] + 0{,}001 \; /0{,}28 \cdot 180/ = 151{,}645 \text{ sek.}$$

$$\tau_1 = 151{,}65 \text{ sek.}$$

d/ Określenie obliczonego czasu rozładowania integratora "podwójnym" prądem

$$\tau_{or} = \frac{\tau_1}{1{,}38} = \frac{151{,}65}{1{,}38} = 109{,}89 \text{ sek.}$$

e/ Określenie poprawki kierunku na obrót Ziemi

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \varphi_1 + K_2 \cdot \varphi_2$$

$$\Delta T_{obr} = /- 62{,}1 \cdot 0{,}766/ + /31 \cdot 0{,}341/ = - 47{,}6 + 10{,}6 =$$
$$= - 37'.$$

f/ Określenie T_p

$$T_p = T_g + \Delta T_{obt}$$

$$T_p = 299^\circ 49' - 0^\circ 37' = 299^\circ 12'.$$

3. Obliczenie poprawek na wpływ czynników meteorologicznych i balistycznych. Określenie wielkości drugiego celownika τ_2 oraz drugiej nastawy kątomierza α_2

a/ Określenie z tabel strzelniczych wielkości wsp. do obliczenia poprawek t_k, Y_k;

$$\tau_Q = -0{,}41$$
$$\tau_h = 3{,}7$$
$$\tau_{t^\circ} = 28$$
$$\tau_{W_x} = -30$$
$$K_{W_z} = -5{,}7$$
$$t_k = 81{,}41 \text{ sek.}$$
$$Y_k = 24{,}3 \text{ km}$$

b/ Określenie danych meteorologicznych z wykresu

$$\Delta t^\circ = -5^\circ$$
$$W_2 = 13{,}3 \text{ m/sek}$$
$$T_{W_2} = 358^\circ$$

c/ Obliczenie składowych wiatru balistycznego

$$W_x = W_1 \cos /T_{W_1} + 180^\circ - T_p/$$

$$W_x = 7 \cos /210 + 180 - 299/ = 7 \cos 91^\circ = 7 /- \sin 1^\circ/ =$$
$$= 7 /- 0{,}017/ = -0{,}1 \text{ m/sek.}$$

$$W_z = W_2 \sin /T_{W_2} + 180^\circ - T_p/$$

$$W_z = 13{,}3 \sin /358 + 180 - 299/ = 13{,}3 \sin 239 =$$
$$= 13{,}3 /- \sin 59^\circ/ = 13{,}3 \cdot /- 0{,}857/ = -11{,}4 \text{ m/sek.}$$

d/ Obliczenie $\delta\tau_o$

$$\delta\tau_o = \tau_Q \Delta Q + \tau_h \Delta h + \tau_{t^\circ} \Delta t^\circ + \tau_W W_x$$

$$\delta\tau_o = /- 0{,}41 \cdot 85/ + /3{,}7 \cdot 24/ + /28 \cdot -5/ + \left[-30 /-0{,}1/\right] =$$
$$= -34{,}85 + 88{,}80 - 140 + 3 = -83{,}05.$$

e/ Określenie wartości drugiego celownika

$\tau_o + 0{,}001\,\delta\tau_o = 151{,}645 - 0{,}083 = 151{,}562$ sek.

$\tau_2 = 151{,}56$ sek.

f/ Sprawdzenie możliwości osiągnięcia wymaganej donośności strzelania

Sprawdzenia dokonuje się za pomocą wykresów TS. str.20-31.

Założenie dodatkowe:

$t_n^o = +20^o$

$t^o = 5^o$ /według komunikatu meteorologicznego/.

Wniosek: ponieważ $S_g > 160$ km $t_n^o \neq t_w^o$ należy sprawdzić

R. TS str.28 : można osiągnąć donośność 181 km przy τ_m 159 sek.

$\tau_m = 159 > \tau_2 = 151{,}56$. Strzelać można.

g/ Obliczenie poprawki kierunku strzelania na boczny wiatr balistyczny

$$\Delta T_w = K_{w_z} \cdot W_z$$

$\Delta T_w = -5{,}7\ /-11{,}4/ = 64'{,}98 = 1^o05'{,}0$

h/ Określenie obliczonego azymutu topograficznego kierunku strzelania

$$T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$$

$T_{obl} = 299^o49' + /-37'/ + 1^o05' = 300^o17'{,}0$

i/ Obliczenie drugiej nastawy kątomierza

Założenie dodatkowe: $T_z = 84^o32'{,}5$

$\delta_1 = 173^o37'{,}5$

$T_z = 84^o32'{,}5$	$T_{kt} = 258^o10'$	$\alpha_2 = 317^o53'$
$+\ \delta_1 = 173^o37'{,}5$	$-\ T_{obl} = 300^o17'$	$-\ 180^o00$
$T_{kt} = 258^o10'{,}0$	$\alpha_2 = 317^o53'$	$\alpha_2 - 180^o = 137^o53'$

4. Obliczenie poprawki na wpływ czynników technicznych. Obliczenie trzeciego celownika

a/ Określenie odchyłki czasu rozładowania integratora od obliczonego

Założenie dodatkowe:

Ze stanowiska startowego zameldowano

$$\tau_{rr} = 110{,}08 \text{ sek.}$$

$$\Delta\tau_r = \tau_{rr} - \tau_{or}$$

$$\Delta\tau_r = 110{,}08 - 109{,}89 = +0{,}19 \text{ sek.}$$

Jeżeli $\Delta\tau_r > 0{,}02$ sek. oblicza się poprawkę czasu ładowania integratora na odchyłkę współczynnika kompensacji od tabelarycznego.

b/ Obliczenie poprawki $\Delta\tau_k$

$$\Delta\tau_k = t_k \left/1{,}38 - \frac{\tau_1}{\tau_{rr}}\right/$$

$$\Delta\tau_k = 81{,}41 \left/1{,}38 - \frac{151{,}65}{110{,}08}\right/ = 81{,}41 \left/1{,}38 - 1{,}37763\right/ =$$

$$= 81{,}41 \cdot 0{,}00237 = 0{,}193 \text{ sek.}$$

c/ Obliczenie ostatecznego czasu ładowania integratora

$$\tau = \tau_o + 0{,}001\,\delta_{\tau_o} + \Delta\tau_k$$

$$\tau = 151{,}556 + 0{,}193 = 151{,}749 \text{ sek.}$$

$$\tau_3 = 151{,}75 \text{ sek.}$$

VII. PRZYGOTOWANIE DANYCH ZA POMOCA PRZYRZADU DO OBLICZANIA POPRAWEK DLA RAKIET 8K11

1. Wiadomości ogólne

Przygotowanie danych za pomocą przyrządu do obliczania poprawek jest zasadniczym sposobem stosowanym w oddziałach i pod-oddziałach wojsk rakietowych.

W zestaw pomocy wykorzystywanych do przygotowania danych wchodzi:

- instrukcja przygotowanych danych /zawarte w niej pomocnicze tabele i nomogramy/;
- zbiór planów kątowych i zbiór tabel do obliczania danych geodezyjnych;
- przyrząd do obliczania poprawek AP-7R2M;
- krąg wiatrów.

Niezbędny czas na przygotowanie danych tym sposobem wynosi:

- gdy pracuje dwóch rachmistrzów 10-15 minut;
- gdy pracują dwie pary rachmistrzów 6-8 minut.

Przy pracy dwóch rachmistrzów każdy z nich wykonuje niezależnie cały komplet prac. Przy pracy dwóch par rachmistrzów-cały komplet prac wykonuje każda para. W tym przypadku rachmistrz pary nie wykonuje wszystkiej pracy, lecz występuje podział obowiązków między rachmistrzami danej pary. Stąd sekcja przygotowania danych na zawcze prędzej dane od drużyny przygotowania danych.

Oszczędność czasu zużytego na przygotowanie danych omawianym sposobem w porównaniu ze sposobem przygotowania za pomocą tabel strzelniczych osiągnięto przez zastosowanie:

- kręgu wiatrów dla określenia składowych wiatru balistycznego;
- nomogramu dla określenia odchyłki przyziemnego ciśnienia powietrza;
- specjalnej tabeli dla określenia poprawki na odchyłki współczynnika kompensacji;
- specjalnej tabeli dla określenia poprawki kierunku na wiatr;
- przyrządu do obliczania poprawek na odchyłki warunków strzelania od tabelarycznych.

Przy tym sposobie:

τ_1 - określa się na podstawie odległości D_c, określonej w przybliżeniu w całych kilometrach z mapy lub z kręgu wiatru, a więc bez uwzględnienia dokładnie obliczonej S_g i poprawek donośności na geofizyczne czynniki zmienności. Daje to możność szybszego przystąpienia do trenowania integratora a przez to i skrócenia czasu na przygotowanie startu rakiety. τ_1 bierze się w całych dziesiątkach sekund.

$\tau_2 = \tau'_o + \Delta\tau_{gmb}$, gdzie τ'_o - czas ładowania integratora dla osiągnięcia zaokrąglonej do nieparzystej liczby kilometrów S'_g, a $\Delta\tau_{gmb}$ - sumaryczna poprawka czasu ładowania integratora dla uwzględnienia wpływu geofizycznych, meteorologicznych balistycznych czynników zmienności. Dla określenia 2 wykorzystuje się przyrząd do obliczania poprawek.

$\tau_3 = \tau_2 + \Delta\tau_k$, przyczym $\Delta\tau_k$ określa się przez wykorzystanie załącznika 12 "Instrukcji określania nastaw do strzelania rakietami 8K11".

Podczas określania $T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$:

ΔT_{obr} - określa się za pomocą przyrządu do obliczania poprawek;

ΔT_w - określa się z załącznika 11 "Instrukcji określania nastaw do strzelania rakietami 8K11".

Niewątpliwie więc uzyskana oszczędność czasu jest wynikiem nie tylko wykorzystania specjalnych pomocy, ale i metody określania nastaw /np. τ_1/.

Dane topograficzne określa się z dokładnością:

- w odległości: 10 m;
- w kierunku do 0,5.

Poprawki za pomocą przyrządu do obliczania poprawek określa się z dokładnością:

- poprawki czasu ładowania integratora do 0,005 sek.;
- poprawki kierunku do 0,5.

Nastawy określa się z dokładnością:

- celownik 0,01 sek.;
- odchylenie 0,5.

2. Krąg wiatrów

Kręgiem wiatrów nazwano umownie przyrząd z uwagi na zasadniczą funkcję, przeznaczony do określania:

- pierwszego celownika τ_1, azymutu topograficznego T_c dla wstępnego wycelowania rakiety;
- podłużnej składowej wiatru balistycznego W_x;
- poprzecznej składowej wiatru balistycznego W_z.

Przyrząd stanowi krąg umocowany na podstawie. Krąg wykonany jest z przeźroczystego materiału /celuloidu/ i w swym centrum przymocowany do podstawy. Jest on więc ruchomy. Obwód kręgu jest podzielony na 360° i opisany zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

Na podstawę naniesiono skale dla określenia składowych wiatru balistycznego i nomogram dla określania poprawek kierunku na wiatr balistyczny /obecnie nie wykorzystywany/.

