R G B WH GR BL Grey Scale #13 C M Y K
DANES-PICTA.COM
A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
[redacted]
Egz. Nr 1

PODSTAWY TEORII STRZELANIA POWIETRZNEGO

(PODRĘCZNIK)

Opracował ppłk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

Biblioteka Szkoleniowa Nr 1 AON im. Gen. br. K. Świerczewskiego
09006
BIBLIOTEKA NACZELNEJ SZKOŁY WOJENNEJ
Katedra Przedmiotów Specjalnych
Nr ewid.
[redacted]43032

WARSZAWA MAJ 1966

Colour Chart #13
Blue Cyan Green Yellow Red Magenta White 3/Color Black
Inches Centimetres
DANES-PICTA.COM

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
[redacted]
Egz. Nr 1

PODSTAWY TEORII STRZELANIA POWIETRZNEGO

(PODRĘCZNIK)

Opracował ppłk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

Biblioteka Studium [illegible] WSOWL
09006
[illegible]
BIBLIOTEKA NAUKOWA AON W-wa
Archiwum Publikacji Specjalnych
Nr ewid. [illegible]
[redacted]43032

WARSZAWA MAJ 1966

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 WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

JAWNE
SŁUŻBOWEGO
TAJNE
Egz.Nr... 1

PRZEKLASYFIKOWANO
Protokół Nr 12657

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

P O D S T A W Y

TEORII STRZELANIA POWIETRZNEGO

/ P O D R Ę C Z N I K /

Opracował ppłk dypl. Stefan Pawłowski

Biblioteka Szkoleniowa Nr I
Akademii im. gen. broni K. Świerczewskiego
Wojsk Obrony Przeciwlotniczej Kraju i Lotnictwa
Nr ewid. 043032

R E M B E R T Ó W M A J 1 9 6 6 r.

Podręoznik "Podstawy teorii strzelania powietrznego" przeznaczony jest dla słuchaczy profilu lotniczego, studiujących w Akademii Sztabu Generalnego.

W podręczniku zawarty jest materiał dotyczący wybranych zagadnień z balistyki zewnętrznej, celowników i teorii strzelania powietrznego, wykorzystywanych podczas rozwiązywania zadań strzelania do celów powietrznych, poczynając od pocisków z działek lotniczych i kończąc na rakietach kierowanych. Ten materiał jest podstawą do dokładnego opanowania i wszechstronnego zrozumienia zagadnień zawartych w podręczniku "Zastosowanie bojowe rakietowego i artyleryjskiego uzbrojenia samolotów".

Podręcznik opracowany został na podstawie:

1. "Osnowy tieorii strelby i bombomietanija" - W.M. Bałujew, M.W. Kramarenko, E.P. Oksentiuk, W.S. Czujko. Wyd. WWIA - 1961 r.
2. "Balistika awiacjonnych rakiet i snarijadow" - Jn.A. Koczetkow. Wyd. WWIA - 1965 r.

CZĘŚĆ PIERWSZA

PODSTAWY BALISTYKI ZEWNĘTRZNEJ

W S T Ę P

Balistyka zewnętrzna w strzelaniu powietrznym jest to nauka o ruchu pocisków niekierowanych - pocisków z działek lotniczych i rakiet niekierowanych. Oprócz tego, balistyka zewnętrzna rozpatruje również zagadnienia, związane z ruchem rakiet dalekiego zasięgu, w głównej mierze tej części, która dotyczy lotu niekierowanego.

Do zasadniczych zagadnień, których rozwiązaniem zajmuje się balistyka zewnętrzna zaliczamy:

1. Opracowanie metod rozwiązania zadania o ruchu pocisków z działek i rakiet niekierowanych, i na ich podstawie zbudowanie tabel dla rozwiązania tych zadań.

Na podstawie rozwiązań zagadnień z balistyki zewnętrznej, rozpracowanie różnych systemów /urządzeń/ celowniczych strzelania powietrznego.

2. Badanie praw ruchu pocisków niekierowanych i rakiet względem środka masy i określenie, na tej podstawie, charakterystyk statecznego ruchu pocisku i rakiety na ich torze lotu.

3. Opracowanie metod eksperymentalnego poznania charakteru ruchu pocisków.[x/]

Przed przystąpieniem do poznania ruchu pocisków, scharakteryzujemy siły, działające na pocisk w czasie jego lotu. Ruch pocisku odbywa się pod działaniem następujących sił:

1/ siły ciężkości $\bar{q}$, której kierunek działania określa się kierunkiem wektora $\bar{g}$, przyśpieszenia siły ciężkości;

2/ siły odrzutu $\bar{P}$, wytwarzanej przez silnik rakiety niekierowanej;

3/ siły aerodynamicznej, powstającej podczas ruchu pocisku w ośrodku powietrznym.

Teoretyczne poznanie ruchu ciała /pocisku/ sprowadza się do zestawienia i rozwiązania równań różniczkowych ruchu

---

x/ W dalszej treści podręcznika pod pojęciem "pocisk" przyjmować będziemy pocisk z działka i rakietę niekierowaną.

tego ciała przy założeniu, że są znane siły działające na to ciało. Ze względu na poważne trudności w rozwiązywaniu równań,które rozpatrują ruch ciała o stałej masie /pocisk z działek/ i tym bardziej o zmiennej /rakiety/,w balistyce zadanie o ruchu ciała rozpatruje się w większości wypadków w dwóch oddzielnych częściach, pierwsza - zadanie o ruchu środka masy ciała, to jest punkt stałej lub zmiennej masy, druga - zadanie o ruchu względem środka masy. Przy tym uważa się, że ruch środka masy nie zależy od ruchu względem środka masy. Założenie to umożliwia w przybliżeniu rozwiązać zadanie o ruchu środka masy ciała /pocisku/, następnie na podstawie tego rozwiązania, rozwiązać zadanie o ruchu względem środka masy i po tym zbądać zagadnienie wpływu ruchu względem środka masy na ruch środka masy.

Należy zauważyć, że dla otrzymania ogólnego rozwiązania o ruchu pocisku trzeba wspólnie rozwiązywać równanie ruchu jego środka masy i równanie ruchu względem środka masy, uwzględniając wzajemny wpływ parametrów tych ruchów jeden na drugiego. Jednak w większości wypadków można przyjmować, że wpływ ruchu względem środka masy na ruch środka masy jest mały i oddzielnie rozwiązywać zadanie o ruchu pocisku jako punktu o masie, równej masie pocisku. Takie podejście do rozwiązania zadania o ruchu pocisku pozwala w sposób dostatecznie prosty określić elementy toru jego środka masy i na podstawie tego zestawić tabele strzelania dla różnych pocisków. Rozwiązanie drugiej części wspólnego zadania - zadania o ruchu względem środka masy, umożliwia zbadać zagadnienia stateczności ruchu pocisku na torze.

W tym podręczniku głównie będą rozpatrzone metody rozwiązania zadania o ruchu środka masy pocisku dla różnych wypadków jego ruchu.

W celu zrozumienia materiału podanego w tym podręczniku czytelnik powinien posiadać dobrze opanowaną matematykę średnią, a dla dokładnego opanowania oddzielnych rozdziałów podręcznika - wiadomości z zakresu matematyki wyższej. Jednak podstawowy materiał podany w tym podręczniku może być przyswojony bez opanowania tego zakresu matematyki wyższej.

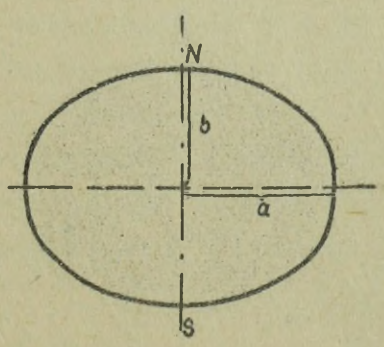
ROZDZIAŁ I

RUCH POCISKU W PRÓŻNI POD DZIAŁANIEM SIŁY CIEŻKOŚCI

§ 1. SIŁA CIEŻKOŚCI

1. KSZTAŁT I WYMIARY ZIEMI. Powierzchnia Ziemi posiada kształt złożony. Powierzchnię tę można określić jako pewną powierzchnię wyrównaną, która pokrywa się na oceanach z powierzchnią wody w stanie ciszy i w myśli tak przedłużona pod lądami, aby przecinała ona wszędzie kierunek linii pionowej pod kątem prostym. Utworzona w taki sposób powierzchnia zamknięta nosi nazwę powierzchni geoidy, a figura geometryczna, ograniczona tą powierzchnią, nazywa się geoidą.

Bardziej prostszą figurą, zbliżoną swoim kształtem do geoidy jest elipsoida obrotowa, której małą oś /2b/ stanowi oś biegunowa Ziemi /rys.1/, a duża oś /2a/ znajduje się w płaszczyźnie równikowej. Wielkość $\frac{a-b}{a}$ nazywa się spłaszczeniem Ziemi /ściśnieniem biegunowym/. Według obliczeń przeprowadzonych w 1946 roku przez uczo-



Rys. 1.

nego radzieckiego Krasowskiego, wymiary ziemi wynoszą:

$$\begin{aligned} a &= 6378245 \text{ m} ; \\ b &= 6356863 \text{ m} ; \\ \hline a - b &= 21382 \text{ m} , \end{aligned}$$

a spłaszczenie Ziemi $\frac{a-b}{a} = \frac{1}{298,3}$.

Podczas rozpatrywania praw ruchu pocisków dla wypadków strzelania na bardzo duże odległości koniecznie należy uwzględniać rzeczywisty kształt Ziemi. Jednak w celu uproszczenia teoretycznego rozwiązania zadania o ruchu pocisku, w większości wypadków, wygodniej jest przyjmować Ziemię swoim kształtem zbliżoną nie do elipsoidy obrotowej, lecz do kuli o promieniu, równym promieniowi kuli, która posiada taką samą objętość co i elipsoida. Takim promieniem dla elipsoidy Krasowskiego będzie R = 6371 km.

Podczas rozpatrywania zadań balistycznych, Ziemię przyjmować będziemy jako kulę o podanym powyżej promieniu.

2. SIŁA PRZYCIĄGANIA ZIEMSKIEGO. Między Ziemią i pociskiem, jak i w ogóle pomiędzy dwoma dowolnymi ciałami, istnieje tak zwane współdziałanie grawitacyjne. Wielkość siły F współdziałania grawitacyjnego między punktowymi masami m i M , znajdującymi się w odległości r jedna od drugiej, określa się według prawa Newtona:

$$F = -f \frac{mM}{r^2} .$$

Znak minus wskazuje, że siła F skierowana jest w ten sposób, iż ciała starają się zbliżyć. Współczynnik f , zwany stałą grawitacyjną, posiada wielkość $f = 6,66 \cdot 10^{-8}$ $cm^3/g\ sek^2$. Każde ciało materialne wytwarza wokół siebie pole grawitacyjne. Na dowolne drugie ciało, umieszczone w tym, działa siła, której wielkość jest proporcjonalna do natężenia pola

$$\bar{G} = \frac{\bar{F}}{m} \qquad /1/$$

gdzie: m - masa ciała, umieszczonego w polu grawitacyjnym.

Natężenie pola grawitacyjnego określa się masą ciała, wytwarzającego to pole i nie zależy od masy ciała, wprowadzonego w to pole. Natężenie $\bar{G}$ jest w tym czasie i przyśpieszeniem siły przyciągania, które otrzymuje siało, umieszczone w polu. Pole grawitacyjne jest potencjalne i charakteryzuje się funkcją sił[x/] U , wobec tego:

$$\frac{dU}{dr} = -f\frac{mM}{r^2},$$

skąd

$$U = f\frac{mM}{r}.$$

Wartość funkcji sił w danym punkcie, wzięta ze znakiem odwrotnym jest wartością energii potencjalnej w danym punkcie, dlatego funkcję sił nazywamy niekiedy funkcją potencjalną lub potencjałem.

Można udowodnić, że potencjał jednorodnej warstwy sferycznej otrzymuje się taki, jakby cała masa warstwy sferycznej byłaby ześrodkowana w środku sfery. Zgodnie z tym, jeżeli przyjąć Ziemię, w pierwszym przybliżeniu, jako kulę niejednorodną, składającą się z jednorodnych warstw współśrodkowych, to możemy ustalić, że siła wypadkowa przyciągania całej kuli ziemskiej będzie

$$F = -f\frac{mM}{r^2}. \qquad /2/$$

gdzie: m – masa przyciąganego punktu materialnego;
M – masa ziemi;
r – odległość od środka Ziemi do punktu przyciąganego.

W zadaniach balistyki przyjmuje się, że pocisk jest punktem materialnym.

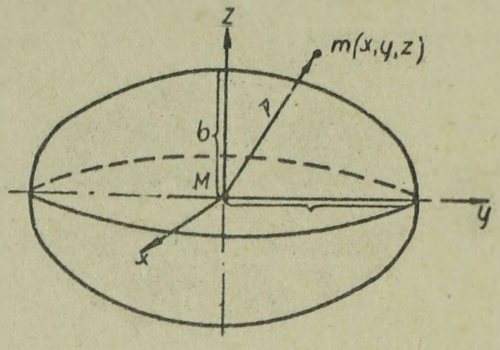
Jeżeli przyjąć, że Ziemia jest jednorodną elipsoidą obrotową /rys.2/, to funkcja sił $U(x,y,z)$ będzie określona wyrażeniem

$$U = \frac{fmM}{r}\left[1 + \frac{b^2}{10}\,\frac{(x^2+y^2-2z^2)}{r^4}\,e^2 + \ldots\right],$$

gdzie: $e = \frac{\sqrt{a^2-b^2}}{a}$ – mimośród elipsy.

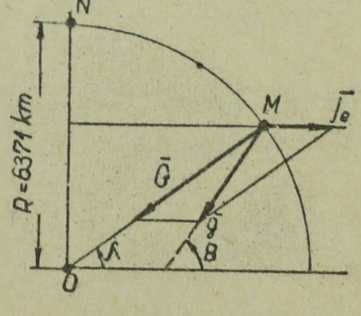
---

x/ Funkcja potencjalna pola sił z odwrotnym znakiem.



Rys. 2.

3. WPŁYW OBROTU ZIEMI NA PRZYŚPIESZENIE SIŁY CIEŻKOŚCI. Kierunek i wielkość siły ciężkości charakteryzuje się kierunkiem i wielkością wektora przyśpieszenia siły ciężkości $\bar{g}$. Ten wektor jest sumą geometryczną wektorów $\bar{G}$ - przyśpieszenia siły przyciągania ziemskiego i wektora $\bar{j}_c$ - przyśpieszenia odśrodkowej siły bezwładności /rys.3/. Jeśli przyjąć Ziemię za kulę o promieniu R i oznaczyć przez λ - szerokość geocentryczną, to dla punktu M, znajdującego się na powierzchni Ziemi, przyśpieszenie $\bar{G}$ będzie skierowane wzdłuż promienia do środka Ziemi O , pod kątem λ do płaszczyzny równika, a przyśpie-



Rys. 3.

szenie $\bar{j}_e = \Omega^2 R \cos\lambda$ /gdzie Ω - prędkość kątowa obrotu Ziemi wokół osi biegunowej/ prostopadle do jej osi obrotu.

W tym wypadku wektor $\bar{g}$ określa się sumą geometryczną

$$\bar{g} = \bar{G} + \bar{j}_e .$$

Kierunek tego wektora będzie określany szerokością geograficzną B, a jego wielkość możemy otrzymać z wyrażenia

$$g^2 = G^2 + \Omega^4 R^4 \cos^2\lambda - 2 G \Omega^2 R \cos^2\lambda .$$

Jeśli pominąć $\left(\frac{\Omega^2 R}{G}\right)^2$ ze względu na małą wielkość /ponieważ $\Omega = 7{,}29 \cdot 10^{-5}\ \text{sek}^{-1}$ /, to

$$g = G\left(1 - \frac{2\Omega^2 R}{G}\cos^2\lambda\right)^{\frac{1}{2}}$$

lub w przybliżeniu

$$g = G\left(1 - \frac{\Omega^2 R}{G}\cos^2\lambda\right) = G - \Omega^2 R \cos^2\lambda .$$

Przy $\lambda = 0$ wyraz $\Omega^2 R$ stanowi około 0,3 %, jednak ze zwiększeniem odległości od środka Ziemi do rozpatrywanego punktu, wielkość tego wyrazu w stosunku do g będzie wzrastać i w niektórych zadaniach balistycznych, związanych z lotem na bardzo duże odległości, trzeba uwzględniać wpływ przyśpieszenia odśrodkowego.

Natomiast w zadaniach balistycznych związanych ze strzelaniem powietrznym można pominąć drugi wyraz w rozwinięciu i przyjąć, że $g \approx G$.

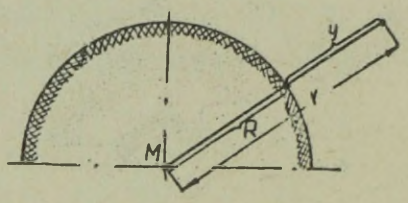
4. ZALEŻNOŚĆ PRZYŚPIESZENIA SIŁY CIEŻKOŚCI OD WYSOKOŚCI NAD ZIEMIA. Na podstawie przybliżonej równości

można znaleźć zależność od wysokości punktu nad powierzchnią Ziemi.

Poprzednio otrzymaliśmy /patrz wzory /2/ i /1/ / wyrażenia dla siły przyciągania ziemskiego i przyśpieszenia siły przyciągania ziemskiego. Ponieważ wielkość bezwzględna siły przyciągania ziemskiego wynosi $f\frac{mM}{r^2}$, to na podstawie /1/ otrzymamy bezwzględną wielkość przyśpieszenia siły przyciągania ziemskiego

$$G = \frac{fM}{r^2} .$$

Jeśli wyrazić r w postaci sumy $r = R + y$, gdzie R - - promień kuli ziemskiej, y - wysokość punktu nad ziemią



Rys. 4.

/rys.4/ i przyjmując $g = G$, to otrzymamy

$$g = \frac{fM}{(R+y)^2}.$$

Z kolei, oznaczając literą g wielkość przyśpieszenia na wysokości y, a przez g_0 - przyśpieszenia na powierzchni ziemi, otrzymamy

$$g = g_0 \frac{R^2}{(R+y)^2} = g_0 \left(1 + \frac{y}{R}\right)^{-2}.$$

Po rozłożeniu mnożnika przy g_0 w szereg dwumianowy i odrzuceniu wyrazów, poczynając od wyrazu $\left(\frac{y}{R}\right)^2$ dla małych wartości stosunku $\frac{y}{R}$, otrzymamy

$$g = g_0 \left(1 - \frac{2y}{R}\right).$$

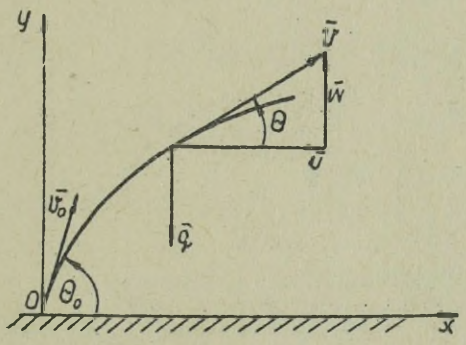
Jeśli uwzględnić, że R = 6371 km i wychodząc z wymagań dokładności rozwiązania różnych zadań balistycznych, to możemy bądź brać pod uwagę zależność g od y, bądź przyjmować, że przyśpieszenie to ze wzrostem wysokości nie zmienia się i równe jest wartości przy ziemi, tj. g_0.

W przypadku strzelania z samolotu nie uwzględnienie zależności g od y nie prowadzi do dużych błędów.

§ 2. PARABOLICZNY TOR LOTU POCISKU

1. RÓWNANIA RUCHU. Rozpatrzymy wypadek ruchu pocisku w próżni w jednorodnym polu grawitacyjnym na nieobracającej się płaskiej ziemi, czyli będziemy przyjmować, że wektor przyśpieszenia siły ciężkości $\bar{g}$ jest stały co do wielkości i kierunku.

Rozpatrzymy ruch pocisku w prostokątnym układzie współrzędnych xOy, którego początek O umieścimy na ziemi w punkcie wylotu, oś Ox skierujemy poziomo, a oś Oy pionowo w górę /rys.5/. Pocisk został wystrzelony pod kątem Θ_0 do poziomu z prędkością początkową v_0.



Rys. 5.

Kąt nachylenia Θ_0 stycznej do poziomu w punkcie wylotu nazywa się kątem rzutu. Na pocisk w locie działa jedynie siła $\bar{q}$ - siła ciężkości, skierowana prostopadle do płaskiej powierzchni ziemi.

Równanie wektorowe ruchu pocisku posiada postać

$$\frac{q}{g}\frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{q} = \frac{q}{g}\bar{g}$$

lub

$$\frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{g}.$$

Po przedstawieniu tego równania na osie Ox i Oy, otrzymamy układ równań

$$\ddot{x} = 0; \qquad \ddot{y} = -g.$$

Początkowe warunki do całkowania tego układu równań będą przy $t=0$:

$$\dot{x} = v_0 \cos\Theta_0; \quad \dot{y} = v_0 \sin\Theta_0; \quad x = 0; \quad y = 0.$$

Całkując pierwsze równanie, otrzymamy $\dot{x} = C_1$.

Rzut prędkości $\bar{v}$ na oś Ox będziemy oznaczać przez u. Wówczas, jeśli uwzględnić otrzymane wyrażenie dla $\dot{x}$ i jego wartość początkową, to otrzymamy

$$\dot{x} = v_0 \cos\Theta_0 = u = \text{const}. \qquad /3/$$

Tym samym, pozioma składowa prędkości w próżni w jednorodnym polu przyciągania jest stała. Całkując równanie

$$\dot{x} = v_0 \cos\Theta_0$$

otrzymamy

$$x = v_0 \cos\Theta_0 t + C_2.$$

Ponieważ przy $t=0$ $x=0$, to $C_2=0$ zatem

$$x = v_0 \cos\Theta_0 t. \qquad /4/$$

Drugie równanie układu równań daje

$$\dot{y} = -gt + C_3.$$

Ponieważ odpowiednio do warunków początkowych $C_3 = v_0 \sin\Theta_0$, to

$$\dot{y} = w = -gt + v_0 \sin\Theta_0, \qquad /5/$$

gdzie: w - rzut wektora $\bar{v}$ na oś Oy.

Całkując równanie

$$\dot{y} = -gt + v_0 \sin\Theta_0,$$

otrzymamy

$$y = -\frac{gt^2}{2} + v_0 \sin\Theta_0 t + C_4.$$

Uwzględniając początkowe warunki, znajdziemy, że $C_4=0$, wówczas

$$y = v_0 \sin\Theta_0 t - \frac{gt^2}{2} \qquad /6/$$

Jeśli wyłączyć z wyrażeniadla x i y czas t, to otrzymamy równanie toru pocisku w próżni

$$y = x \operatorname{tg}\Theta_0 - \frac{g}{2v_0^2 \cos^2\Theta_0} x^2. \qquad /7/$$

Jest to równanie paraboli, i dlatego teoria ruchu pocisku w próżni w jednorodnym polu przyciągania nazywa się paraboliczną.