Składowe wiatru balistycznego za pomocą przyrządu określamy sposobem geometrycznym: podłużną składową W_x - rzutowaniem wektora prędkości pierwszego wiatru balistycznego na kierunek strzelania i poprzeczną składową W_z - rzutowaniem wektora prędkości drugiego wiatru balistycznego na kierunek prostopadły do kierunku strzelania. Dla dokonania tego na podstawie są dwie wzajemnie prostopadłe skale przecinające się w punkcie, przez który przechodzi oś obrotu kręgu. Początkiem odczytu skal jest punkt ich przecięcia się. Podziałka skal jest jednakowa. Skale są opisane w m/sek. Nad górnym końcem skali pionowej jest strzałka-wskaźnik.

Skala pozioma, zgodnie z opisem, służy do nanoszenia punktu odpowiadającego pierwszemu wiatrowi balistycznemu i punktu odpowiadającemu drugiemu wiatrowi balistycznemu i jest także skalą wynikową podłużnej składowej wiatru balistycznego. Poprzeczną składową wiatru balistycznego określamy ze skali pionowej.

Kolejność postępowania dla określenia składowych wiatru balistycznego jest następująca:

- z komunikatu meteorologicznego określamy T_{W_1} i W_1;
- nanosimy na krąg punkt odpowiadający pierwszemu wiatrowi balistycznemu, w tym celu obracamy krąg do zgrania wartości T_{W_1} na kręgu ze strzałką-wskaźnikiem i naprzeciw

wartości W_1 na skali W_1 nanosimy i oznaczamy punkt "1";

- dla danej Y_k określamy T_{W_2} i W_2;
- w analogiczny sposób wykorzystując odpowiednie skale nanosimy punkt "2" odpowiadający drugiemu wiatrowi balistycznemu;
- określamy składowe wiatru; w tym celu obracamy krąg do zgrania T_p na kręgu ze strzałką-wskaźnikiem, rzutujemy punkt "1" na skalę poziomą i odczytujemy podłużną składową wiatru W_x, rzutujemy punkt "2" na skalę pionową i odczytujemy z niej wartość poprzecznej składowej wiatru balistycznego W_z.

Przykład:

Określić posługując się kręgiem wiatrów podłużną i poprzeczną składową wiatru balistycznego, jeżeli $T_{W_1} = 270^o$, $W_1 = 10$ m/sek; $T_{W_2} = 282^o$, $W_2 = 8{,}7$ m/sek; $T_p = 307^o$.

Rozwiązanie:

$$W_x = -8 \text{ m/sek}; \quad W_z = +3{,}7 \text{ m/sek}.$$

Te same skale wykorzystujemy do określenia odległości i azymutu topograficznego dla wstępnego wycelowania rakiety. W tym celu postępujemy następująco:

- po otrzymaniu współrzędnych celu obliczamy ΔX i ΔY;
- krąg ustawiamy tak, by zgrać zero kręgu ze strzałką-wskaźnikiem;
- w umownej skali nanosimy punkt celu na krąg;
- obracamy krąg do zgrania punktu celu z jedną z osi i odczytujemy, w przyjętej skali, odległość do celu oraz azymut topograficzny celu T_c.

Obok kręgu, na podstawie, naniesione są trzy kolumny liczb, są to:

- pierwsza - odległość strzelania w dziesiątkach kilometrów /6-8 odpowiada 60-80 km/;
- druga - pierwsza nastawa celownika odpowiadająca tym odległościom / $\tau_1 = 110$ sek./;
- trzecia - obliczony czas rozładowania integratora τ_{or} odpowiadający τ_1 /79,71 sek./ /obecnie nie wykorzystywana/.

I.to jest właśnie charakterystyczne dla tego sposobu określania nastaw, że pierwszy celownik τ_1 /niezbędny dla trenowania integratora/ oblicza się na podstawie przybliżonej odległości strzelania i wyznacza odpowiednio 110, 120, 130, 140, 150 lub 160 sek.

Przykład 1.

$\Delta X = +100$ km, $\Delta y = +50$ km.

Określić D_c, T_c i τ_1.

Rozwiązanie:

$D_c = 112$ km; $T_c = 27^o$; $\tau_1 = 130$ sek.

Przykład 2

$\Delta X = -70$ km; $\Delta y = +140$ km.

Określić D_c, T_c i τ_1.

Rozwiązanie:

$D_c = 156$ km; $T_c = 117^o$; $\tau_1 = 150$ sek.

Dane do trenowania integratora i wstępnego wycelowania rakiety można oczywiście określić i bez pomocy kręgu wiatru postępując następująco:

- z mapy o skali nie mniejszej niż 1:200 000 określić odległość do celu D_c z zaokrągleniem do 1 km i azymut topograficzny T_c z zaokrągleniem do $0,5^o$;
- według odległości D_c określa się pierwszy celownik τ_1 na podstawie nomogramu zawartego w załączniku 13 "Instrukcji określania nastaw", zaokrąglając wynik do całych dziesiątek sekund.

Przykład

Określona z mapy odległość do celu $D_c = 137$ km. Określić z załącznika 13 "Instrukcji określania nastaw" τ_1.

Rozwiązanie

$\tau_c = 142,29$; $\tau_1 = 140$ sek.

Posiadając krąg wiatrów należy zawczasu na nim sporządzić wykres zależności drugiego wiatru balistycznego od wysokości Y_k i zrezygnować w tym przypadku z oddzielnego sporządzania wykresów danych meteorologicznych.

Postępowanie wyjaśni najlepiej przykład.

Przykład

Zakładamy, że bateria otrzymała komunikat meteorologiczny, z którego między innymi wiadomo:

dla Y = 14 km	$T_{W_2} = 358^o$	$W_2 = 10,2$
dla Y = 18 km	$T_{W_2} = 30^o$	$W_2 = 14,2$
dla Y = 22 km	$T_{W_2} = 24^o$	$W_2 = 16,1$
dla Y = 26 km	$T_{W_2} = 0^o$	$W_2 = 13,8$
dla Y = 30 km	$T_{W_2} = 348^o$	$W_2 = 13,2$

Na krąg nanosimy punkty odpowiadające poszczególnym wiatrom balistycznym w sposób omówiony już dla nanoszenia punktu "2" i tak:

- dla Y = 14 zgrywamy wartość azymutu kierunku drugiego wiatru balistycznego $T_{W_2} = 358^o$ ze strzałką-wskaźnikiem i na skali dla wartości $W_2 = 10,2$ stawiamy znak i opisujemy wartością wierzchołkowej Y = 14 km;
- analogicznie postępujemy dla pozostałych wartości.

Poszczególne naniesione na krąg punkty łączymy prostymi. Uzyskana linia łamana jest wykresem, który w toku określania nastaw /po otrzymaniu zadania/ ułatwi i przyśpieszy określenie W_z.

Korzystając z faktu, że poszczególnym standartowym wysokościom wyłączenia silnika 14, 18, 22, 26 km odpowiadają ściśle określone donośności odpowiednio 60, 90, 130, 180 km, najkorzystniej jest poszczególne punkty wykresu opisać nie wysokościami Y_k, lecz donośnościami /można w dziesiątkach kilometrów 6, 9, 13, 18/.

Przykłady wykorzystania wykresu:

a/ $S_g = 130$ km; $T_p = 155^o$

Postępowanie: - pod wskaźnik, obracając krąg, ustawiamy $T_p = 155^o$;
- rzutujemy punkt "13" na oś W_z;
- odczytujemy $W_z = 12,1$ m/sek.

b/ S_g = 150 km; T_p = 307°.

Postępowanie analogiczne z tym, że punkt "15" znajdujemy przez interpolację na oko na odcinku wykresu 13-18 /-$\frac{2}{5}$- odcinka/

$$W_z = -13{,}9 \text{ m/sek.}$$

3. Przyrząd do obliczania poprawek

Podczas określania danych omawianym sposobem wszystkie poprawki na wpływ odchyłek warunków strzelania z wyjątkiem poprawki kierunku ΔT_W i poprawki czasu ładowania integratora na odchyłki współczynnika kompensacji $\Delta\tilde{\iota}_k$ określa się za pomocą przyrządu do obliczania poprawek AP-7 R2M.

Jest to powszechnie znany w artylerii przyrząd AP-7 z taśmą dla rakiet 8K11-R2M.

Pokrótce omówimy zasady sporządzenia skal taśmy R2M. Poprawki określone za pomocą przyrządu w swej postaci rachunkowej są trojakie, a mianowicie jako:

- iloczyn dwóch czynników /wszystkie poprawki z wyjątkiem poprawek na obrót Ziemi/;
- iloczyn trzech czynników /poprawka celownika na obrót Ziemi/;
- suma iloczynów dwóch i trzech czynników /poprawka kierunku na obrót Ziemi/.

Sposób sporządzenia skal dla określania tych trzech typów poprawek omówimy kolejno.

a/ Skale poprawek, które są iloczynem dwóch czynników

Wszystkie poprawki, z wyjątkiem poprawek na obrót Ziemi, określa się jako iloczyn tabelarycznego współczynnika i odchyłki danego czynnika. Taki iloczyn można przedstawić w postaci prostej skali.

Dla przykładu dokonamy obliczeń i sporządzimy skalę poprawek na odchyłkę przyziemnego ciśnienia powietrza na wysokości stanowiska startowego według wzoru:

$$\Delta\tilde{\iota}_h = \tilde{\iota}_h \cdot \Delta h$$

dla donośności strzelania 122 km.

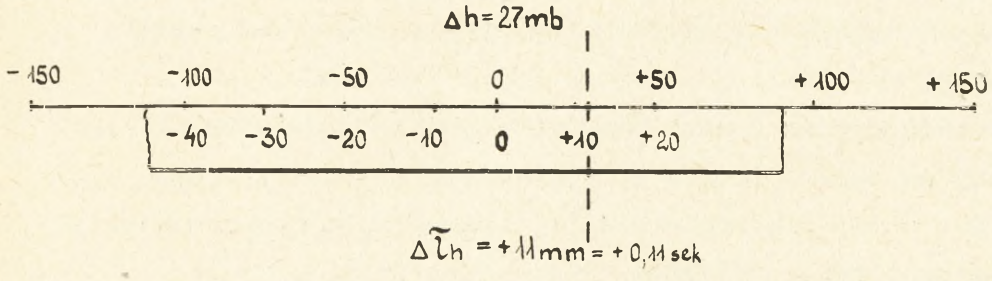
Z tabel strzelniczych $\tilde{\iota}_h = 4 \frac{0{,}001 \text{ sek.}}{\text{mb}}$. Poprawki wyrazimy w 0,01 sek. Dlatego podczas obliczeń współczynnik

poprawki $\tau_h = 0{,}4 \frac{0{,}01 \text{ sek}}{\text{mb}}$. Wyniki obliczeń bezwzględnej wartości poprawki przyziemnego ciśnienia powietrza podaje poniższa tabelka

Δh w mb	0	10	20	30	40	50	60	70
$\Delta\tau_h$ w 0,01 sek.	0	4	8	12	16	20	24	28

Δh w mb	80	90	100	110	120	130	140	150
$\Delta\tau_h$ w 0,01 sek.	32	36	40	44	48	52	56	60

Dla sporządzenia skali przyjmujemy podziałkę 0,01 sek. na 1 mm /rys.58/.



Rys.58

Aby określić wartość poprawki należy mieć linijkę milimetrową opisaną w lewo i w prawo od zera w milimetrach, co odpowiada przy przyjętej skali opisowi w setnych częściach sekundy. Krawędź linijki przykładamy do skali tak, aby zgrane były zerowe kreski skali i linijki.

Naprzeciw wartości Δh na skali odczytujemy na linijce wartość poprawki $\Delta\tau_h$ ze swoim znakiem. W warunkach przykładu dla $\Delta h = +27$ mb, $\Delta\tau_h = +0{,}11$ sek.

Analogicznie sporządza się inne skale poprawek, które są iloczynem odchyłki i tabelarycznego współczynnika.

b/ <u>Skala poprawki czasu ładowania integratora na obrót Ziemi</u>

Oblicza się ją ze wzoru:

$$\Delta\tau_{obr} = \tau_{obr} \cdot \cos B \cdot \sin A_g.$$

Aby poprawki te przedstawić w postaci skal wzór należy przekształcić do postaci sumy dwóch iloczynów i wówczas można sporządzić skalę dla każdego członu wzoru według zasad podanych wyżej. Przekształćmy równanie $\Delta\tau_{obr}$ wykorzystując wzór sinusa sumy i różnicy dwóch kątów i sumując je

$$\sin (A_g + B) = \sin A_g \cos B + \cos A_g \sin B$$

$$+ \sin (A_g - B) = \sin A_g \cos B - \cos A_g \sin B$$

$$\sin (A_g + B) + \sin (A_g - B) = 2 \sin A_g \cos B$$

skąd $\sin A_g \cos B = \frac{1}{2} \sin (A_g + B) + \frac{1}{2} \sin (A_g - B)$

Podstawiając do wzoru zasadniczego otrzymamy

$$\Delta\tau_{obr} = \frac{\tau_{obr}}{2} \sin (A_g + B) + \frac{\tau_{obr}}{2} \sin (A_g - B)$$

Dla każdego składnika wzoru można sporządzić skalę. Ale ponieważ w każdym składniku występuje funkcja sinusa, która zmienia się od -1 do +1 oraz współczynnik $\frac{\tau_{obr}}{2}$, to oba składniki można wyrazić na jednej skali.

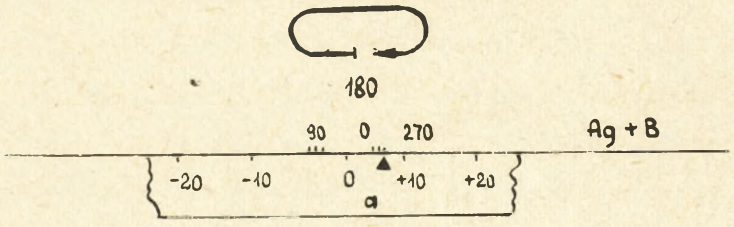
Dla przykładu obliczymy i sporządzimy skalę poprawek celownika na obrót Ziemi dla donośności strzelania 122 km.

Z tabel strzelniczych $\tau_{obr} = - 0{,}12$ sek.

Poprawki $\Delta\tau_{obr}$ wyrazimy także w 0,01 sek., skąd $\tau_{obr} = - 12$ /w 0,01 sek./. Wyniki obliczeń bezwzględnej wartości poprawki na obrót ziemi podaje poniższa tabelka

$A_g \pm B$	0^o	30^o	60^o	90^o
$\sin (A_g \pm B)$	0	0,500	0,866	1,000
$\frac{\tau_{obr}}{2} \sin (A_g \pm B)$	0	3,000	5,196	6,000

Sporządzamy skalę na podstawie wartości trzeciej rubryki w milimetrach /rys.59/.



Rys.59.

Skalę opisujemy w wielkościach kąta $/A_g \pm B/$. Ponieważ współczynnik tabelaryczny ma znak minus, to na prawo od zera poprawki będą dodatnie tylko dla takich kątów $/A_g + B/$, których sinus będzie ujemny, to jest przy kątach od 180 do 270^o i od 270^o do 360^o. Analogicznie lewą część skali należy opisać wielkościami kąta $/A_g + B/$ od 0 do 90^o i od 90 do 180^o.

Dla określenia poprawki $\Delta\tilde{\tau}_{obr}$ równej sumie dwóch składników wykorzystujemy linijkę milimetrową.

Przykład:

$S_g = 122$ km; $B = 30^o$; $A_g = 300^o$.

Określić $\Delta\tilde{\tau}_{obr}$.

Rozwiązanie:

a/ $A_g + B = 300 + 30 = 330^o$

$A_g - B = 300 - 30 = 270^o$

b/ określamy $\Delta\tilde{\tau}_{obr}$ postępując następująco:

- przykładamy krawędź linijki do skali tak, aby zera linijki i skali pokryły się;
- naprzeciw wartości $/A_g + B/ = 330^o$ stawiamy na linijce kreseczkę "a";
- kreseczkę "a" zgrywamy z zerem skali i naprzeciw wartości $/A_g - B/ = 270^o$ na skali, odczytujemy na linijce poprawkę czasu ładowania integratora na obrót Ziemi ze swoim znakiem $\Delta\tilde{\tau}_{obr} = +8$ /w 0,01 sek./, czyli 0,08 sek. /na rys.59 pokazano ostateczne położenie linijki/.

c/ Skala poprawki kierunku na obrót Ziemi

Przekształcimy obecnie wzór na obliczenie poprawki kierunku na obrót Ziemi:

$$\Delta\tau_{obr} = K_1 \cdot \sin B + K_2 \cdot \cos B \cdot \cos A_g$$

W tym celu wykorzystamy wzór cosinusa sumy i różnicy dwóch kątów i zsumujemy je.

$$\cos /A_g + B/ = \cos A_g \cos B - \sin A_g \sin B$$
$$+ \cos /A_g - B/ = \cos A_g \cos B + \sin A_g \sin B$$
$$\cos /A_g + B/ + \cos /A_g - B/ = 2 \cos A_g \cos B$$

skąd $\cos A_g \cos B = \frac{1}{2} \cos /A_g + B/ + \frac{1}{2} \cos /A_g - B/$

Podstawiając do zasadniczego wzoru otrzymamy:

$$\Delta\tau_{obr} = K_1 \sin B + \frac{K_2}{2} \cos /A_g + B/ + \frac{K_2}{2} \cos /A_g - B/$$

Dla graficznego określenia $\Delta\tau_{obr}$ wystarczy sporządzić dwie skale:

- skalę dla pierwszego członu $K_1 \sin B$;
- skalę dla drugiego członu

$$\frac{K_2}{2} \cos /A_g \pm B/.$$

Pierwszą skalę należy opisać w wielkościach B, a drugą w wartościach $/A_g \pm B/$.

Z wzoru wynika, że dla określenia poprawki $\Delta\tau_{obr}$ należy określić sumę trzech wielkości.

Sporządzimy skalę poprawek dla warunków:

S_g = 122 km; K_1 = -55',8; K_2 = 29',8

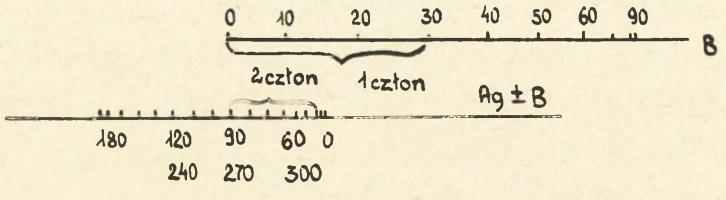
Lp.	B i $/A_g \pm /\beta/$	0	10	20	30	40	50
1.	sin B	0	0,174	0,342	0,500	0,643	0,766
2.	K_1 . sin B	0	- 9,7	-19,1	-27,9	-35,9	-42,7
3.	cos $/A_g \pm$ B/	1	0,985	0,940	0,866	0,766	0,643
4.	$\frac{K_2}{2}$ cos$/A_g \pm$B/	14,9	14,7	14,0	12,9	11,4	9,6

- do przeniesienia -

- z przeniesienia -

Lp.	B i $/A_g \pm$ B/	60	70	80	90
1.	sin B	0,866	0,940	0,985	1,0
2.	K_1 . sin B	- 48,3	- 52,5	- 55,0	- 55,8
3.	cos $/A_g \pm$ B/	0,500	0,342	0,174	0
4.	$\frac{K_2}{2}$ cos $/A_g \pm$ B/	7,5	5,1	2,6	0

Pierwszą skalę sporządzamy według drugiej rubryki tabelki, a drugą skalę - według czwartej rubryki. Ponieważ skale nanosimy parami, pierwszą jako górną nanosimy odwrotnie /ujemne poprawki w stronę dodatnią, to jest w prawo/. Druga skala /dolna/ dotyczy składnika poprawki zależnego od funkcji cosinus. Umieszczamy ją więc tak, by jej opis 90° zgrać z opisem zerowym górnej skali /cos 90° = 0/.



Rys.60.

Przykład

Określimy poprawkę ΔT_{obr} jeśli S_g = 122 km; B = 30°; $A_g + B = 300°$; $A_g - B = 240°$.

Postępowanie dla odczytania poprawki:

- przykładamy linijkę milimetrową tak, aby pokryło się zero linijki i wartość B = 30° skali górnej;
- naprzeciw wartości $A_g + B = 300°$ stawiamy na linijce pomocniczą kreseczkę "a";
- kreseczkę "a" zgrywamy z zerem skali;
- naprzeciw wartości $A_g - B = 240°$ odczytujemy na linijce ΔT_{obr} = 27,5.

Na taśmie przyrządu do obliczania poprawek R3 jest 35 odcinków odpowiadających odległościom strzelania od 60 do 200 km. Każdy odcinek taśmy odpowiada zakresowi 4 km odległości $/\frac{200 - 60}{4} = 35/$.

Na każdym odcinku taśmy są wykreślone skale poprawek według wyżej omówionych zasad. Skale sporządzono dla średnich odległości poszczególnych, czterokilometrowych zakresów. Na przykład:

- na odcinku o zakresie 60-64 km - dla 62 km;
- na odcinku o zakresie 64-68 k - dla 66 km;
- na odcinku o zakresie 120-124 km - dla 122 km /jak w przykładach obrazujących zasady sporządzania skal/.