2. ELEMENTY TORU. Powyżej zostały ustalone wyrażenia dla współrzędnych x i y pocisku w dowolnym punkcie toru /4/, /6/, /7/. Z wyrażenia /4/ dla x możemy otrzymać również czas t :

$$t = \frac{x}{v_0 \cos\Theta_0} . \qquad /8/$$

Dla określenia prędkości w dowolnym punkcie możemy się posłużyć twierdzeniem o stałości sumy energii kinetycznej i potencjalnej pocisku:

$$\frac{m v^2}{2} + mgy = const = \frac{m v_0^2}{2} + mg y_0 ,$$

ponieważ $y_0 = 0$, to wynika z tego, że

$$v = \sqrt{v_0^2 - 2gy} . \qquad /9/$$

Rozwiązując równanie kwadratowe /7/ względem x , otrzymamy

$$x_{1,2} = \frac{v_0^2 \sin 2\Theta_0}{2g} \pm \sqrt{\left(\frac{v_0^2 \sin 2\Theta_0}{2g}\right)^2 - \frac{2 v_0^2 \cos^2\Theta_0}{g} y} . \qquad /10/$$

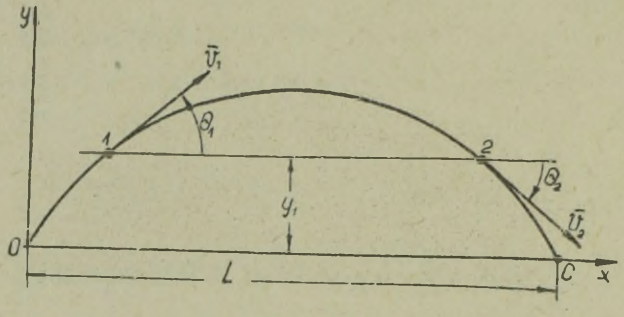
Skąd, przyjmując $y = 0$, otrzymamy

$$x_1 = \frac{v_0^2 \sin 2\Theta_0}{g} \quad i \quad x_2 = 0 .$$

Ponieważ przy $y = 0$ /rys.6/ mamy bądź punkt wylotu O /$x = 0$ /, bądź punkt upadku C /$x = L$, gdzie L - zasięg lotu/, to

$$L = \frac{v_0^2 \sin 2\Theta_0}{g} . \qquad /11/$$

Ze wzoru /11/ wynika, że odległość maksymalną dla danej prędkości początkowej v_0 można otrzymać przy kącie rzutu $\Theta_0 = 45^0$. Kąt ten nazywa się kątem największej odległości /zasięgu/ lotu pocisku dla przyjętych przybliżeń.



Rys. 6.

W celu określenia kątów nachylenia θ stycznej do toru względem poziomu posłużymy się zależnością $\cos\theta = \frac{u}{v}$, gdzie $u = v_0 \cos\theta_0$ - pozioma składowa prędkości.

Z wyrażenia /9/ dla v wynika, że jeśli punkty 1 i 2 /rys.6/ umieszczone są na jednakowej wysokości y_1 , to $v_1 = v_2$, a ponieważ u = const, to

$$\cos\theta_1 = \cos\theta_2 = \frac{v_0 \cos\theta_0}{\sqrt{v_0^2 - 2gy_1}} .$$

Stąd wynika, że $\theta_1 = |\theta_2|$ i szczególnie, $\theta_0 = |\theta_c|$.

Z wyrażenia /10/ i /11/ wynika, że

$$x_{12} = \frac{L}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{L}{2}\right)^2 - \frac{2v_0^2 \cos^2\theta_0}{g} y} . \qquad /12/$$

Otrzymane wyrażenie wskazuje, że wszystkim punktom, które posiadają jednakowe rzędne y na wznoszącej i opadającej części toru lotu pocisku, odpowiadają odcięte, których końce są jednakowo oddalone od punktu, posiadającego współrzędną $\frac{L}{2}$.

Przeprowadzone powyżej rozważania stwierdzają, że tor paraboliczny jest krzywą, symetryczną względem prostej $y = \frac{L}{2}$.

Z zależnośoi /12/ wynika, że największą wartość rzędnej toru $y=Y$ ozyli wysokość toru, określa się z równośoi zera wyrażenia podpierwiastkowego, tj.

$$\frac{v_0^4 \sin^2 2\theta_0}{4g^2} - \frac{2v_0^2 \cos^2\theta_0}{g} Y = 0.$$

Skąd

$$Y = \frac{v_0^2 \sin^2\theta_0}{2g} = \frac{L \operatorname{tg}\theta_0}{4}.$$

Jak wynika ze wzoru /12/ wysokośoi toru Y odpowiada odoięta $x = \frac{L}{2}$.

Całkowity ozas lotu T pooisku na odległość L można otrzymać z wyrażenia /8/ przy założeniu, że $x = L$:

$$T = \frac{L}{v_0 \cos\theta_0}.$$

Należy mieć na uwadze, że otrzymane wzory dla elementów toru są prawdziwe przy założeniu o ruchu pooisku w próżni w jednorodnym polu przyoiągania. Wykorzystanie tych wzorów w ozasie rozpatrywania zagadnień dotyozących ruchu pooisku w powietrzu, umożliwia otrzymanie wystarozająco dokładnych wyników jedynie dla małych prędkośoi /poniżej 50 m/sek./ podozas strzelania na małe odległośoi, gdy wpływ oporu powietrza jest nieznaczny w porównaniu z wpływem siły ciężkośoi i kiedy z dostateoznym uzasadnieniem można wykorzystać przybliżenia o jednorodnym polu przyoiągania. -

ROZDZIAŁ II

RUCH ŚRODKA MASY POCISKU W POWIETRZU

§ 3. ATMOSFERA ZIEMSKA

W celu poznania ruchu pocisku w powietrzu należy znać to środowisko, w którym następuje ten ruch tj.atmosferę. Od właściwości atmosfery zależą siły aerodynamiczne, działające na pocisk w locie, zależy i ciąg silnika, w który może być wyposażony pocisk. Dla stwierdzenia ilościowego wpływu atmosfery na elementy ruchu pocisku w dowolnym momencie czasu, należy znać zmiany podstawowych parametrów powietrza atmosferycznego, przede wszystkim zmianę gęstości powietrza i temperatury w funkcji wysokości.

1. ELEMENTY METEOROLOGICZNE. W czasie rozwiązywania zadań balistyki zewnętrznej uwzględnia się zazwyczaj wpływ następujących elementów meteorologicznym na ruch pocisku:

1/ ciśnienie powietrza - h mm Hg;
2/ temperaturę powietrza - $T°K$;
3/ wilgotność powietrza - e mm Hg;
4/ gęstość powietrza - ρ kg$\cdot$m^{-3};
5/ wiatr.

Równanie stanu powietrza wilgotnego, podane dla gęstości wagowej ρ, łączy między sobą elementy meteorologiczne h, T, e, ρ:

$$\rho = \frac{h\left(1 - \frac{3}{8}\frac{e}{h}\right)13{,}60}{RT}, \qquad /13/$$

gdzie: R - 29,27 kg m/kg stopnie - stała gazowa powietrza;

13,60 - współczynnik przeliczeniowy z mm Hg na kg m^{-2}.

Jeśli wprowadzić pojęcie tak zwanej temperatury wirtualnej [x]

$$\tau = \frac{T}{1 - \frac{3}{8}\frac{e}{h}}$$

to równanie stanu /13/ dla powietrza wilgotnego można przedstawić w takiej samej postaci, jak i dla powietrza suchego, posiadającego z wilgotnym jednakową gęstość i temperaturę:

$$p = \frac{13{,}60\, h}{R\tau} . \qquad /14/$$

2. ZMIANA ELEMENTÓW METEOROLOGICZNYCH ZE ZMIANĄ WYSOKOŚCI. Znając określone zależności zmiany temperatury wirtualnej ze zmianą wysokości można ustalić zależności zmiany ciśnienia h i gęstości p powietrza ze zmianą wysokości. Jeśli przyjąć hipotezę o pionowej równowadze atmosfery, polegającą na założeniu, że ciężar pewnej warstwy powietrza równoważy się różnicą ciśnień na jej górnej i dolnej powierzchni, to zależność zmiany ciśnienia ze zmianą wysokości otrzymuje się w postaci

$$h = h_o e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}} , \qquad /15/$$

gdzie: h_o – ciśnienie powietrza przy powierzchni ziemi;
y – wysokość nad ziemią.

Wykorzystując równanie stanu /14/ powietrza wilgotnego, można otrzymać zależność zmiany gęstości powietrza ze zmianą wysokości:

$$p = 13{,}60 \frac{h_o}{R\tau} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}} ,$$

lub, dzieląc i mnożąc prawą część zależności przez τ_o – temperaturę przy powierzchni ziemi, otrzymamy

$$p = p_o \frac{\tau_o}{\tau} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}}$$

---

x/ Temperaturą wirtualną nazywa się temperatura obliczona, przy której gęstość powietrza suchego równa się gęstości powietrza wilgotnego. Temperatura wirtualna jest wyższa od temperatury faktycznej.

Na podstawie powyższej zależności stosunek gęstości ρ na wysokości y do gęstości ρ_o przy powierzchni ziemi, można wyrazić w postaci

$$\frac{\rho}{\rho_o} = \frac{\tau_o}{\tau} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}} \qquad /16/$$

Jak wynika z wyrażeń /15/ i /16/, dla obliczenia ciśnienia i gęstości powietrza na dowolnej wysokości y, należy znać wartości ciśnienia, temperatury i gęstości przy powierzchni ziemi /tj. wartości h_o, τ_o, ρ / oraz zależność zmiany temperatury τ ze zmianą wysokości.

3. ZALEŻNOŚCI ZMIANY ELEMENTÓW METEOROLOGICZNYCH ZE ZMIANA WYSOKOŚCI. W celu standaryzacji wszystkich obliczeń balistycznych zostało przyjęte, że obliczenia wykonywane są w tak zwanej znormalizowanej atmosferze artyleryjskiej, która charakteryzuje się ustalonymi wartościami elementów meteorologicznych przy ziemi oraz ustalonymi zależnościami zmian tych elementów ze zmianą wysokości.

W dalszym ciągu będziemy oznaczać wartości znormalizowanych elementów atmosfery przy ziemi indeksem „OZ", co oznacza "zerowe" /przy ziemi/ "znormalizowane".

Za znormalizowaną atmosferę artyleryjską przyjęto następujące wartości elementów meteorologicznych przy ziemi:

0 - 9,3 km: $\tau = \tau_{oz} - 6{,}328 \cdot 10^{-3} y$;

9,3 - 12 km: $\tau = 230 - 6{,}328 \cdot 10^{-3} (y - 9300) + 1{,}172 \cdot 10^{-6} (y - 9300)^2$;

12 - 31 km: $\tau = \text{const} = 221{,}^{\circ}5$;

31 - 35 km: $\tau = 221{,}^{\circ}5 + 0{,}75 \cdot 10^{-6} (y - 31000)^2$;

35 - 50 km: $\tau = 235{,}^{\circ}5 + 6 \cdot 10^{-3} (y - 35000)$;

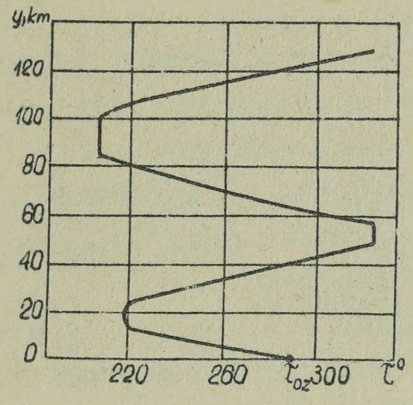
50 - 60 km: $\tau = \text{const} = 323{,}^{\circ}5$;

60 - 80 km: $\tau = 323{,}^{\circ}5 - 6 \cdot 10^{3} (y - 60000)$;

powyżej 80 km: $\tau = \text{const} = 203{,}^{\circ}5$.

W ostatnim czasie, w wyniku badań atmosfery, za pomocą rakiet meteorologicznych otrzymano dane o rozkładzie temperatury i na większych wysokościach. Charakter

zmiany temperatury przedstawiony jest na rys. 7.



Rys. 7.

Znormalizowane zależności zmiany ciśnienia i gęstości powietrza posiadają postać:

$$h = h_{oz} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}}, \qquad /17/$$

$$\frac{p}{p_o} = \frac{\tau_{oz}}{\tau} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}} \qquad /18/$$

Należy mieć na uwadze, że w tych zależnościach zmianę ze zmianą wysokości przyjmuje się jako znormalizowaną. Stosunek p/p_o w balistyce zewnętrznej oznacza się zazwyczaj jako funkcję wysokości $H(y)$, i dlatego

$$H(y) = \frac{\tau_{oz}}{\tau} e^{-\frac{1}{R}\int_0^y \frac{dy}{\tau}}. \qquad /19/$$

Wartości τ, h i $H(y)$ w zależności od wysokości podane są we wszystkich tabelach balistycznych.

Bardzo ważną charakterystyką atmosfery jest prędkość dźwięku „a" w powietrzu, gdyż wielkość ta charakteryzuje ściśliwość ośrodka.