Na każdym odcinku taśmy są wypisane dwie grupy cyfr - z lewej i z prawej strony. W każdej grupie cyfr:

- pierwsza liczba - oznacza odległość strzelania w km zmniejszona umownie o 50 km i jest równocześnie numerem odcinka taśmy /N = D′ - 50/;
- druga liczba pisana małymi cyframi - jest czasem ładowania integratora w sekundach τ'_o odpowiadającym odległości D′;
- trzecia liczba, w nawiasie, podaje wysokość punktu wyłączenia silnika Y_k.

W lewej części odcinka znajduje się grupa cyfr odpowiadająca mniejszej nieparzystej odległości zakresu, a w prawej - większej nieparzystej odległości zakresu.

Taśma w przyrządzie jest ruchoma. W okienku przyrządu ustawia się odpowiedni wycinek taśmy stosownie do odległości strzelania /według numeru odcinka/ przez obrót pokrętłem.
Dla ułatwienia odczytywania poprawek i ich sumowania przyrząd posiada linijkę milimetrową wraz z suwakiem.
Przy określaniu poprawki kierunku jeden milimetr linijki przyrządu odpowiada jednej minucie. Przy określaniu poprawek czasu ładowania integratora jeden milimetr linijki odpowiada jednej setnej sekundy.

Przeznaczenie poszczególnych skal oraz postępowanie podczas określania poprawek wyjaśnia poniższa tabelka

Etapy pracy	Nr skali	Oznaczenie skali	Położenie skali	Przeznaczenie skali	Sposób pracy
1	2	3	4	5	6
Określenie poprawki kierunku na obrót Ziemi	1	B	górna	określenie poprawki kierunku na obrót Ziemi	linijka na B -suwak na A_g+B -linijka na ogólne "0" -suwak na A_g-B
	2	$A_g \pm B$	dolna		
	Na linijce naprzeciw wskaźnika odczytać ΔT_{obr} ze swoim znakiem				
Określenie poprawek czasu ładowania integratora $\Delta\tilde{\imath}_{gmb}$	3	$S_g - D$	górna	Określenie poprawki na różnicę $S_g - D$	-suwak na "0" linijki; -linijka na $S_g - D$
	4	ΔZ	dolna	Określenie poprawki na różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego	-suwak na ΔZ
/Określenie $\tilde{\imath}_2 = \tilde{\imath}_o + \Delta\tilde{\imath}_{gmb}$ /	5	B	górna	Określenie poprawki na odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości	-linijka na B

1	2	3	4	5	6
	6	$A_g \pm B$	dolna	Określenie poprawki na obrót Ziemi	-suwak na A_g+B -linijka na ogólne "0"; -suwak na $A_g - B$
	7	W_x	górna	określenie poprawki na podłużną składową pierwszego wiatru balistycznego	-linijka na W_x
	8	Δt^o	dolna	określenie poprawki na balistyczną odchyłkę temperatury powietrza.	-suwak na Δt^o
	9	Δt^o_k	górna		-linijka na "0" /poprawki nie uwzględnia się/
	10	Δh	dolna	określenie poprawki na odchyłkę ciśnienia powietrza	-suwak na Δh
	11	ΔQ	górna	określenie poprawki na odchyłkę ciężaru rakiety	-linijka na ΔQ
	Suwak na ogólne zero i na linijce odczytać $\Delta\tau_{gmb}$ /poczym obliczyć τ_2/				

4. Kolejność przygotowania danych

Wyniki obliczeń wpisuje się do arkusza obliczania nastaw za pomocą przyrządu AP-7R, którego wzór i przykład wykorzystania podaje załącznik 1 Instrukcji określania nastaw.

Całość czynności i przy tym sposobie dzieli się na dwa umowne etapy:

A. Przed otrzymaniem zadania ogniowego

1. Zapisuje się nr baterii startowej, numer stanowiska startowego, numer rakiety oraz X_B, Y_B, Z_B, B, T_z i T_k.
2. Wpisuje się podany ze stanowiska startowego kąt δ_1 /jeśli potrzeba uprzednio oblicza się/.
3. Określa się, na podstawie załącznika 4 "Instrukcji" największy czas ładowania integratora τ_{max} i odpowiadającą mu D_{max}.
4. Wpisuje się komunikat meteorologiczny oraz przygotowuje krąg wiatrów /nanosi punkt pierwszego wiatru balistycznego i wykres drugiego wiatru balistycznego/.
5. Określa się odchyłki ΔQ i Δh.

B. Po otrzymaniu zadania ogniowego:

1. Zapisuje się numer celu, X_c, Y_c i Z_w.
2. Za pomocą kręgu wiatrów określa się pierwszy celownik τ_1 dla trenowania integratora oraz azymut dla wstępnego wycelowania rakiety T_c.
3. Określa się dane geodezyjne /S_g i T_g/.
4. Określa się wielkości niezbędne dla pracy na przyrządzie do obliczania poprawek i przygotowuje przyrząd:
   a/ $T_g + B$ i $T_g - B$ /jeśli suma większa od 360^o, to zmniejsza się o 360^o/;
   b/ ΔZ;
   c/ D' - nieparzystą odległość najbliższą do geodezyjnej, dla której na przyrządzie podany jest czas ładowania integratora;
   d/ $S_g - D'$;
   e/ numer odcinka taśmy;
   f/ z właściwego odcinka taśmy Y_k i τ_o;
   g/ według Y_k z komunikatu Δt^o.

5. Za pomocą przyrządu do obliczania poprawek określa się poprawkę kierunku na obrót Ziemi ΔT_{obr} i oblicza się poprawiony azymut topograficzny kierunku strzelania $T_g + \Delta T_{obr}$.

6. Z kręgu wiatrów określa się W_x i W_z.

7. Określa się ΔT_w /z zał. 11 Instr./ i oblicza $T_{obl} = T_g + \Delta T_{obr} + \Delta T_w$, a następnie α_2.

8. Za pomocą przyrządu do obliczania poprawek określa się $\Delta\tau_{gmb}$. jako sumę poprawek czasu ładowania integratora na wpływ odchyłek warunków strzelania od tabelarycznych /z wyjątkiem poprawki na odchyłkę współczynnika kompensacji/ i oblicza się $\tau_2 = \tau'_o + \Delta\tau_{gmb}$ oraz sprawdza się możliwość osiągnięcia wymaganej donośności strzelania.

9. Po otrzymaniu ze stanowiska startowego τ_{rr} oblicza się $\Delta\tau_k$ na podstawie załącznika 12 Instrukcji.

10. Określa się ostateczną nastawę celownika $\tau_3 = \tau_2 + \Delta\tau_k$.

11. Oblicza się kontrolną nastawę odchylenia α_k dla sprawdzenia dokładności skierowania rakiety w kierunku.

Praktyczne postępowanie najlepiej zobrazuje konkretny przykład.

Przykład

Założenie ogólne:

3 bateria jest baterią dyżurną i zajmuje 5-te stanowisko startowe: $X_B = 6\,735\,690$; $Y_B = 5\,602\,480$; $Z_B = 120$ m;

Bateria posiada rakietę z ładunkiem nr 317.

Z książki rakiety wiadomo:

- ciężar nienapełnionej rakiety $Q_w = 1095$ kg
- objętość zbiornika paliwa $V_p = 889$ l;
- pojemność układu utleniacza $V_u = 1695$ kg;
- ciężar właściwy paliwa $\gamma_{op} = 0{,}825$ kg/l;
- ciężar właściwy utleniacza $\gamma_{ou} = 1{,}575$ kg/l;
- temperatura napełniania składników materiału napędowego $t_n^o = -10^o$;
- ciężar głowicy $Q_g = 923$ kG.

Komunikat meteorologiczny: Meteo 3301 - 02063- 0190-103565-32109-
- 1463 - 329 087
- 1861 - 335 080
- 2257 - 342 095
- 2654 - 351 104
- 3051 - 346 113.

$T_z = 358^{\circ}52,'7$

$T_k = 343^{\circ}17,'3$

$K_z = 321^{\circ}18,'3$

$K_{kt} = 276^{\circ}49,'3$

Rozwiązanie /załącznik 1/.

A. Czynności rachmistrzów przed otrzymaniem zadania ogniowego

1. Zapisanie:
   nr baterii: 3;
   nr stanowiska startowego: 5;
   nr rakiety: 317
   $X_B = 6\ 735\ 690$
   $Y_B = 5\ 602\ 480$
   $Z_B = 120$
   $B = 61^{\circ}$ /według X_B ze zbioru tabel do obliczania danych geodezyjnych - tabela 1/
   $T_z = 358^{\circ}52,'7$
   $T_k = 343^{\circ}17,'3$

2. $\delta_1 = K_{kt} - K_z$

$$\begin{array}{r} 276^{\circ}49,'3 \\ -\ 321^{\circ}18,'5 \\ \hline \delta_1 = 315^{\circ}30,'8 \end{array}$$

3. $\tau_{max} = 163$ sek.; $D_{max} = 192$ km.

4. Wpisanie komunikatu meteo 3301 i przygotowanie kręgu wiatrów.

5. a/ obliczenie ΔQ

$$\gamma_u = 1,575 + 0,0017\ /20 + 10/ = 1,626$$

$$\gamma_p = 0,825 + 0,0007\ /20 + 10/ = 0,846$$

$Q_u = 1{,}626 \cdot 1695 = 2756$ kG

$Q_p = 0{,}846 \cdot 889 = 752$ kG

$Q = 1095 + 2756 + 752 + 923 = 5526$ kG

$\Delta Q = 5526 - 5410 = 116$ kG

b/ obliczenie Δh

$$\Delta h = \Delta h_m + \Delta h_z$$

$\Delta h_m = 1035 - 1000 = 35$ mb

Z nomogramu: zał. 6 Instrukcji wg:

$\Delta Z_m = 190 - 120 = 70$ m;

$t^o_m = -15$

$\Delta h_z = 9$ mb

lub według wzoru przybliżonego

$$\Delta h_z = \frac{\Delta Z_m}{8} = \frac{70}{8} \quad 9 \text{ mb}$$

$\Delta h = 35 + 9 = 44$ mb

B. Przygotowanie danych po otrzymaniu zadania ogniowego

1. Cel nr 1070; $X_c = 6\,816\,520$; $y_c = 5\,626$; $Z_w = 770$ m.

2. Określenie τ_1 /z kręgu wiatrów/

a/ przyrosty współrzędnych:

6 816 520	5 626 850
- 6 735 690	- 5 602 480
$\Delta x = +$ 80 830	$\Delta y = +$ 24 370

b/ zaokrąglenie wielkości przyrostów dla pracy na kręgu

$\Delta x' = +81$ km $\qquad \Delta y' = +24$ km

c/ naniesienie celu na krąg wiatrów

d/ $\tau_1 = 120$ sek.; $T_c = 16^o30' \approx 17^o$

3. Określenie danych geodezyjnych przy wykorzystaniu zbioru planów kątowych

a/ M $\Delta y = 20$ W $\Delta x = 80$ /dla odszukania stronicy/.

b/ naniesienie celu w kwadracie 8024

c/ określenie danych topograficznych d = 84,42 km

$t' = 16^{\circ}46',5$

$T = 16^{\circ}46',5$

d/ określenie redukcji odległości i kierunku oraz zbliżenia południków

$$y^{x} = 627 + 602 = 1229 \text{ km}$$

$$\Delta d_1 = - 14 \text{ m} = 0,01 \text{ km}$$

$$\Delta T_1 = + 0',4$$

e/ dane geodezyjne

$$S_g = 84,42 - 0,01 = 84,41 \text{ km}$$

$$T_g = 16^{\circ}46',5 + 0',4 \approx 16^{\circ}47'$$

4. Określenie wielkości niezbędnych dla pracy na przyrządzie do obliczania poprawek

a/ $A_g + B = 18 + 61 = 79^{\circ}$

b/ $A_g - B = 18 - 61 = 317^{\circ}$

b/ $\Delta Z = 770 - 120 = 650$ m

c/ $D = 85$ km

d/ $S_g - D' = 84,41 - 85 = - 0,59$ km

e/ Nr odcinka taśmy $N = D' - 50 = 85 - 50 = 35$

f/ Z taśmy $Y_k = 17,6$ km; $\tau_o = 118,18$ sek.

g/ z komunikatu

$$\Delta t^{\circ} = - 11^{\circ}$$

5. Określenie na przyrządzie do obliczania poprawek

$$\Delta T_{obr} = - 30'$$

$$T_g + \Delta T_{obr} = 16^{\circ}46',5 - 0^{\circ}30' = 16^{\circ}17'$$

6. Określenie z kręgu wiatrów

$$W_x = - 5 \text{ m/sek}$$

$$W_z = + 5,5 \text{ m/sek.}$$

7. a/ Z załącznika 11 Instrukcji

$$\Delta T_w = -1^{\circ}05',5$$

b/ $T_{obl} = 16^{\circ}47' - 0^{\circ}30' - 1^{\circ}05' = 15^{\circ}11',5$

c/ $T_z = 358^{\circ}52',7$ $\quad T_{kt} = 314^{\circ}23',5$ $\quad 299^{\circ}12'$

$+\delta_1 = 315^{\circ}30',8$ $\quad -T_{obl} = 15^{\circ}11',5$ $\quad -180^{\circ}00$

$T_{kt} = 314^{\circ}23',5$ $\quad \alpha_2 = 299^{\circ}12',0$ $\quad \alpha_2 = 119^{\circ}12'$

8. Określenie $\Delta\tau_{gmb}$, obliczenie α_2 i sprawdzenie możności wykonania zadania ogniowego

a/ $\Delta\tau_{gmb} = -0,52$ sek.

b/ $\tau_2 = \tau'_o + \Delta\tau_{gmb} = 118,70 - 0,52 = 118,18$ sek.

c/ Ponieważ $\tau_{max} > \tau_2$ - zadanie można wykonać.

9. Określenie $\Delta\tau_k$ / na podstawie zał. 12 Instrukcji/

a/ $\tau_{rr} = 87,26$ sek.

b/ $\Delta\tau_r = \tau_{rr} - \tau_{or} = 87,26 - 87,00 = +0,26$ sek.

c/ $\Delta K = 0,08$

d/ $\Delta\tau_k + \Delta\tau + K = +0,34$ sek.

10. Określenie ostatecznej nastawy celownika

$$\tau_3 = \tau_2 + \Delta\tau_k = 118,18 + 0,34 = 118,52 \text{ sek.}$$

11. Obliczenie α_k i sprawdzenie wycelowania

a/ $\delta_2 = 331^{\circ}04',5$

b/ $T_k = 343^{\circ}17',3$ $\quad T_{kt} = 314^{\circ}21',8$ $\quad 299^{\circ}10',3$

$+\delta_2 = 331^{\circ}04',5$ $\quad -T_{obl} = 15^{\circ}11',5$ $\quad -180^{\circ}00',0$

$T_{kt} = 314^{\circ}21',8$ $\quad \alpha_k = 299^{\circ}10',3$ $\quad \alpha_k = 119^{\circ}10',3$

c/ Dowódca zespołu napędowego zameldował "odchylenie trzecie $119^{\circ}12'$".

d/ Ponieważ $|\alpha_k - \alpha_3| < 3'$, to wycelowanie w kierunku jest właściwe.

VIII. PRZYGOTOWANIE DANYCH ZA POMOCĄ WYKRESU POPRAWEK OBLICZONYCH DLA 8K11

1. Warunki zastosowania

Jest to, obok sposobu określania nastaw za pomocą AP7, drugi zasadniczy sposób.

Przygotowanie danych za pomocą wykresu poprawek obliczonych stosuje się w przypadku posiadania dostatecznej ilości czasu przed otrzymaniem zadania ogniowego. Typowy sposób dla baterii dyżurnych.

Przy zastosowaniu wykresu poprawek obliczonych poprawki na odchyłki warunków geodezyjnych, balistycznych i meteorologicznych bierze się z zawczasu sporządzonego wykresu poprawek obliczonych wykorzystując krąg wiatrów dla określenia W_x i W_z. Poprawki kierunku strzelania na wiatr balistyczny i czasu ładowania integratora na odchyłkę współczynnika kompensacji uwzględnia się posługując się załącznikami Instrukcji określania nastaw. Postępowanie jest więc analogiczne jak przy wykorzystaniu AP-7 z tym, że poprawki które uzyskiwało się z przyrządu do obliczania poprawek, a więc ΔT_{obr} i $\Delta\tau_{gmb}$ odczytuje się z zawczasu sporządzonego wykresu poprawek obliczonych.

2. Zasady budowy i sposób sporządzania wykresu poprawek obliczonych

Wykres sporządza się na specjalnym blankiecie złożonym z trzech nomogramów ./Instr. określania nastaw-załącznik nr 7/. Nomogram /wykres/ "1" umieszczony w lewej górnej części arkusza, przeznaczony jest dla określania poprawki kierunku na obrót Ziemi ΔT_{obr}.

Nomogram "2" zajmuje całą prawą część arkusza i przeznaczony jest dla określania poprawki celownika na odchyłki geofizycznych warunków strzelania $\Delta\tau_{gf}$. Nomogram "2" z kolei składa się z wykresu poprawek na odchyłkę przyśpieszenia siły ciężkości i poprawki na obrót Ziemi $\Delta\tau'_{gf}$, skali poprawek na różnicę wysokości punktu wybuchu i stanowiska startowego $\pm\ \Delta Z$ i skali poprawek na wpływ geofizycznych warunków strzelania /sumarycznych/ $\pm\Delta\tau_{gf}$ /skala wynikowa/.

Nomogram "3" umieszczony w lewej dolnej części arkusza przeznaczony jest do określania poprawek celownika na wpływ odchyłek balistycznych i meteorologicznych warunków strzelania. Nomogram ten składa się z:

- wykresu /lewa część/ poprawek na meteorologiczne i balistyczne warunki strzelania z wyjątkiem poprawek na wiatr $/\Delta\tau_Q + \Delta\tau_h + \Delta\tau_{t^o}/$;
- skali poprawek na podłużną składową pierwszego balistycznego wiatru $\pm W_x$;
- skali sumarycznych poprawek $\pm \Delta\tau_{mb}$ /skala wynikowa/.

Wykres poprawek obliczonych sporządza się następująco:

- wykres "1" za pomocą pomocniczych nomogramów "1-góra" i "1-dół" /załącznik 8 Instrukcji/;
- wykres "2" za pomocą pomocniczych nomogramów "2-góra" i "2-dół" /załącznik 9 Instrukcji";
- wykres "3" na podstawie poprawek obliczonych za pomocą tabel poprawek celownika /załącznik 10 Instrukcji/.

a/ <u>Sporządzenie wykresu "1"</u>

Wykres "1" jest wykresem poprawek kierunku na obrót Ziemi. Jak wiadomo:

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \varphi_1 + K_2 \cdot \varphi_2$$

lub

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \sin B + K_2 \cdot \cos B \cdot \cos A_g.$$

Dla danej szerokości geodezyjnej rejonu pozycyjnego, to jest dla B = const ΔT_{obr} dla poszczególnych odległości jest funkcją cos A_g. Dlatego na wykresie "1" poprawki ΔT_{obr} odkłada się w zależności od cos A_g. Skala z lewej strony wykresu "1" - to skala cos A_g. Ponieważ cos 90^o /270^o/ = 0, cos 0^o /360^o = + 1 i cos 180^o = - 1, to od środkowej linii /90 - 270/ odłożono w górę i w dół /do 0 i do 180/ odcinek, który przyjęto za jedność /1/. Na odcinku tym odłożono skalę cosinusów. Tak powstała pozioma część siatki wykresu o nierównych odstępach. Na dolnej ramce wykresu jest skala ΔT_{obr}.

Dla sporządzenia wykresu wykorzystuje się pomocnicze nomogramy. Dla górnej ramki wykresu $A_g = 0$, stąd

$$\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \sin B + K_2 \cos B \cdot \cos 0^o$$

czyli

$$\boxed{\Delta T_{obr} = K_1 \sin B + K_2 \cos B}$$

Dla danej donośności K_1 i K_2 są wielkościami stałymi. Na podstawie tego wzoru, dla poszczególnych donośności, sporządzono pomocniczy nomogram "1-góra".

Dla dolnej ramki wykresu $A_g = 180^o$, stąd

$$\Delta T_{obr} = K_1 \sin B + K_2 \cos B \cos 180^o$$

Ponieważ $\cos 180^o = -1$

$$\boxed{\Delta T_{obr} = K_1 \cdot \sin B - K_2 \cos B}$$

Na podstawie tego wzoru dla poszczególnych donośności sporządzono pomocniczy nomogram "1-dół".

Właściwy wykres sporządzamy następująco:

- znając szerokość geodezyjną rejonu pozycyjnego do nomogramu pomocniczego "1-góra" przykładamy poziomo pasek papieru na wysokości B i przenosimy nań wszystkie punkty nomogramu pomocniczego łącznie z zerem;
- pasek przykładamy do górnej ramki wykresu tak, aby zgrać zera i przenosimy punkty na wykres opisując donośności;
- analogicznie postępujemy dla naniesienia punktów na dolnej ramce wykresu wykorzystując nomogram pomocniczy "1-dół";
- otrzymane na ramkach punkty dotyczące tych samych donośności łączymy prostymi.

Dla uproszczenia na wykresie A_g zastąpiono przez T_g.

b/ <u>Sporządzenie wykresu "2"</u>

Górną część wykresu "2" sporządza się również na podstawie nomogramów pomocniczych "2-góra" i "2-dół".