Prędkość dźwięku wyraża się wzorem o postaci

$$a = \sqrt{k g R \tau}, \qquad /20/$$

albo

$$a = a_{oz}\sqrt{\frac{\tau}{\tau_{oz}}}, \qquad /21/$$

gdzie: $a_{oz} = \sqrt{k g R \tau_{oz}}$ - znormalizowana prędkość dźwięku w powietrzu przy ziemi;
$a_{oz} = 340{,}9\ m \cdot sek^{-1}$.

Znormalizowana zależność zmiany temperatury ze zmianą wysokości określa znormalizowaną zależność zmiany prędkości dźwięku ze mianą wysokości.

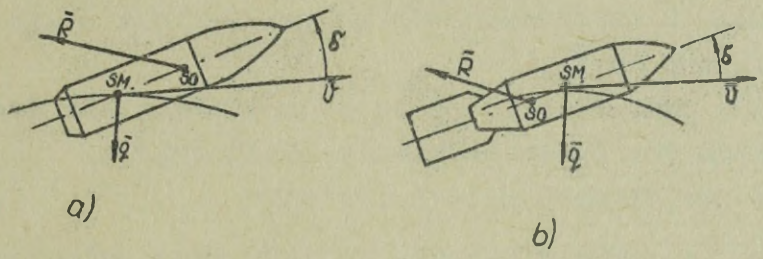
Na zakończenie należy podkreślić, że wszystkie tabele balistyczne opracowane są dla znormalizowanej atmosfery artyleryjskiej. Wpływ odchyleń wartości elementów meteorologicznych od ich wartości znormalizowanych, na elementy toru pocisku, może być ustalony drogą obliczenia poprawek na faktyczny stan atmosfery. W niektórych wypadkach poprawki te mogą być tak duże, że nie uwzględnienie ich prowadzi do poważnego zmniejszenia /pogorszenia/ dokładności strzelania.

§ 4. RUCH ŚRODKA MASY POCISKU W POWIETRZU W JEDNORODNYM POLU PRZYCIĄGANIA

W razie wykonywania strzelania ze stosunkowo niedużych odległości, można nie uwzględniać krzywizny Ziemi, wielkości i kierunku przyśpieszenia siły ciężkości oraz rozpatrywać ruch pocisku w jednorodnym polu przyciągania pod działaniem stałej siły ciężkości i sił aerodynamicznych.

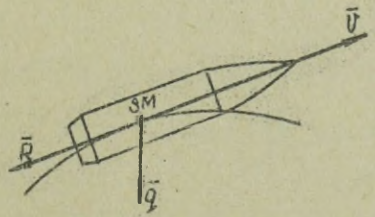
Przeważnie w powietrzu pocisk porusza się w ten sposób, że między jego osią i wektorem prędkości środka masy istnieje kąt δ /rys.8/. Kąt ten w pociskach obracających się nazywamy kątem nutacji, a w usterzonych - kątem natarcia. Na skutek tego, wypadkowa siła aerodynamiczna $\bar{R}$, przyłożona do środka oporu stara się odchylić oś zwykłego pocisku artyleryjskiego od wektora $\bar{v}$ /rys.8, a/, czyli zwiększyć kąt δ, a oś pocisku usterzonego /rys.8,b/ - pokryć z wektorem $\bar{v}$, tj.zmniej-

szyć kąt δ . Tym samym, usterzenie pocisku zapewnia mu stabilizację w locie, a zwykły pocisk artyleryjski stabilizowany jest obrotem wokół swojej osi podłużnej.



Rys. 8.

W dobrze skonstruowanych pociskach kąt δ jest mały /nie przekracza 8 - 10^0/ i w pierwszym przybliżeniu można uważać, że oś pocisku pokrywa się z wektorem $\bar{v}$ /ze styczną do toru środka masy pocisku/. Takie założenie znacznie upraszcza rozwiązanie zadania o ruchu pocisku w powietrzu, gdyż staje się możliwym rozpatrywanie ruchu pocisku jako punktu o masie, równej masie pocisku, pod działaniem dwóch sił - siły ciężkości $\bar{q}$ i siły oporu $\bar{R}$ /rys.9/.



Rys. 9.

W takim ustawieniu, zadanie o ruchu pocisku nosi nazwę zasadniczego zadania balistyki zewnętrznej.

Zakłada się następujące przybliżenia podczas rozwiązywania zadania zasadniczego.

1. Oś pocisku pokrywa się ze styczną do toru, tj. $\delta = 0$, wskutek czego siła aerodynamiczna $\bar{R}$ jest siłą oporu powietrza i skierowana wzdłuż osi pocisku w kierunku, przeciwnym do $\bar{v}$.

2. Ziemia jest płaska i nieruchoma oraz stała wielkość i kierunek przyśpieszenia siły ciężkości.

3. Normalne warunki meteorologiczne.

Rozwiązanie zadania o ruchu pocisku przy podanych założeniach wygodne jest z punktu widzenia praktycznego, ponieważ na podstawie tego rozwiązania, opracowuje się różnego rodzaju balistyczne tabele strzelania.

1. RÓWNANIE RUCHU ŚRODKA MASY POCISKU. Równanie wektorowe ruchu pocisku pod działaniem siły ciężkości $\bar{q}$ i siły oporu powietrza $\bar{R}$, przyłożonych do środka masy pocisku, przedstawia się w postaci

$$\frac{q}{g}\,\frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{q} + \bar{R}$$

lub uwzględniając, że

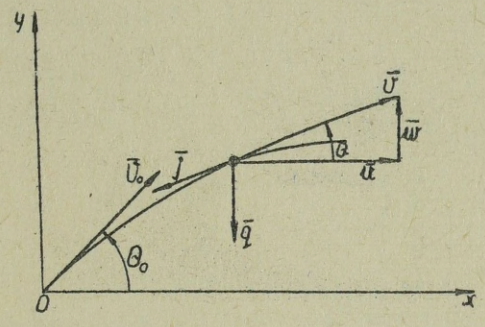
$$\bar{q} = q\,\frac{\bar{g}}{g},$$

możemy napisać:

$$\frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{g} + \frac{g}{q}\bar{R} = \bar{g} + \bar{j} \qquad /22/$$

gdzie: $\frac{g}{q}\bar{R} = \bar{j}$ - przyśpieszenie siły oporu powietrza.

Przedstawimy równanie wektorowe /22/ na osie układu współrzędnych prostokątnych xOy /rys.10/, którego początek współrzędnych O umieścimy w punkcie wylotu pocisku, oś Ox skierowujemy poziomo, a oś Oy - pionowo. Rzut wektora $\bar{v}$ na oś Ox oznaczać będziemy przez u , na oś Oy - przez w .



Rys. 10.

Przedstawiając równanie /22/ na osie Ox i Oy odpowiednio otrzymamy następujące równania:

$$\left.\begin{aligned} \frac{du}{dt} &= j_x ; \\ \frac{dw}{dt} &= -g + j_y , \end{aligned}\right\} \qquad /23/$$

gdzie: j_x i j_y – rzuty wektora przyśpieszenia siły oporu powietrza odpowiednio na oś Ox i Oy .

Wyrażenia dla rzutów j_x i j_y otrzymamy, przyjmując dla siły oporu powietrza aerodynamiczną postać zapisu tej siły

$$R = \frac{\rho v^2}{2} S c_{x0}\left(\frac{v}{a}\right),$$

gdzie: ρ – gęstość masowa powietrza;
v – prędkość środka masy pocisku;
S – powierzchnia największego przekroju poprzecznego pocisku;
c_{x0} – współczynnik oporu pocisku dla wypadku, gdy kąt natarcia $\delta = 0$.

Argumentem funkcji c_{x0} , w balistyce zewnętrznej, zazwyczaj przyjmuje się liczbę $M = \frac{v}{a}$ /gdzie a – prędkość dźwięku/, gdyż przy dużych prędkościach ruchu pocisku zasadniczym czynnikiem, określającym opór, jest ściśliwość powietrza.

Dla wygody i przyśpieszenia obliczeń, współczynnik każdego konkretnego pocisku określa się za pomocą pewnego mnożnika stałego w stosunku do pewnej krzywej wzorcowej tego współczynnika, który oznaczymy $\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right)$. Jeśli oznaczyć przez „i" współczynnik przeliczeniowy /przejściowy/ od krzywej wzorcowej $\bar{c}_{xo}$ do krzywej c_{xo} konkretnego pocisku, to

$$i = \frac{c_{xo}\left(\frac{v}{a}\right)}{\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right)}. \qquad /24/$$

Współczynnik „i" nazywa się współczynnikiem kształtu. Znając współczynnik kształtu pocisku, można określić jego współczynnik oporu, ponieważ

$$c_{xo}\left(\frac{v}{a}\right) = i\,\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right).$$

Jeśli gęstość masową powietrza przedstawić w postaci $\varrho = \frac{p}{q} = \frac{p_{oz}\,H(y)}{q}$, a powierzchnię największego przekroju poprzecznego pocisku w postaci $S = \frac{\pi d^2}{4}$ /gdzie d - kaliber pocisku/, to wyrażenie dla przyśpieszenia siły oporu powietrza można sprowadzić do postaci

$$j = \frac{p_{oz}\,H(y)}{2q}\,v^2\,\frac{\pi d^2}{4}\,i\,\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right),$$

lub

$$j = \frac{i d^2}{q}\,H(y)\,\frac{p_{oz}\,\pi}{8}\,v^2\,\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right).$$

Wprowadzimy do powyższego wyrażenia wielkości 10^3 i 10^{-3} oraz oznaczymy

$$\frac{i d^2}{q}\,10^3 = c,$$

a stałe $\frac{p_{oz}\,\pi}{8}\,10^{-3}$ wyrazimy w postaci liczby $4{,}74 \cdot 10^{-4}$.

Oprócz tego, zbiór wielkości zależnych od v i „a", oznaczymy symbolem funkcji

$$F(v,a) = 4{,}74 \cdot 10^{-4}\,v^2\,\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right). \qquad /25/$$

W takim wypadku przyśpieszenie siły oporu powietrza przyjmie postać:

$$j = c\,H(y)\,F(v,a). \qquad /26/$$

Współczynnik c nazywa się współczynnikiem balistycznym, a funkcja $F(v,a)$ - prawem oporu. Charakter funkcji $F(v,a)$ zależy od tego, jaka krzywa c_{xo} przyjęta została za wzorcową. Od tego również zależy wielkość współczynnika balistycznego, ponieważ wchodzący w skład niego współczynnik kształtu określa się wielkością $\bar{c}_{xo}$.

Jeśli na miejsce $F(v,a)$ wprowadzić inną funkcji

$$G(v,a) = \frac{F(v,a)}{v},$$

to

$$j = cH(y)G(v,a)v \qquad /27/$$

lub w postaci wektorowej

$$\bar{j} = -cH(y)G(v,a)\bar{v}. \qquad /28/$$

Należy zaznaczyć, że funkcja $G(v,a)$, tak samo jak i $F(v,a)$, może być przedstawiona funkcją jednej zmiennej - pewnej prędkości /fikcyjnej/ v_τ, w której uwzględnia się odchylenie prędkości dźwięku od pewnej wartości ustalonej, na przykład, od znormalizowanej prędkości dźwięku przy ziemi a_{oz}.

Jeśli przyjąć, że $a = a_{oz}$, to

$$G(v,a_{oz}) = 4{,}74 \cdot 10^{-4} v \bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a_{oz}}\right).$$

Jeżeli natomiast $a \neq a_{oz}$, to

$$G(v,a) = 4{,}74 \cdot 10^{-4} v \bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right).$$

Ponieważ $a = \sqrt{k g R \tau}$ /wzór /20/ /, to po określeniu v_τ z równania

$$\frac{v_\tau}{a_{oz}} = \frac{v}{a},$$

otrzymamy

$$v_\tau = v\sqrt{\frac{\tilde{\tau}_{oz}}{\tilde{\tau}}},$$

gdzie: $\tilde{\tau}$ - temperatura wirtualna, odpowiadająca prędkości dźwięku „a".