Nomogramy pomocnicze "2" sporządzono według poniższych wzorów

$$\Delta\tau'_{gf} = \Delta\tau_g + \Delta\tau_{obr}$$

$$\Delta\tau'_{gf} = \tau_g \sin^2 B + \tau_{obr} \cos B \cdot \sin A_g$$

geodezyjnej

Ponieważ dla danej szerokości rejonu pozycyjnego B = const, to dla poszczególnych odległości strzelania

$$\Delta\tau'_{gf} = f(\sin A_g)$$

Lewa skala zasadniczego wykresu "2" jest właśnie skalą sinusów. Sam wykres buduje się w zależności od sin A_g za pomocą nomogramów pomocniczych.

Dla górnej ramki wykresu $A_g = 90^o$, a sin $90^o = 1$.

Stąd

$$\Delta\bar{\iota}'_{gf} = \bar{\iota}_g \sin^2 B + \bar{\iota}_{obr} \cos B$$

Dla dolnej ramki wykresu $A_g = 270^o$, a sin $270^o = -1$.

Stąd

$$\Delta\bar{\iota}'_{gf} = \bar{\iota}_g \sin^2 B - \bar{\iota}_{obr} \cos B$$

Sporządzenie właściwego wykresu dokładnie takie samo jak wykresu "1". Tutaj również dla uproszczenia A_g zastąpiono przez Φ_g.

c/ <u>Sporządzenie wykresu "3"</u>

Wykres "3" sporządza się według danych uzyskanych na podstawie zbioru tabel poprawek celownika /załącznik 10 Instrukcji/.

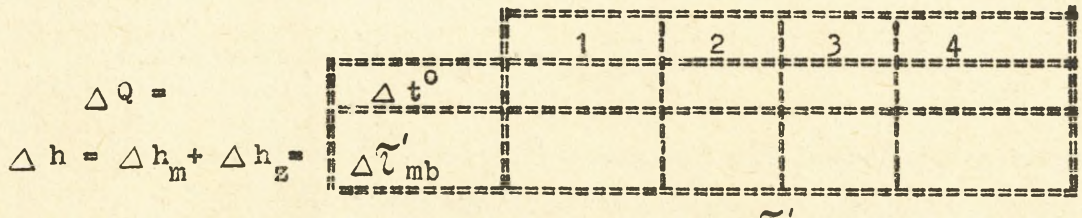
Poprawka $\Delta\bar{\iota}_{mb}$ na odchyłki meteorologicznych i balistycznych warunków strzelania, oprócz poprawki na podłużną składową pierwszego wiatru balistycznego, jest równa

$$\Delta\bar{\iota}'_{mb} = \Delta\bar{\iota}_Q + \Delta\bar{\iota}_h + \Delta\bar{\iota}_{t^o}$$

lub

$$\Delta\bar{\iota}'_{mb} = \bar{\iota}_Q \cdot \Delta Q + \bar{\iota}_h \cdot \Delta h + \bar{\iota}_{t^o} \Delta t^o$$

Wartości $\Delta\bar{\iota}'_{mb}$ określa się dla donośności 60, 90, 130 i 180 km, to jest dla donośności odpowiadających standartowym wysokościom punktu wyłączenia silnika podawanym w komunikacie 14, 18, 22, 26 km. Wyniki obliczeń ujmujemy w tabelkę zamieszczoną na wykresie. W tabelce donośności 60, 90, 130 i 180 zaszyfrowano oznaczeniami 1, 2, 3 i 4.



Według tych obliczonych wielkości $\Delta\bar{\iota}'_{mb}$ sporządza się wykres "3".

3. Określenie poprawek na odchyłki warunków strzelania przy zastosowaniu wykresu poprawek obliczonych

Przy zastosowaniu wykresu określa się:

- poprawkę kierunku na obrót Ziemi ΔT_{obr} z wykresu "1";
- poprawkę celownika na odchyłki geofizycznych warunków strzelania $\Delta\tilde{l}_{gf}$ z wykresu "2";
- poprawkę celownika na odchyłki meteorologicznych i balistycznych warunków strzelania $\Delta\tilde{l}_{mb}$ z nomogramu "3";
- poprawkę kierunku na wiatr boczny ΔT_w z załącznika 11 Instrukcji;
- poprawkę celownika na odchyłkę współczynnika kompensacji - z załącznika 12 Instrukcji.

Dla określenia ΔT_{obr} postępujemy następująco:

- wchodzimy w wykres "1" według T_g;
- przeprowadzamy pomocniczą linię poziomą do przecięcia się z linią danej donośności;
- opuszczamy pionową do dolnej ramki wykresu i tu odczytujemy ΔT_{obr}.

Dla określenia $\Delta\tilde{l}_{gf}$ postępujemy następująco:

- wchodzimy w wykres "2" według T_g;
- przeprowadzamy pomocniczą linię poziomą do przecięcia się z linią danej donośności;
- opuszczamy pionową linię do dolnej ramki wykresu i tu stawiamy punkt;
- na skali $\pm\Delta Z$ stawiamy punkt odpowiadający różnicy wysokości wybuchu i stanowiska startowego;
- łączymy obydwa punkty prostą;
- w punkcie przecięcia się tej prostej ze skalą $\pm\Delta\tilde{l}_{gf}$ odczytujemy $\Delta\tilde{l}_{gf}$.

Dla określenia $\Delta\tilde{l}_{mb}$ postępujemy następująco:

- wchodzimy w wykres "3" według S_g;
- przeprowadzamy linię pomocniczą poziomo do przecięcia się jej z prawą ramką wykresu i zaznaczamy punkt;
- na skali $\pm W_x$ stawiamy punkt odpowiadający wielkości W_x;
- łączymy obydwa punkty prostą;
- w punkcie przecięcia się tej prostej ze skalą $\pm\Delta\tilde{l}_{mb}$ odczytujemy $\Delta\tilde{l}_{mb}$.

4. Właściwości postępowania podczas określania nastaw

Postępowanie i kolejność określania nastaw są takie same jak przy wykorzystaniu przyrządu do obliczania poprawek z tym, że:

a/ przed otrzymaniem zadania ogniowego dodatkowo sporządza się wykres poprawek obliczonych.

b/ Po otrzymaniu zadania ogniowego:

ΔT_{obr} - określa się z wykresu poprawek obliczonych

$\tau_2 = \tau_o + \Delta\tau_{gf} + \Delta\tau_{mb}$

gdzie: τ_o - czas ładowania integratora dla osiągnięcia S_g odczytany z nomogramu - załącznik 13 Instrukcji określania nastaw;

$\Delta\tau_{gf}$ i $\Delta\tau_{mb}$ - z wykresu poprawek obliczonych.

Właściwości te najlepiej zobrazuje konkretny przykład.

Przykład /załącznik 2 i 3/

Założenie ogólne

5 bateria zajmuje stanowisko startowe nr 4. Na wyrzutni rakieta 8K11 nr 173 o ciężarze startowym Q = 5460 kG; $t_n^o = 10^o$

A. Czynności przed otrzymaniem zadania ogniowego

1. $X_B = 4\ 711\ 415$; $Y_B = 5\ 355\ 710$; $Z_B = 240$ m;
   $B = 42^o$; $T_z = 351^o18',4$; $T_k = 10^o18',7$;
2. $\delta_1 = 272^o11',5$; $T_{kt} = 351^o18',4 + 272^o11',5 = 263^o29',9$
3. $\tau_{max} = 160,4$; $D_{max} = 185$.
4. Komunikat meteorologiczny 3302:
   10090 - 0320 - 098407 - 10303 -
   - 1453 - 158030
   - 1854 - 176047
   - 2253 - 141041
   - 2653 - 136042
   - 3053 - 130039.
5. Przygotowanie kręgu wiatru.
6. Określenie Δh; ΔQ

$\Delta h = \Delta h_m + \Delta h_z = -16 + 10 = -6$ mb

$\Delta Q = 5460 - 5410 = +50$ kG

7. Sporządzenie wykresu poprawek obliczonych za pomocą pomocniczych nomogramów /"1" i "2".

8. Obliczenie dla standartowych wysokości $\Delta\tilde{\tau}'_{mb}$ i sporządzenie wykresu "3"

D	1	2	3	4
$\Delta\tilde{\tau}_{t^o}$	- 0,108	- 0,132	- 0,087	- 0,081
$\Delta\tilde{\tau}_h$	- 0,026	- 0,025	- 0,023	- 0,020
$\Delta\tilde{\tau}_Q$	- 0,116	- 0,072	- 0,036	- 0,011
$\Delta\tilde{\tau}'_{mb}$	- 0,250	- 0,229	- 0,146	- 0,112

B. Po otrzymaniu zadania ogniowego

1. Cel nr 1005: $X_c = 4\,585\,310$; $Y_c = 5\,280\,425$; $Z_w = 650$ m.

2. Określenie z kręgu wiatrów $\tilde{\tau}_1$; T_c

4 585 310	5 280 425
- 4 711 415	- 5 355 710
$\Delta x = -126\,105$	$\Delta y = -75\,285$

$\tilde{\tau}_1 = 150$; $T_c = 211^o$

3. Określenie danych geodezyjnych

$d = 146{,}86$ km

$t' = 30^o50'{,}0$

$T = 210^o50'$

$\Delta d = -0{,}06$ km

$\Delta T_1 = +1{,}0$

$S_g = 146{,}80$ km

$T_g = 210^o51'$

$\Delta Z = 650 - 240 = 410$ m

4. Określenie ΔT_{obr} i $T_g + \Delta T_{obr}$

$$\Delta T_{obr} = -60' = -1^{\circ} \text{ /z wykresu "1"/}$$

$$T_g + \Delta T_{obr} = 210^{\circ}51' - 1^{\circ} = 209^{\circ}51'$$

5. Określenie W_x i W_z z kręgu wiatrów

$$W_x = +1 \text{ m/sek}$$

$$W_z = +3{,}9 \text{ m/sek.}$$

6. Określenie ΔT_w i obliczenie T_{obl}

$$\Delta T_w = -0^{\circ}24'$$

$$T_{obl} = 209^{\circ}27'$$

7. Obliczenie α_2

$$263^{\circ}29{,}9 - 209^{\circ}27' \approx 54^{\circ}03'$$

8. Określenie $\Delta\tau_{gf}$ z nomogramu "2"

$$\Delta\tau_{gf} = +0{,}05 \text{ sek.}$$

9. Obliczenie $\Delta\tau_{mb}$ z nomogramu "3"

$$\Delta\tau_{mb} = -0{,}16 \text{ sek.}$$

10. Określenie celownika odpowiadającego odległości geodezyjnej

$$\tau_o = 146{,}28$$

11. Obliczenie τ_2

$$\tau_2 = 146{,}28 + 0{,}05 - 0{,}16 = 146{,}17 \text{ sek.}$$

12. Określenie $\Delta\tau_k$, a następnie τ_3

$$\tau_{rr} = 108{,}98 \text{ sek}$$

$$\tau_{or} = 109{,}00 \text{ sek}$$

$$\Delta\tau_r = 108{,}98 - 109{,}00 = -0{,}02$$

$$\Delta K = +0{,}31$$

$$\Delta\tau_k = -0{,}02 + 0{,}31 = 0{,}29 \text{ sek}$$

$$\tau_3 = 146{,}17 + 0{,}29 = 146{,}46 \text{ sek.}$$

13. Obliczenie α_k

$$\delta_2 = 253^\circ 54',5$$

$$T_{kt_k} = 10^\circ 18',7 + 253^\circ 54',5 = 264^\circ 13',2$$

$$\alpha_k = 264^\circ 13',2 - 209^\circ 27',0 = 54^\circ 46',2 \qquad 54^\circ 46'$$

14. Porównanie α_k z α_3

$$\alpha_3 = 54^\circ 48'$$

$$\alpha_3 - \alpha_k = 54^\circ 48' - 54^\circ 46' = 2' < 3'$$

IX. WŁASCIWOSCI OKRESLANIA NASTAW DLA RAKIET 8K14

Dla rakiet 8K14 stosuje się te same sposoby określania nastaw co dla rakiet 8K11. Postępowanie przy tym jest analogiczne.

Zasady i sposoby określania danych geodezyjnych do strzelania są te same.

Podczas określania nastaw do strzelania sposobem rachunkowym, czyli za pomocą tabel strzelniczych występują poniższe właściwości:

a/ Obliczenie nastaw integratora odbywa się nie w czasach ładowania integratora τ_{sek}, lecz w liczbie impulsów N /liczba impulsów na sekundę wynosi 50/.

b/ Ponieważ integratora nie trenuje się, oblicza się odrazu ostateczną nastawę celownika /a nie kolejno τ_1, τ_2, τ_3/:

$$N = N'_o + \Delta N /S_g - S'_g/ + \Delta N_{obr} + \Delta N_g + \Delta N_z + \Delta N_Q + \Delta N_h + \Delta N_{t_o} + \Delta N_w + \Delta N_{t_{up}}$$

Sposób obliczania poszczególnych składników /poprawek/ został omówiony w rozdziale II skryptu.

c/ Poprawkę celownika na wiatr ΔN_W oblicza się tylko dla odległości strzelania do 100 km/.

d/ Podczas przygotowania danych określa się nastawę układu samolikwidacji rakiety APR "n" z tabel strzelniczych na podstawie tabelarycznej donośności D najbliższej do odległości geodezyjnej S_g.

e/ Obliczenie T_{obl} jest takie samo jak dla rakiety 8K11, z tym że poprawkę kierunku na wiatr ΔT_W bierze się tylko przy odległościach strzelania do 100 km.

f/ Możliwość osiągnięcia donośności /wykonania zadania/ sprawdza się dla odległości strzelania większych od 280 km.

Z powyższych właściwości sposobu tabelarycznego wypływają i właściwości praktycznych sposobów.

W oddziałach rakiet 8K14 również jak i w oddziałach rakiet 8K11 stosuje się dwa praktyczne sposoby określania nastaw:

- za pomocą przyrządu do obliczenia poprawek;
- za pomocą wykresu poprawek obliczonych.

Postępowanie jest podobne. Taśma przyrządu do obliczania poprawek jest analogiczna z tym oczywiście, że dostosowana zakresem do zasięgu sprzętu, a różnice w skalach wynikają tylko z różnic wielkości współczynników tabelarycznych.

Wykres poprawek obliczonych jest także analogiczny z tym, że:

a/ w nomogramie "3" nie ma skali podłużnej składowej wiatru balistycznego. Poprawkę celownika na wiatr w tych wypadkach gdy należy ją uwzględniać /strzelanie na odległości do 100 km/ określa się z kręgu wiatrów.

b/ Pomocnicze nomogramy do sporządzenia wykresów różnią się tylko z uwagi na różnice wielkości współczynników tabelarycznych.

Wykonano 50 egz.
egz.nr 1-50 Bibl.tajna spec.
wyk.ppłk Riss
druk.I.Balcerzak
dnia 28.05.1965 r.
nr ks.masz.001443/65

Biblioteka Szkoleniowa Dz. III
Nr ewid. 00398/74

Załącznik 1

ARKUSZ OBLICZANIA NASTAW ZA POMOCĄ PRZYRZĄDU AP-7R

Meteo nr 3301	Data, godz	Z_m	h_m	$t°_m$	T_{W_1}	W_1	Y_k	$\Delta t°$	T_{W_2}	W_2
	02 063	0 190	103	565	321	09	14	63	329	087
3 bat. start., SS-5	$t°_n$ =		τ_1 = 120				18	61	325	080
Cel nr 1070	D_{max} =		Y_k = 17,6				22	57	342	095
Nr rak. 317	τ_{max} =		T_C = 17°				26	54	351	104
							30	51	346	113

$-\{x_C$	6 816 520	$-\{y_C$	5 626 850	$-\{Z_C + H_W$	770
x_B	6 735 690	y_B	5 602 480	Z_B	120
Δx	80 830	Δy	24 370	ΔZ	650
$+\{T_O$	16° 30'	$y^* = y_B + y_C$	1 229	$\pm\{T_g$	16°47',0
δT	16',5	$+\{d_o(K_D)$	84,00	B	61
$T'(K_k)$	16°46',5	δd	0,42	$T_g + B$	78
$+\{T$	16°46',5	$-\{d$	84,42	$T_g - B$	316
ΔT_1	0',4	Δd_1	0,01	W_x	- 5
ΔT	—	$-\{S_g$	84,41	$\Delta t°$	- 11
T_g	16° 47',0	D'	85	$-\{Z_m$	190
—		$S_g - D'$	- 0,59	Z_B	120
		$+\{\tau'_o$	118,70	ΔZ_m	70
		$\Delta\tau_{gmb}$	- 0,52	$+\{\Delta h_z$	+9
ΔT_{obr}	- 30'	$+\{\tau_2$	118,18	Δh_m	35
$+\{T_g + \Delta T_{obr}$	16°17',0	$\Delta\tau_K$	0,34	Δh	44
ΔT_W	-1° 05',5	τ_3	118,52	$-\{Q$	5526
T_{obl}	15°11',5			Q_{tab}	5410
$+\{T_z$	358°52',7	$+\{T_k$	343° 17',3	ΔQ	116
δ_1	315°30',8	δ_2	331° 04',5	W_z	+ 5,5
$-\{T_{kt}$	314° 23',5	$-\{T_{kt_k}$	314° 21',8	$-\{\tau_{rr}$	87,26
T_{obl}	15° 11',5	T_{obl}	15°11',5	τ_{or}	87,00
α_2	299° 12'	α_k	299°10',3	$+\{\Delta\tau_r$	0,26
$\alpha_2 > 270°$	- 180° 00	$\alpha_k > 270°$	- 180° 00	ΔK	0,08
α_2	119° 12'	α_k	119° 10',3	$\Delta\tau_K$	0,34
		α_3	119° 12'		
		$\alpha_k - \alpha_3$	1',7		

Obliczył

Dowódca

020595

Załącznik 2

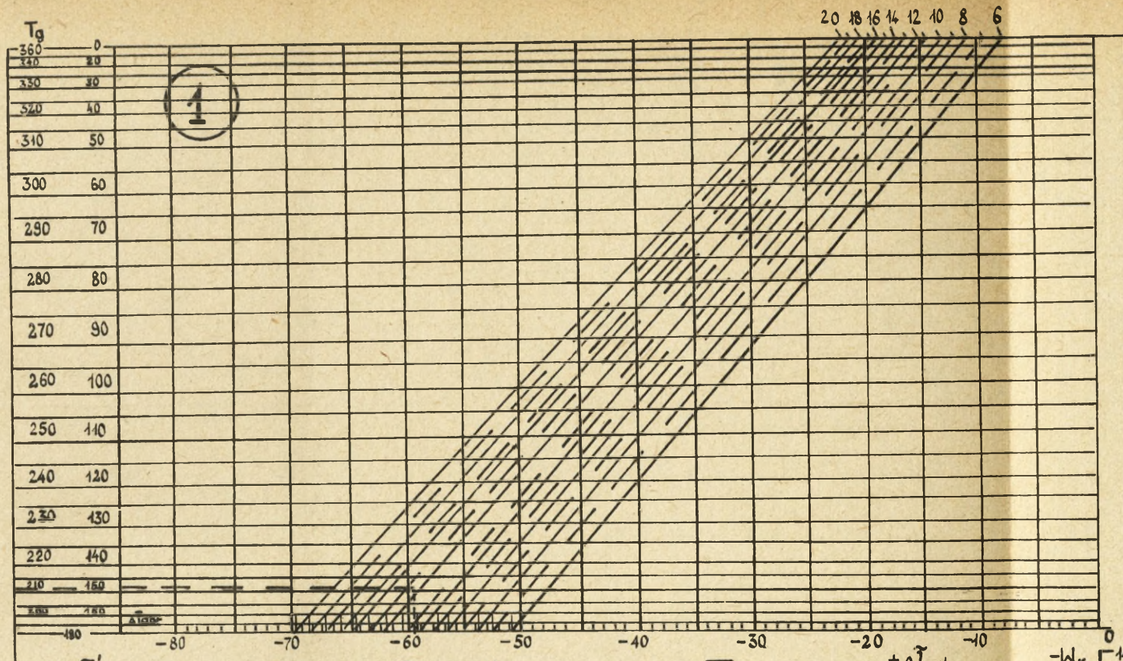
ARKUSZ OBLICZANIA NASTAW ZA POMOCĄ WYKRESÓW POPRAWEK OBLICZONYCH

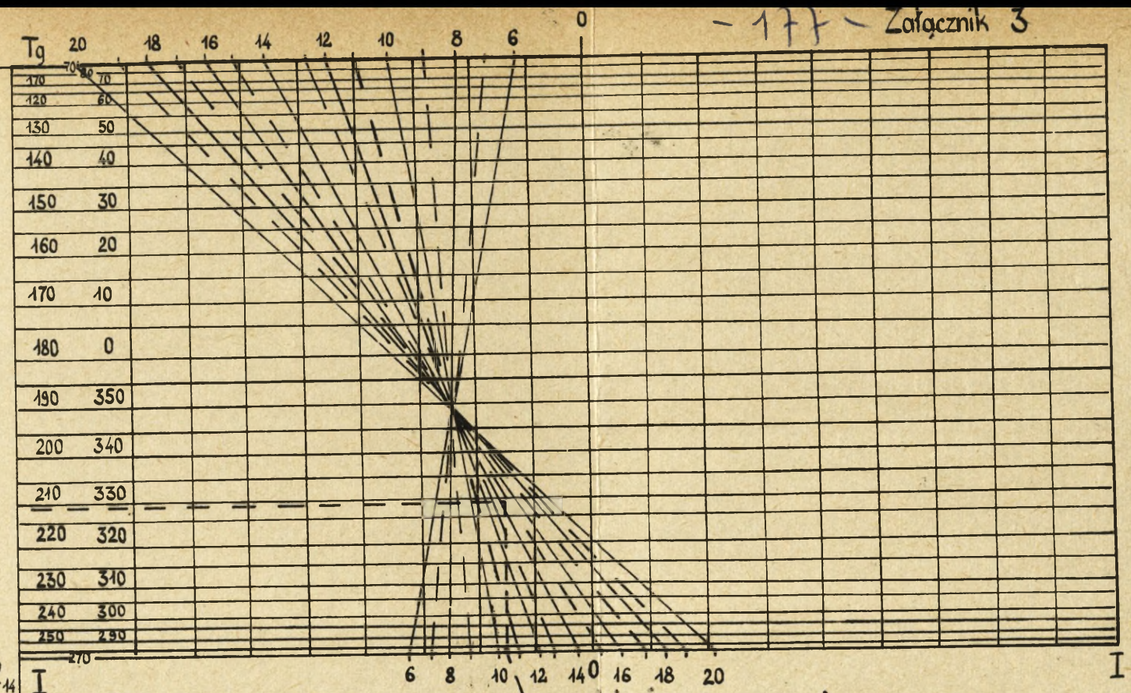
Meteo nr 3302	Data, godz	Z_m	h_m	t°_m	T_{W_1}	W_1	Y_K	Δt°	T_{W_2}	W_2
	10 090	0 320	098407		10303		14	53	158 030	
5 bat.start., SS-4 Cel nr 1017 Nr rak. 173	t°_n = 10		B° = 42				18	54	176 047	
	D_{max} = 185		τ_1 = 150				22	53	141 041	
	τ_{max} = 160,4		T_c = 211				26	53	136 042	
							30	53	130 039	