Oczywiście

$$\bar{c}_{xo}\left(\frac{v}{a}\right) = \bar{c}_{xo}\left(\frac{v_\tau}{a_{oz}}\right).$$

Jeśli przedstawić wartość funkcji G dla argumentów

v_t i a_{oz}, to

$$G(v_t, a_{oz}) = 4{,}74 \cdot 10^{-4} v_t \bar{c}_{x0}\left(\frac{v_t}{a_{oz}}\right) =$$

$$= 4{,}74 \cdot 10^{-4} v \sqrt{\frac{\tau_{oz}}{\tau}}\, \bar{c}_{x0}\left(\frac{v}{a}\right).$$

Skąd otrzymamy

$$G(v_t, a_{oz}) = \sqrt{\frac{\tau_{oz}}{\tau}}\, G(v, a),$$

lub

$$G(v, a) = \sqrt{\frac{\tau}{\tau_{oz}}}\, G(v_t, a_{oz}).$$

Ostatnie równanie pozwala na wyciągnięcie wniosku, że można mieć tabele funkcji G z jednym parametrem wejściowym v_t i zestawić je dla prędkości dźwięku a_{oz}. Poprawki na zmianę prędkości dźwięku w stosunku do a_{oz} będą określane przez $\sqrt{\frac{\tau}{\tau_{oz}}}$ i prędkość $v_t = v\sqrt{\frac{\tau_{oz}}{\tau}}$.

Po uwzględnieniu tego, w dalszym ciągu będziemy przyjmować, że G jest funkcją tylko v, zatem wyrażenie /28/ dla przyśpieszenia siły oporu powietrza przyjmie postać

$$\bar{j} = -c\,H(y)\,G(v)\,\bar{v}.$$

Wówczas rzuty j_x i j_y tego przyśpieszenia na oś Ox i Oy będą

$$j_x = -c\,H(y)\,G(v)\,u;$$
$$j_y = -c\,H(y)\,G(v)\,w,$$

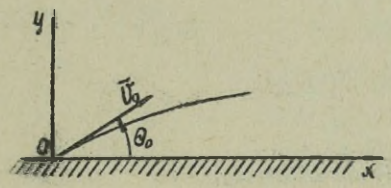
i wobec tego, równania /23/ przyjmą postać

$$\frac{du}{dt} = -c\,H(y)\,G(v)\,u;$$
$$\frac{dw}{dt} = -g - c\,H(y)\,G(v)\,w.$$

Jeśli do nich jeszcze dodać dwa równania kinematyczne dla obliczenia współrzędnych, to otrzymamy układ równań zasadniczego zadania balistyki zewnętrznej

$$\left.\begin{aligned}
\frac{du}{dt} &= -c\,H(y)\,G(v)\,u;\\
\frac{dw}{dt} &= -g - c\,H(y)\,G(v)\,w;\\
\frac{dy}{dt} &= w;\\
\frac{dx}{dt} &= u.
\end{aligned}\right\} \qquad /29/$$

gdzie $v = \sqrt{u^2 + w^2}$.



Rys. 11.

Początkowymi warunkami podczas strzelania na ziemi z prędkością początkową v_0 i przy kącie rzutu θ_0 /rys. 11/ będą następujące; przy $t = 0$:

$u = v_0 \cos\theta_0$; $w = v_0 \sin\theta_0$; $y = 0$; $x = 0$.

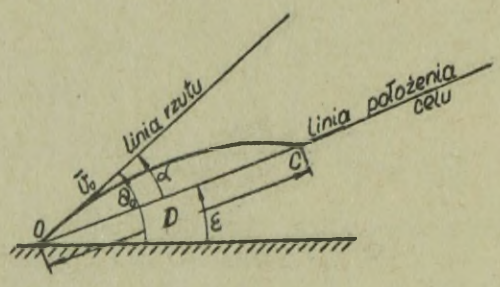
W ogólnym wypadku układ równań /29/ całkuje się liczbowo.

2. ZADANIA BALISTYCZNE STRZELANIA POWIETRZNEGO. Strzelanie powietrzne charakteryzuje się małymi odległościami strzelania i zezwala to w znacznym stopniu uprościć rozwiązanie balistyki zewnętrznej.

Podczas rozwiązywania zadań strzelania powietrznego należy się liczyć z tym, że cel w stosunku do samolotu strzelającego może być nie tylko na jednym poziomie z samolotem, lecz teoretycznie w dowolnym punkcie przestrzeni.

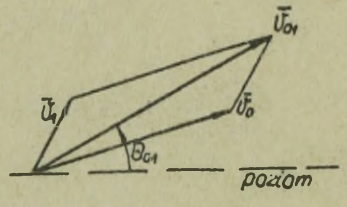
Wprowadzimy określenia dla wypadku strzelania, przedstawionego na rys.12, gdy punkt wylotu pocisku umieszczony jest na ziemi.

Linia, przechodząca przez punkt wylotu O i cel /punkt C / nazywa się linią położenia celu. Odcinek tej linii nosi nazwę odległości nachylonej i oznacza się przez D . Kąt ε zawarty między linią położenia celu i poziomem - kątem położenia celu, α - kąt zawarty



Rys. 12.

między linią położenia celu i styczną do punktu wylotu /linią rzutu/ nazywa się kątem celowania.
$\Theta_o = (\alpha + \varepsilon)$ - kąt rzutu.



Rys. 13.

Ponieważ w strzelaniu powietrznym sama broń posiada prędkość względem powietrza, równą samolotowi v_1 , to prędkość pocisku względem powietrza określa się bezwzględną prędkością początkową v_{o1} /rys.13/, którą możemy wyrazić

$$\vec{v}_{o1} = \vec{v}_o + \vec{v}_1$$

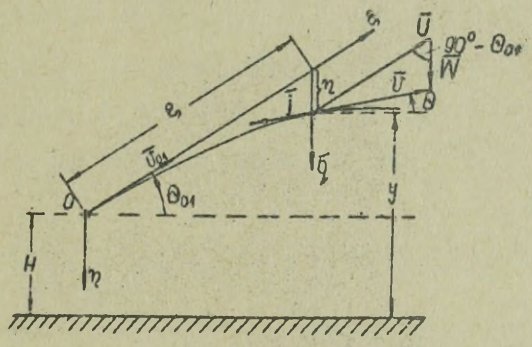
gdzie: $\vec{v}_o$ - prędkość pocisku względem samolotu /względna prędkość pocisku/;

$\vec{v}_1$ - prędkość samolotu.

Kąt zawarty między wektorem v_{o1} i poziomem, będziemy oznaczać przez Θ_{o1}.

Ze względu na małe odległośoi strzelania kąty celowania również będą małe, dlatego zadania strzelania powietrznego często nazywamy zadaniami strzelania przy małych kątach celowania.

Równanie toru pocisku dla wypadków strzelania powietrznego najwygodniej zestawiać w skośnych układach współrzędnych $\xi O \eta$, których początek umieszcza się w punkcie wylotu pocisku na wysokości H nad ziemią, oś $O\xi$ skierowana jest wzdłuż linii rzutu /wzdłuż wektora $\bar{v}_{01}$ /, oś $O\eta$ - pionowo w dół /rys.14/.



Rys. 14.

Przedstawimy równanie wektorowe

$$\frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{g} + \bar{j}$$

na oś $O\xi$ i $O\eta$, przy czym oznaczymy rzut $\bar{v}$ na oś $O\xi$ przez U, a rzut na oś $O\eta$ - przez W. Wówczas dwa równania wektorowe i dwa równania kinematyczne utworzą układ równań różniczkowych przy argumencie t:

$$\left.\begin{aligned} \frac{dU}{dt} &= -cH(y)G(v)U; \\ \frac{dW}{dt} &= -cH(y)G(v)W + g; \\ \frac{d\eta}{dt} &= W; \\ \frac{d\xi}{dt} &= U. \end{aligned}\right\} \qquad /30/$$

Zależnościami dodatkowymi będą wyrażenia dla v i y, które wynikają z rys. 14:

$$y = H + \xi \sin\Theta_{01} - \eta ;$$

$$v = \sqrt{U^2 + W^2 - 2UW \sin\Theta_{01}} .$$

Początkowymi warunkami dla całkowania:
przy $t = 0$ będą :

$$v = v_{01} ; \quad W = 0 ; \quad \eta = 0 ; \quad \xi = 0 .$$

Przejdziemy od argumentu t do argumentu ξ na podstawie tego, że:

$$\frac{d}{dt} = \frac{d}{d\xi}\frac{d\xi}{dt} = U \frac{d}{d\xi}$$

i wprowadzimy nową zmienną $P = \frac{W}{U}$, dla której $\frac{dP}{dt} = \frac{\dot{W}U - \dot{U}W}{U^2} = \frac{g}{U}$ na zasadzie pierwszych dwóch równań układu /30/. Wówczas układ równań /30/ z wprowadzeniem do niego nieznanej P przekształci się w układ równań przy argumencie ξ :

$$\left.\begin{aligned} \frac{dU}{d\xi} &= -c H(y) G(v) ; \\ \frac{dP}{d\xi} &= \frac{g}{U^2} ; \\ \frac{d\eta}{d\xi} &= P ; \\ \frac{dt}{d\xi} &= \frac{1}{U} . \end{aligned}\right\} \qquad /31/$$

Zależności dodatkowe:

$$y = H + \xi \sin\Theta_{01} - \eta ;$$

$$v = \sqrt{1 + P^2 - 2P \sin\Theta_{01}} .$$

Początkowe warunki: przy $\xi = 0$;

$$U = v_{01} ; \quad P = 0 ; \quad \eta = 0 ; \quad t = 0 .$$

Jeśli uwzględnić, że odległości są małe, to w przybliżeniu można przyjąć

$$H(y) = H(H)$$

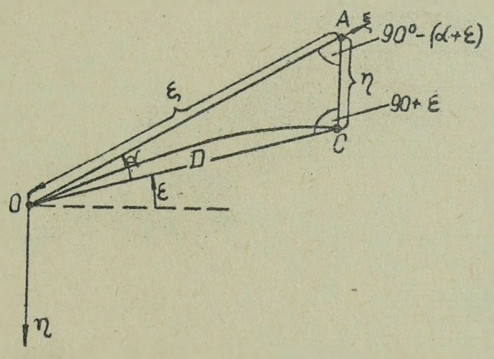
gdzie $H(H)$ – wartość punktu $H(y)$ w punkcie wylotu /na wysokości H /, i że $v \approx U$.

W celu pewnej kompensacji błędów, powstających na skutek takich przybliżeń, wprowadzimy do pierwszego równania współczynnik poprawkowy

$$\frac{\cos(\varepsilon+\alpha)}{\cos\varepsilon}.$$

Wówczas układ równań /31/ przyjmie postać:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{dU}{d\xi} = -cH(H)\,G(U)\,\frac{\cos(\alpha+\varepsilon)}{\cos\varepsilon};\\
&\frac{dP}{d\xi} = \frac{g}{U^2};\\
&\frac{d\eta}{d\xi} = P.\\
&\frac{dt}{d\xi} = \frac{1}{U}.
\end{aligned}\right\} \qquad /32/$$



Rys. 15.

Przejdźmy do argumentu D w tym układzie równań na tej podstawie, że /rys.15/ z trójkąta OAC, który nosi nazwę trójkąta balistycznego, możemy otrzymać

$$\frac{\xi}{\cos\varepsilon} = \frac{D}{\cos(\alpha+\varepsilon)}$$

i stąd

$$d\xi = \frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)}\,dD.$$

Wówczas układ równań /32/ możemy sprowadzić do postaci

$$\left.\begin{aligned}
\frac{dU}{dD} &= -cH(H)\,G(U);\\
\frac{dP}{dD} &= \frac{9}{U^2}\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)};\\
\frac{d\eta}{dD} &= P\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)};\\
\frac{dt}{dD} &= \frac{1}{U}\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)}.
\end{aligned}\right\} \qquad /33/$$

Oznaczymy $c_H = cH(H)$,

gdzie c_H – tak zwany zredukowany współczynnik balistyczny, stały dla danego wypadku strzelania.