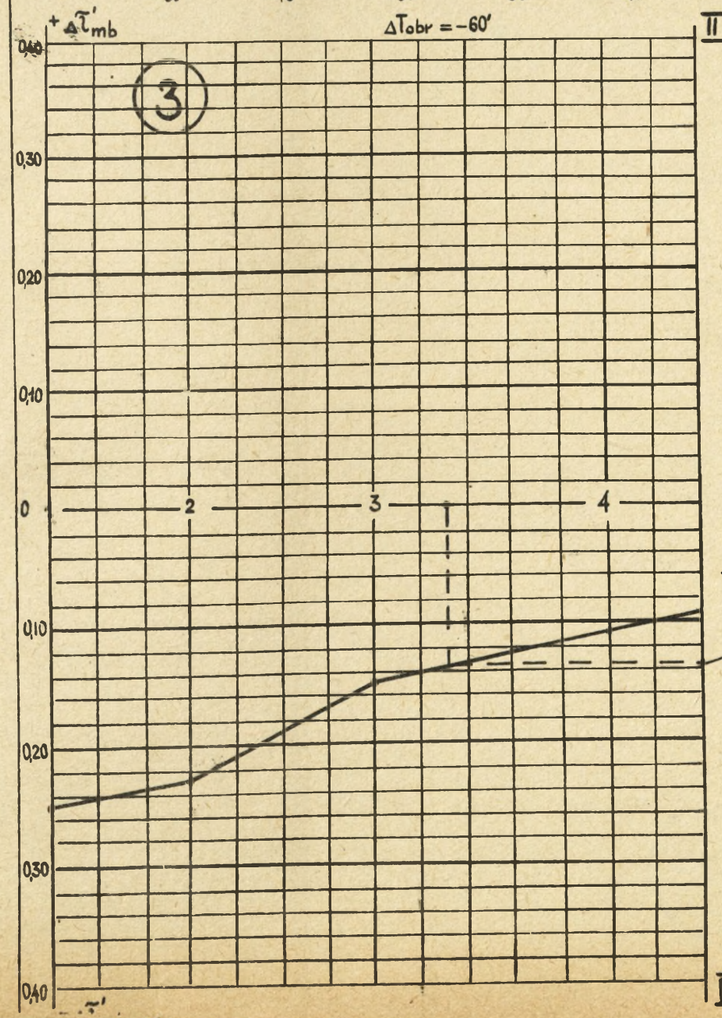
$-\begin{cases} x_C \\ x_B \end{cases}$	4 585 310 4 711 415	$\begin{cases} y_C \\ y_B \end{cases}$	5 280 425 5 355 710	$-\begin{cases} Z_C + H_W \\ Z_B \end{cases}$	650 240
Δx	- 126 105	Δy	- 75 285	ΔZ	410
$+\begin{cases} T_0 \\ \delta T \end{cases}$	30° 30' 20'	$y^M = y_B + y_C$	636	$-\begin{cases} Z_m \\ Z_B \end{cases}$	320 240
$T'(K_k)$	30° 50'	$+\begin{cases} d_0 (K_D) \\ \delta d \end{cases}$	146,00 0,86	ΔZ_m	80
$+\begin{cases} T \\ \Delta T_1 \\ \Delta T \end{cases}$	210° 50' + 1' —	$\begin{cases} d \\ \Delta d_1 \end{cases}$ S_g	146,86 0,06 146,80	Δh_z Δh_m Δh	10 -16 - 6
T_g	210° 51'	$+\begin{cases} \tau_0 \\ \Delta\tau_{gf} \rightarrow \\ \Delta\tau_{mb} \rightarrow \end{cases}$	146,28 0,05 - 0,16	$-\begin{cases} Q \\ Q_{tab} \end{cases}$ ΔQ	5 460 5 410 50
		$+\begin{cases} \tau_2 \\ \Delta\tau_K \end{cases}$	146,17 0,29	W_x W_z	1 3,9
ΔT_{obr}	- 1°				
$T_g + \Delta T_{obr}$	209° 51'	τ_3	146,46	$-\begin{cases} \tau_{rr} \\ \tau_{or} \end{cases}$	108,98 109,00
ΔT_W	- 0° 24'	$+\begin{cases} T_k \\ \delta_2 \end{cases}$	10° 18,7 253° 54,5	$\Delta\tau_r$	- 0,02
T_{obl}	209° 27'			ΔK	0,31
$+\begin{cases} T_z \\ \delta_1 \end{cases}$	351° 18,4' 272° 11,5'	$-\begin{cases} T_{kt_k} \\ T_{obl} \end{cases}$	264° 13,2 209° 27,0	$\Delta\tau_K$	0,29
$-\begin{cases} T_{kt} \\ T_{obl} \end{cases}$	263° 29,9' 209° 27'	α_k $\alpha_k > 270°$	54° 46,2 —		
α_2	54° 02,9	α_k	54° 46'		
$\alpha_2 > 270°$	—	α_3	54° 48'		
α_2	54° 03'	$\alpha_k - \alpha_3$	2'		

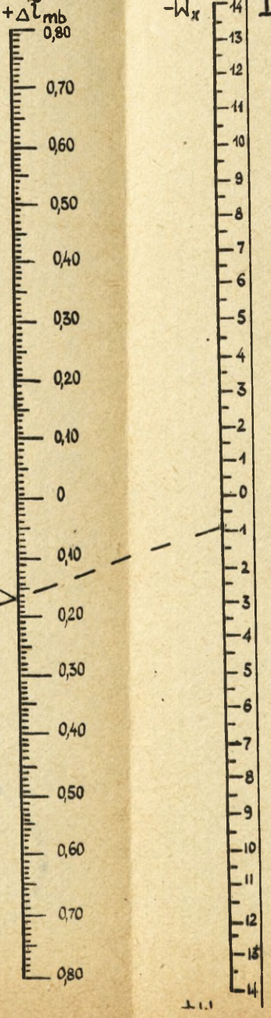
Obliczył

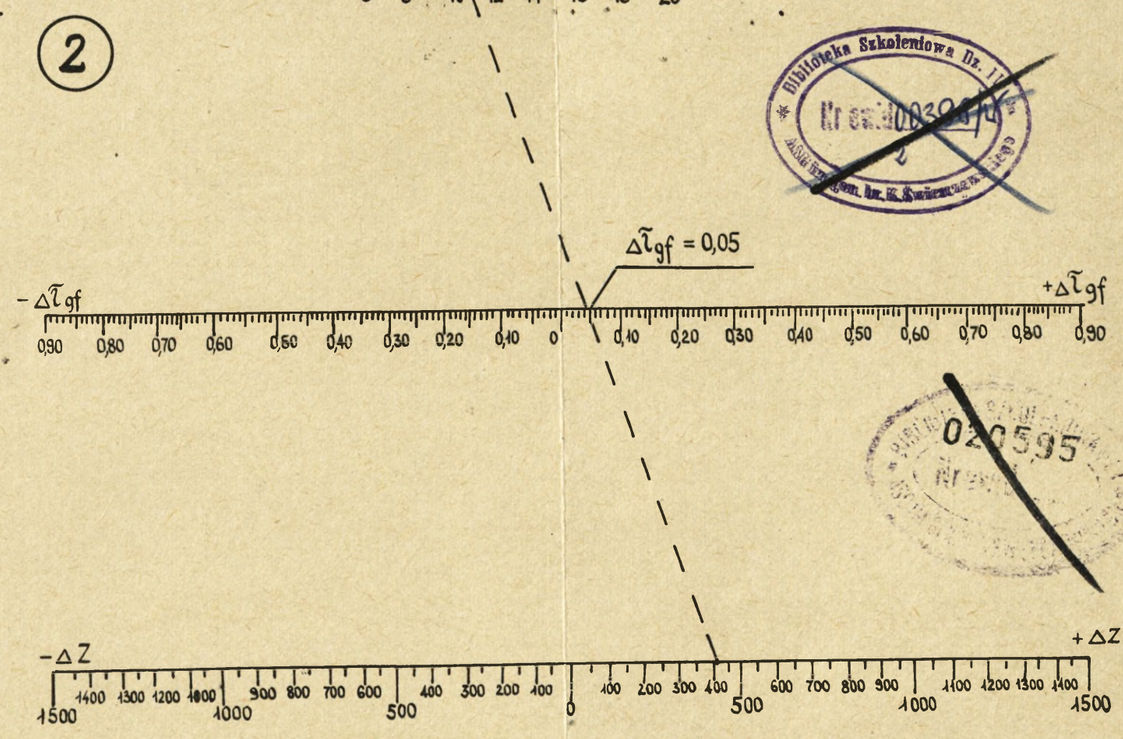
Dowódca









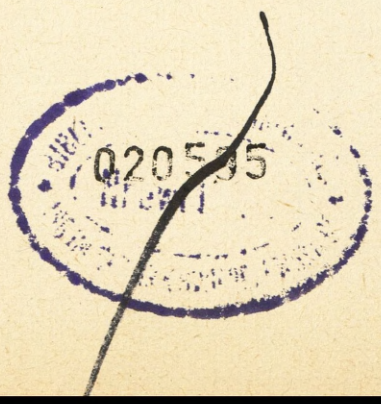


Biblioteka Szkoleniowa Dz. I
Nr ewid. 003095/I
Inż. K. Kwiecień
020595

ΔQ = 50

Δh = Δhm + Δhz = -6

	1	2	3	4
Δt°	-3	-4	-3	-4
Δτ'mb	-025	-0,23	-0,15	-0,11


020505