Współczynnik c_H wprowadzimy pod znak różniczki. Wówczas

$$\left.\begin{aligned}
\frac{dU}{d(c_H D)} &= -G(U);\\
\frac{dP}{d(c_H D)} &= \frac{1}{c_H}\,\frac{9}{U^2}\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)};\\
\frac{d\eta}{d(c_H D)} &= \frac{1}{c_H}\,P\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)};\\
\frac{dt}{d(c_H D)} &= \frac{1}{c_H}\,\frac{1}{U}\,\frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)}.
\end{aligned}\right\} \qquad /34/$$

Dla wypadku strzelania z samolotu, lecącego na wysokości H, początkowymi warunkami dla całkowania równań /34/ będą następujące: przy $c_H D = 0$:

$$U = v_{01}; \quad P = 0; \quad \eta = 0; \quad t = 0.$$

Równania /34/ zezwalają na wyciągnięcie takiego wniosku, że wprowadzone poprzednio przybliżenia i przekształcenia równań z ogólnej postaci do postaci /34/ w znacznym stopniu uprościły rozwiązanie zasadniczego zadania balistyki zewnętrznej i umożliwiają całkowanie każdego równania oddzielnie.

Pierwsze równanie układu /34/ jest równaniem ze zmiennymi rozdzielnymi i odpowiednio do warunków początkowych całka U tego równania w postaci ogólnej może być przedstawiona, jako :

$$U = F_v(c_H D, v_{01}).$$

Po otrzymaniu tej całki, możemy obliczyć dla podanego konkretnego wypadku strzelania, tj. dla zadanych ε i $\theta_{01} = \alpha + \varepsilon$, całką P drugiego równania:

$$P = F_p(c_H D, v_{01})$$

i całkę t czwartego równania

$$t = F_t(c_H D, v_{01}).$$

Za pomocą całki $P = F_p(c_H D, v_{01})$ określa się całkę trzeciego równania

$$\eta = F_\eta(c_H D, v_{01}).$$

W ten dostatecznie prosty sposób określa się wszystkie potrzebne elementy toru pocisku.

Ponieważ nie ma wyrażenia analitycznego dla prawa oporu $G(v)$, to pierwsze równanie układu /34/ całkuje się liczbowo, i wynik całkowania przedstawia się w postaci tabeli z dwoma parametrami wejściowymi:

$c_H D$ \ v_{01}	
	U

Dokładnie w ten sam sposób mogą być przedstawione w postaci tabeli pozostałe elementy toru, tylko należy uwzględniać, że takie tabele dla P , η i t będą dotyczyły jakiejś to konkretnej wartości ε i $\theta_{01} = \alpha + \varepsilon$. Dlatego, dla otrzymania tabel, przydatnych do określania elementów toru w dowolnym wypadku strzelania, całki równań /34/ przedstawia się w postaci:

$$U = v_{01}\, q_U(c_H D, v_{01});$$

$$\left.\begin{aligned} P &= \frac{gD}{v_{01}^2}\ \frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)}\ g_P(c_H D, v_{01}); \\ \eta &= \frac{gD^2}{2v_{01}^2}\ \frac{\cos^2\varepsilon}{\cos^2(\alpha+\varepsilon)}\ g_\eta(c_H D, v_{01}); \\ t &= \frac{D}{v_{01}}\ \frac{\cos\varepsilon}{\cos(\alpha+\varepsilon)}\ g_t(c_H D, v_{01}). \end{aligned}\right\} \quad /35/$$

Wyrażenia /35/ dla elementów toru zbudowane są w ten sposób, że współczynniki, znajdujące się przed wartościami funkcji $g(c_H D, v_{01})$, są wyrażeniami dla odpowiednich elementów w wypadku strzelania w próżni, a wartości funkcji $g(c_H D, v_{01})$ określają wpływ oporu powietrza.

Tabele wartości powyższych funkcji, opracowane są dla określonego prawa oporu /prawa oporu Siacci/ i posiadają postać

$c_H D$ \ v_{01}	
	g_v lub g_P lub g_η lub g_t

Kolejność obliczania elementów toru pocisku za pomocą powyższych tabel jest następująca:

1/ określa się współczynnik balistyczny c pocisku zgodnie z prawem oporu Siacci i dla wysokości strzelania H - wartość funkcji $H(H)$;

2/ oblicza się zredukowany współczynnik balistyczny $c_H = c\,H(H)$ i dla zadanej odległości D - argument $c_H D$;

3/ na podstawie argumentu $c_H D$ i zadanej prędkości v_{01} określa się z tabeli wartość funkcji $g_v(c_H D, v_{01})$, $g_P(c_H D, v_{01})$, $g_\eta(c_H D, v_{01})$ i $g_t(c_H D, v_{01})$, i według wzorów /35/ oblicza się dla zadanych ε i $\Theta_{01} = \alpha + \varepsilon$ elementy toru przy celu: V, P, η, t.

Aby ustalić wyrażenie dla jednego z zasadniczych elementów strzelania powietrznego, jakim jest kąt celowania α, rozpatrzymy trójkąt balistyczny OAC /rys.15/, utworzony przez odległość nachyloną D i współrzędne

punktu celu /punkt C / odległość w linii rzutu ξ i obniżenie pocisku η.

Z trójkąta tego wynika, że

$$\frac{\eta}{\sin \alpha} = \frac{D}{\cos(\alpha + \varepsilon)}.$$

Ponieważ kąty celowania są małe, to możemy przyjąć, że

$$\sin \alpha \approx \alpha$$

i wówczas, uwzględniając wyrażenie dla η /35/, otrzymamy

$$\alpha = \frac{gD}{2v_{01}^2} \frac{\cos^2 \varepsilon}{\cos(\alpha + \varepsilon)} g_\eta(c_H D, v_{01}).$$

Ze względu na małą wielkość kąta α, możemy przyjąć, że $\alpha + \varepsilon \cong \varepsilon$, i wówczas ostatecznie otrzymamy

$$\alpha = \frac{gD}{2v_{01}^2} \cos g_\eta(c_H D, v_{01}). \qquad /36/$$

Zależności /35/ i /36/ są zasadniczym materiałem wyjściowym do projektowania urządzeń celowniczych, które mogą samoczynnie obliczać dane celownicze według danych wejściowych $c, H, D, v_{01}, \varepsilon$.

Jednak należy mieć na uwadze, że przyjęte podczas rozwiązywania założenia o stałości gęstości powietrza wzdłuż toru lotu pocisku, tj. $H(y) \approx H(H)$, jak również nie uwzględnienie wpływu przyśpieszenia siły ciężkości na prędkości pocisku, w wielu wypadkach strzelania powietrznego prowadzi do istotnych błędów.

Wpływ ten będzie się przejawiał tym bardziej, czym wielkość bezwzględna kąta położenia celu ε dąży do 90^0. Dotyczy to również tego założenia, że $H(y) = \text{const} = H(H)$.

Oprócz wpływu tych założeń, na dokładność rozwiązania zadania w znacznym stopniu wpływać będzie nie uwzględnienie zmiany prędkości dźwięku ze zmianą wysokości, wskutek czego otrzymamy wartości współczynnika $\bar{c}_{x0}$, różniące się od rzeczywistych, a tym samym współczynnika kształtu i współczynnika balistycznego dla wypadku strzelania na wysokości H. -

CZĘŚĆ DRUGA

PODSTAWY TEORII I ZASADY BUDOWY SYSTEMÓW CELOWNICZYCH STRZELANIA POWIETRZNEGO

ROZDZIAŁ III

CELOWANIE PODCZAS STRZELANIA Z SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO DO CELU LECACEGO JEDNOSTAJNIE I PROSTOLINIJNIE

§ 5. PRZEDMIOT TEORII STRZELANIA POWIETRZNEGO I CELOWNIKÓW

1. POJECIE STRZELANIA POWIETRZNEGO. Strzelaniem nazywa się oddanie jednego lub kilku wystrzałów, do celu dla wykonania określonego zadania bojowego.

Strzelanie powietrzne - to strzelanie z samolotu /lub innego aparatu latającego/ do celów powietrznych, naziemnych lub nawodnych.

Najszerzej rozpowszechnionym i wspólnie z tym najbardziej ogólnym i skomplikowanym wypadkiem strzelania powietrznego jest strzelanie z samolotu do samolotu. Z tego też względu szczególnie rozpatrzymy ten wypadek strzelania.

Strzelanie z samolotu może być wykonywane z broni artyleryjskiej /działek lotniczych/, jak i rakietami - - kierowanymi i niekierowanymi.

2. ZADANIE CELOWANIA. Aby zadanie bojowe postawione przed danym strzelaniem było wykonane, należy trafić w cel nie mniej od pewnej określonej ilości pocisków. W związku z tym, w teorii strzelania powietrznego rozpatruje się zadanie celowania, którego treść można sfor-

mułować w sposób następujący: jak zorientować lufę broni, z której prowadzi się strzelanie, względem celu, aby pociski trafiły w cel ?

Kąty, o które należy przesunąć oś broni względem kierunku na cel, nazywają się poprawkami kątowymi.

Podczas rozwiązywania zadania celowania cel zazwyczaj przyjmuje się za punkt. Broń również przyjmuje się za punkt, pokrywający się z punktem wylotowego ścięcia lufy broni, który nazywamy punktem wylotu. Oprócz tego, zakłada się, że strzelanie wykonywane jest jednym pociskiem. Jak wynika z § 4, przy strzelaniu w zwykłych warunkach /z broni nieruchomej do celu nieruchomego/ należy wprowadzać tylko jedną poprawkę - kąt celowania α /rys.15/. W tym wypadku, by rozwiązać zadanie celowania należy znać v_0 i C , zmierzyć ε i D oraz obliczyć α. Po tym trzeba tak przesunąć broń, aby płaszczyzna rzutu przechodziła przez cel oraz wychylić jej oś /broni/ w płaszczyźnie rzutu w górę o kąt α od linii położenia celu. Matematycznie może to być przedstawione jako rozwiązanie równań wektorowych[x]:

$$\left.\begin{aligned} &\bar{\xi} = \bar{D} - \bar{\eta}\,; \\ &\bar{v}_0^{\circ} = \bar{\xi}^{\circ}\,; \\ &\eta = \frac{gD^2}{v_0^2}\, q_\eta(c_H D, v_0). \end{aligned}\right\} \qquad /37/$$

Podczas strzelania w innych warunkach /z broni poruszającej się do celu nieruchomego, z broni nieruchomej do celu ruchomego itd./, oprócz poprawki na obniżenie, należy uwzględnić również poprawki na inne czynniki. Jednak kolejność czynności podczas rozwiązywania zadania celowania pozostaje ta sama, jak w rozpatrywanym przypadku: mierzy się różne wielkości, charakteryzujące warunki

---

x/ Wzór dla η otrzymano z układu równań /35/ części I tego podręcznika. Stosunek $\frac{\cos^2 \varepsilon}{\cos^2(\alpha+\varepsilon)}$ w warunkach strzelania powietrznego przyjmuje się równym jedności.

strzelania /tak zwane parametry wejściowe/, i na ich podstawie oblicza się poprawki kątowe. Po obliczeniu poprawek kątowych lufę broni odchyla się od linii położenia celu o ich wielkość. Proces odchylenia osi broni od linii położenia celu o poprawki kątowe nazywa się wypracowaniem /lub wprowadzeniem/ poprawek kątowych.

3. PRZEZNACZENIE CELOWNIKÓW STRZELANIA POWIETRZNEGO. Współczesna walka powietrzna może się odbywać w dowolnym okresie doby i w dowolnej pogodzie. W szeregu wypadkach może występować brak wzrokowej widzialności celu, na przykład podczas walki w chmurach. Oprócz tego, ze względu na duże prędkości samolotów, walka powietrzna w czasie jest bardzo krótka, a warunki strzelania /parametry wyjściowe/ zmieniają się bardzo szybko. Wobec tego, rozwiązanie zadania celowania bez pomocy specjalnych urządzeń, automatyzujących w mniejszym lub w większym stopniu proces celowania, praktycznie nie jest możliwe. Dlatego na samolotach montuje się specjalne urządzenia: celowniki strzelania powietrznego, które powinny ułatwiać strzelcowi /pilotowi/ pomiar parametrów wejściowych, obliczanie i wypracowanie poprawek kątowych. Na podstawie stopnia automatyzacji współczesne celowniki strzelania powietrznego dzielą się na półautomatyczne i automatyczne.

W celownikach półautomatycznych automatyzowane są procesy obliczania i wypracowania poprawek kątowych. Pomiar i wprowadzenie do urządzeń liczącoo - rozwiązujących danych wejściowych są częściowo automatyzowane, lub w ogóle nie automatyzuje się.

W celownikach automatycznych strzelania powietrznego automatyzowane są wszystkie procesy, nawet takie, jak poszukiwanie i rozpoznanie celu, śledzenie go i prowadzenie ognia.

Oprócz rozwiązania zadania celowania, wiele współczesnych celowników może być wykorzystywanych do poszukiwania celu i podczas manewrowania w czasie zbliżenia

do niego dla zajęcia najbardziej wygodnej pozycji ogniowej.

Z powyższego wynika, że współczesne celowniki strzelania powietrznego są skomplikowanymi urządzeniami automatycznymi. Prawidłowa eksploatacja celowników, a także systemów radiolokacyjnych i innych zapewniających ich pracę, nie jest możliwa bez znajomości zasad budowy.

4. ZADANIE RACJONALNEJ ORGANIZACJI STRZELANIA. Skuteczne wykonanie zadania bojowego zależy nie tylko od dokładności rozwiązania zadania celowania, lecz i od rodzaju broni oraz amunicji. Strzelanie powinno być przystosowane do rozwiązania nakazanego zadania bojowego i racjonalnie zorganizowane.

Zadanie racjonalnej organizacji strzelania powietrznego może być sformułowane w następujący sposób: jak zorganizować strzelanie w danych warunkach, aby w jak najkrótszym czasie i przy minimalnym zużyciu amunicji zadać przeciwnikowi największe straty ?

Stopień przystosowania danego strzelania do wykonania nakazanego zadania bojowego nazywa się skutecznością strzelania.

Dla oceny skuteczności danego strzelania lub dla porównania różnych strzelań na podstawie ich skuteczności należy posługiwać się charakterystykami liczbowymi,które charakteryzują jego skuteczność. Takie charakterystyki liczbowe nazywają się wskaźnikami skuteczności. Wybór wskaźników skuteczności, ich określanie i porównywanie również wchodzi w zakres zagadnień, rozpatrywanych przez teorię strzelania powietrznego.

I tak więc, teoria strzelania powietrznego i celowników zajmuje się rozpatrywaniem zagadnień, związanych z :

rozwiązaniem zadania celowania,
konstruowaniem celowników i
skutecznością strzelania.

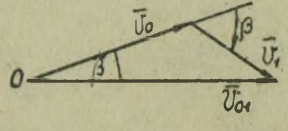
§ 6. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PODCZAS STRZELANIA Z SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

1. SCHEMATY CELOWANIA PODCZAS STRZELANIA Z SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO. W § 4 rozpatrzony był prosty wypadek celowania - celowanie z broni nieruchomej, ustawionej na wysokości poziomu morza, do celu nieruchomego w warunkach ciszy.

Obecnie rozpatrzymy bardziej skomplikowany wypadek zadania celowania, a mianowicie celowanie z samolotu myśliwskiego do celu nieruchomego względem powietrza. Ten wypadek tym różni się od poprzedniego, że broń znajduje się na pewnej określonej wysokości H nad poziomem morza i oprócz tego, ustawiona jest na poruszającej się podstawie - samolocie myśliwskim. Wobec tego, powstaje konieczność uwzględnienia wysokości i prędkości własnej broni. Sposób uwzględniania wysokości podczas rozwiązywania zadania celowania podany był w rozdziale I tego podręcznika.

Drugą właściwością danego wypadku strzelania jest to, że broń porusza się względem powietrza z prędkością $\bar{v}_1$. Jeśli prędkość pocisku względem broni jest równa $\bar{v}_0$, a prędkość broni względem powietrza równa $\bar{v}_1$, to pocisk rozpocznie swój ruch w powietrzu z prędkością $\bar{v}_{01}$, która może być określona według wzoru:

$$\bar{v}_{01} = \bar{v}_0 + \bar{v}_1 . \qquad /38/$$



Rys. 16.

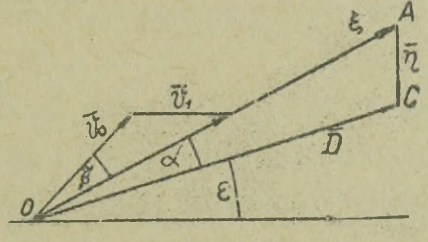
Wektor $\bar{v}_{01}$ nazywa się bezwzględną prędkością początkową pocisku. Trójkąt, zbudowany z wektorów $\bar{v}_0$, $\bar{v}_1$ i $\bar{v}_{01}$ /rys. 16/ nazywa się trójkątem prędkości. Płaszczyzna pionowa przechodząca przez wektor $\bar{v}_0$, nazywa się względną płaszczyzną rzutu, a płaszczyzna pionowa przechodząca przez wek-

tor $\bar{v}_{01}$, - bezwzględną płaszczyzną rzutu.
Prosta ξ , pokrywająca się z wektorem $\bar{v}_{01}$ $(\bar{\xi}^{\circ} = \bar{v}_{01}^{\circ})$, nazywa się bezwzględną linią rzutu.

Rozwiązanie zadania celowania w danym wypadku sprowadza się do rozwiązania układu równań wektorowych:

$$\left.\begin{aligned} \bar{v}_{01} &= \bar{v}_0 + \bar{v}_1 \ ; \\ \bar{v}_{01}^{\circ} &= \bar{\xi}^{\circ} \ ; \\ \bar{\xi} &= \bar{D} - \bar{\eta} \ ; \\ \eta &= \frac{g D^2}{2 v_{01}^2} q_\eta (c_H D, v_{01}) . \end{aligned}\right\} \qquad /39/$$

Jak wynika ze wzorów /39/, przez wprowadzenie wektora $\bar{v}_{01}$, zadanie celowania przy strzelaniu z poruszającej się broni sprowadzone jest do zadania celowania z broni nieruchomej, której pocisk posiada prędkość początkową $\bar{v}_{01}$. Schemat celowania, zbudowany na podstawie równań /39/ przedstawiony jest na rys.17.



Rys. 17.

Określenie wektora $\bar{v}_{01}$ /rozwiązanie równania /38/ / przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego posiada pewne właściwości. Większość współczesnych samolotów myśliwskich uzbraja się w nieruchome stanowiska artyleryjskie, przy czym osie luf broni są praktycznie równoległe do osi kadłuba samolotu.x/

x/ Za wyjątkiem niektórych wypadków, gdy broni nadaje się pewien kąt przystrzeleniowy. Wielkość tego kąta znajduje się zazwyczaj w granicach od 0 do 3Q°, dlatego przy określaniu wektora $\bar{v}_{01}$ można go nie uwzględniać.

Jeśliby w czasie lotu wektor $\bar{v}_1$ pokrywał się cały czas z osią samolotu, to kierunek wektora $\bar{v}_{01}$ w pełni byłby określany kierunkiem osi samolotu, a jego wielkość jako suma algebraiczna $v_0 + v_1$. Jednak w rzeczywistości wektor prędkości powietrznej samolotu $\bar{v}_1$ jest przeważnie odchylony od osi samolotu o pewien kąt β , leżący w ogólnym wypadku w płaszczyźnie nachylonej, przechodzącej przez oś samolotu.

Chcąc uwzględnić prędkość własną samolotu należy znać jej wielkość i wielkość kąta ślizgu. Jeśli wielkości te są znane, to można określić kąt przeniesienia $\tilde{\beta}$, zawarty między osią samolotu /wektor $\bar{v}_0$ / i bezwzględną prędkością początkową pocisku v_{01} /rys.16 i 17/, stosując twierdzenie sinusów :

$$\sin\tilde{\beta} = \frac{v_1}{v_{01}} \sin\beta . \qquad /40/$$

Moduł /miara bezwzględna/ wektora $\bar{v}_{01}$ można określić na podstawie wzoru z twierdzenia cosinusów :

$$v_{01} = \sqrt{v_0^2 + v_1^2 - 2 v_0 v_1 \cos\beta} . \qquad /41/$$

Kąt ślizgu β zazwyczaj nie przekracza $10 \div 12^0$. Wobec tego można przyjąć, że

$$\sin\beta \approx \beta ; \qquad \cos \approx 1 .$$

Ponieważ $\tilde{\beta} < \beta$, to podobne założenie można przyjąć i dla kąta $\tilde{\beta}$. Uwzględniając te założenia, wzory /40/ i /41/ przyjmą postać :

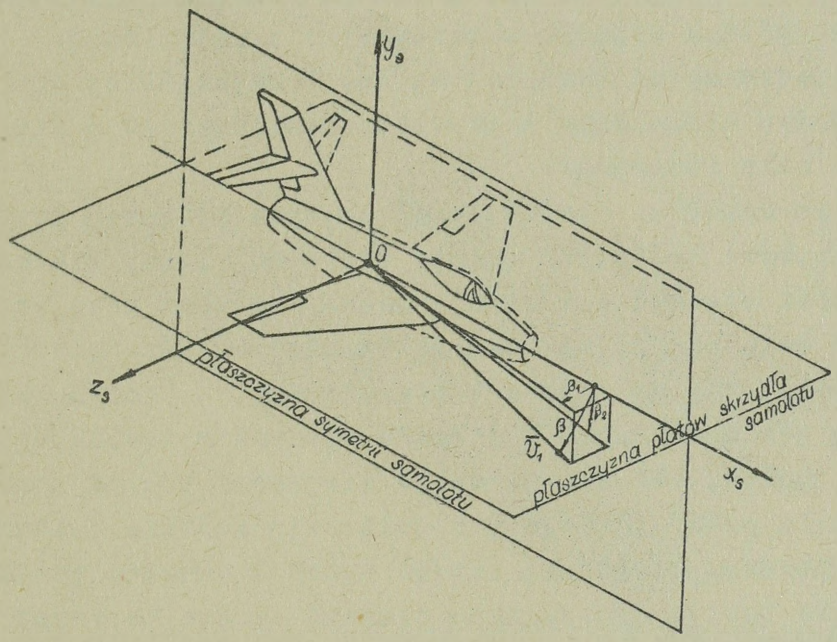
$$\tilde{\beta} = \frac{v_1}{v_{01}} \beta ; \qquad /42/$$

$$v_{01} = v_0 + v_1 . \qquad /43/$$

Zazwyczaj w praktyce, rozpatruje się nie kąt β , lecz jego składowe, ułatwia to obliczanie i wypracowywanie poprawek.

Kąt β rozkłada się na dwie składowe - kąt nataroia i kąt ślizgu samolotu, przy czym w aerodynamice pod pojęciem kąta nataroia rozumie się kąt zawarty między rzutem wektora $\bar{v}_1$ na płaszczyznę symetrii samolotu i osią

samolotu[x/], a pod kątem ślizgu - kąt zawarty między rzutem wektora $\bar{v}_1$ na płaszczyznę skrzydła samolotu i osią samolotu /rys.18/.



Rys. 18.

Składowe kąta ślizgu β /kąty β_1 i β_2/ mierzy się za pomocą dajników kątów natarcia i ślizgu /DUAS/ i wprowadza do urządzenia licząco-rozwiązującego celownika. W tym wypadku kąt przeniesienia $\tilde{\beta}$ również oblicza się i wprowadza według składowych. Dla określenia kąta $\tilde{\beta}$ wystarczającym jest do wzoru /42/ podstawić kolejno kąty β_1 i β_2. Przy tym określa się składowe kąta $\tilde{\beta}$ - kąty $\tilde{\beta}_1$ i $\tilde{\beta}_2$.

Tak więc,dla rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego do celu nieruchomego należy przesunąć wektor $\bar{v}_0$ względem linii położenia celu

---

x/ Jeśli przyjmuje się, że cięciwa skrzydła równoległa jest do osi samolotu, to w ogólnym wypadku należy uwzględniać ustawieniowy kąt natarcia skrzydła.

o dwa kąty /rys. 17/ : jeden kąt dla uwzględnienia obniżenia /lufa broni powinna być tak przesunięta, aby bezwzględna linia rzutu $\bar{\xi}$ odchyliła się od linii położenia celu $\bar{D}$ w bezwzględnej płaszczyźnie rzutu o kąt α / i drugi - dla uwzględnienia prędkości własnej - kąt β , leżący w ogólnym wypadku w płaszczyźnie nachylonej.

Rozpatrzymy najbardziej ogólny i najczęściej spotykany wypadek strzelania z samolotu myśliwskiego - strzelanie do celu ruchomego.

W tym wypadku, oprócz uwzględnienia podanych powyżej czynników: balistyki broni, wysokości lotu, kierunku i wielkości prędkości własnej, należy jeszcze uwzględnić prędkość celu. Gdyby wykonać celowanie bezpośrednio do samego celu, tj. do punktu w przestrzeni, w którym znajduje się cel w momencie wystrzału, to zanim pocisk doleci do tego punktu, cel zmieni swoje miejsce i pocisk przeleci z tyłu celu. Dlatego w rozwiązaniu zadania celowania do celu poruszającego się bardzo ważne znaczenie posiada określenie punktu spotkania - takiego punktu na torze celu, do którego czas lotu celu i pocisku są jednakowe. Punkt ten nazywa się punktem wyprzedzenia.

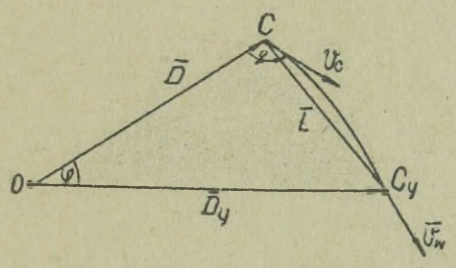
Jednak tor ruchu celu znany jest tylko do momentu wystrzału, ponieważ nie jest znane jak będzie się poruszał cel w czasie lotu pocisku od broni do punktu wyprzedzenia. Dlatego przy określaniu położenia punktu wyprzedzenia należy przez pewien czas obserwować ruch celu, tj. rejestrować wektor $\bar{D}$ jako funkcję czasu i następnie ekstrapolować $\bar{D}\,/\,t\,/$ za czas lotu pocisku . Dokładna ekstrapolacja ruchu celu $\bar{D}\,/\,t\,/$ związana jest z szeregiem istotnych trudności technicznych. Przedstawimy $\bar{D}(t)$ w prostej formie analitycznej w postaci szeregu Taylora:

$$\bar{D}(t) = \bar{D}(0) + \dot{\bar{D}}(0)t + \frac{1}{2}\ddot{\bar{D}}(0)t^2 + \cdots . \qquad /44/$$

Ze wzoru /44/ wynika, że dla określenia prawa ruchu celu, należy wyznaczyć współrzędne celu w momencie początkowym $\bar{D}(0)$ i szereg kolejnych pochodnych w tymże momencie czasu. Jednak współczesne środki techniczne

zezwalają z zadawalającą dokładnością, mierzyć tylko współrzędne celu i ich pierwsze pochodne.

Jeśli parametry te są znane, to znając prawo ruchu celu i ruchu pocisku, można znaleźć na torze celu punkt spotkania C_y - punkt, do którego dolecą jednocześnie pocisk i cel /rys. 19/.



Rys. 19.

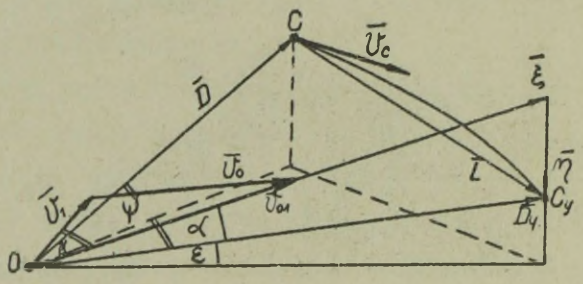
Wektor $\bar{D}_y$, określający położenie punktu wyprzedzenia względem broni, nazywa się odległością wyprzedzoną. Wektor $\bar{L}$, określający położenie wyprzedzonego położenia celu /punkt C_y / względem punktu, w którym znajduje się cel w momencie wystrzału /punkt C /, nazywa się wyprzedzeniem liniowym.x/ Trójkąt, utworzony wektorami $\bar{D}$, $\bar{L}$, i D_y , nazywa się trójkątem wyprzedzenia. Kąt między wektorem odległości bieżącej do celu D i wektorem odległości wyprzedzonej $\bar{D}_y$ nazywa się kątem wyprzedzenia i oznacza literą ψ . Dla określenia położenia punktu wyprzedzenia należy rozwiązać równanie wektorowe:

$$\bar{D}_y = \bar{D} + \bar{L}. \qquad /45/$$

---

x/ Analogicznie do linii położenia celu - prostej, przechodzącej przez punkt O i C - prosta przechodząca przez punkty O i C_y , nazywa się wyprzedzoną linią położenia celu.

Po określeniu punktu wyprzedzenia, zadanie celowania do celu ruchomego sprowadza się do zadania celowania do celu nieruchomego tj. do punktu wyprzedzenia. Schemat celowania dla danego wypadku podany jest na rys. 20. Jak wynika z tego schematu, rozwiązanie zadania celowania



Rys. 20.

sprowadza się do wspólnego rozwiązania równań wektorowych /39/ i /45/, tj. do rozwiązania układu równań:

$$\left.\begin{aligned}
&\bar{v}_{01} = \bar{v}_0 + \bar{v}_1 ;\\
&\bar{\xi} = \bar{D}_y - \bar{\eta} ;\\
&\bar{D}_y = \bar{D} + \bar{L} ;\\
&\bar{L} = F(\bar{v}_c, T_y);\\
&T_y = \frac{D_y}{v_{01}}(c_H D, v_{01});\\
&\bar{v}^0_{01} = \bar{\xi}^0 ;\\
&\eta = \frac{g D_y^2}{2 v_{01}^2} g_\eta (c_H D, v_{01}).
\end{aligned}\right\} \qquad /46/$$

W ogólnym wypadku prawo ruchu celu jest złożoną /przy czym przypadkową/ funkcją czasu. Jednak dla rozwiązania zadania celowania wystarczającym jest ekstrapolować obserwowaną zmianę ruchu celu przez czas lotu pocisku do punktu wyprzedzenia. To w sposób istotny ułatwia rozwiązanie zadania, szczególnie przy małych odległoś-

ciach wyprzedzonych. Jeśli, na przykład, strzelanie wykonuje się do samolotu bombowego z takich odległości, przy których czas lotu pocisku na odległość wyprzedzoną T_y nie przekracza 3–4 sek, to wektor prędkości celu nie zdąży w sposób istotny ulec zmianie pod względem wielkości i kierunku.

W tym wypadku można przyjąć hipotezę, że przez czas lotu pocisku, cel porusza się prostolinijnie i jednostajnie.

Uproszczenie rzeczywistego prawa ruchu celu przez przyjęcie określonej hipotezy jego ruchu szeroko stosuje się w czasie rozwiązywania zadania celowania w strzelaniu powietrznym. Wybór hipotezy o ruchu celu przez czas lotu pocisku dokonuje się dla każdego celownika w zależności od jego przeznaczenia taktycznego. Oprócz hipotezy o prostolinijnym i jednostajnym ruchu celu ($\bar{v}_c$ = const), w obecnym czasie stosuje się hipotezę o ruchu celu po krzywej ataku, po okręgu, o stałości przyśpieszenia celu itp. Jednak najszerzej w celownikach samolotów myśliwskich wykorzystuje się hipotezę $\bar{v}_c$ = const, gdyż umożliwia ona w stosunkowo prosty sposób określić kąt wyprzedzenia i jednocześnie dla zasadniczego wypadku strzelania – – strzelania z samolotu myśliwskiego do samolotu bombowego – wystarczająco dokładnie odzwierciedla rzeczywisty charakter ruchu celu.

2. WYRAZENIE KĄTA WYPRZEDZENIA PRZEZ PRĘDKOŚĆ POWIETRZNĄ I SYLWETKĘ CELU. Rozpatrzymy bardziej szczegółowo rozwiązanie zadania celowania z wykorzystaniem tej hipotezy /rys.21/. Jeśli $\bar{v}_c$ = const, a czas lotu pocisku do punktu wyprzedzenia równy T_y, to

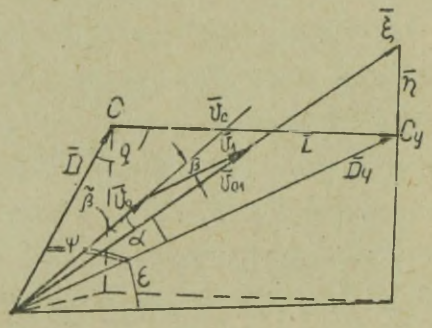
$$L = v_c T_y . \qquad /47/$$

Uwzględniając, że w obecnym czasie strzelanie wykonuje się ze stosunkowo niedużych odległości, dla których kąt celowania α nie przekracza 3–4°, to można przyjąć $\xi \approx D_y$, tj. przy rozwiązywaniu trójkąta wyprzedzenia można przyjmować, że pocisk porusza się prostolinijnie po wektorze

$\bar{D}_y$. Po określeniu, metodami balistyki zewnętrznej /patrz rozdział II/, czasu lotu pocisku na odległość wyprzedzoną T_y i prędkości średniej jego lotu na tę odległość $v_{śr}$, można napisać

$$D_y = v_{śr} T_y . \qquad /48/$$

Jeśli oznaczyć kąt kursowy celu /kąt między wektorem prędkości celu i linią położenia celu/ literą q



Rys. 21.

/rys.20/ to można określić szukany kąt wyprzedzenia :

$$\frac{L}{\sin\psi} = \frac{D_y}{\sin q} .$$

Uwzględniając wzory /47/ i /48/, otrzymamy

$$\frac{v_c T_y}{\sin\psi} = \frac{v_{śr} T_y}{\sin q}$$

i ostatecznie

$$\sin\psi = \frac{v_c}{v_{śr}} \sin q . \qquad /49/$$

Ponieważ kąt ψ przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego zazwyczaj nie przewyższa $15 - 20^{\circ}$, to wzór /49/ można przedstawić w postaci

$$\psi \approx \frac{v_c}{v_{śr}} \sin q . \qquad /50/$$

Obliczenie kąta celowania α w danym wypadku może być wykonane według wzoru, analogicznego do wzoru /36/,

z tą tylko różnicą, że podczas określania obniżenia η należy posługiwać się nie względną prędkością początkową v_0 , lecz bezwzględną v_{01} i w miejsce odległości bieżącej D , podstawić odległość wyprzedzoną D_y , tj.

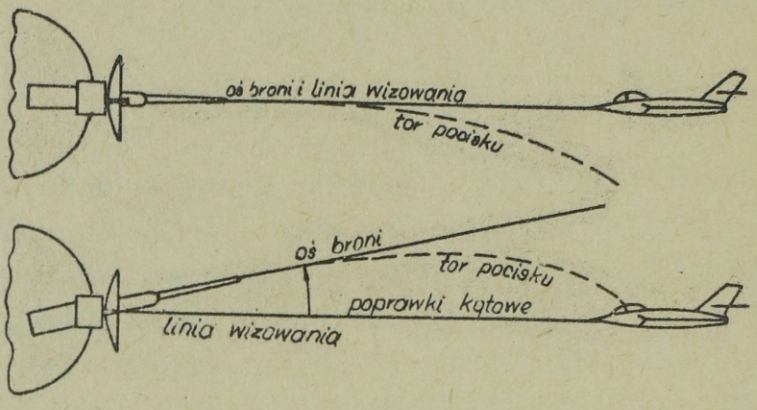
$$\alpha = \frac{\eta}{D_y} \cos \varepsilon . \qquad /51/$$

3. METODY WYPRACOWANIA POPRAWEK. Początkiem odmierzania poprawek kątowych powinna być linia położenia celu. Jednak ona jest linią wyobrażoną i dlatego nie można bezpośrednio od niej odmierzać poprawek kątowych. Dlatego we wszystkich celownikach jest tak zwane urządzenie wizyjne /wizjer/, którego przeznaczeniem jest zbudowanie w przestrzeni linii wizowania - linii, którą pilot /strzelec/ lub system automatyczny /radiolokacyjny względnie inny/ ciągle naprowadza na cel. W celownikach radiolokacyjnych, linią wizowania jest oś strefy równosygnałowej. Jeśli pilot lub układ śledzenia celu utrzymuje dokładnie linię wizowania na celu, to linia położenia celu i linia wizowania pokrywają się. Ponieważ linia wizowania budowana jest wewnątrz celownika, to nią można się posługiwać jako początkiem odczytu przy wypracowaniu poprawek kątowych.

Wypracowanie poprawek kątowych może być wykonane dwoma sposobami.

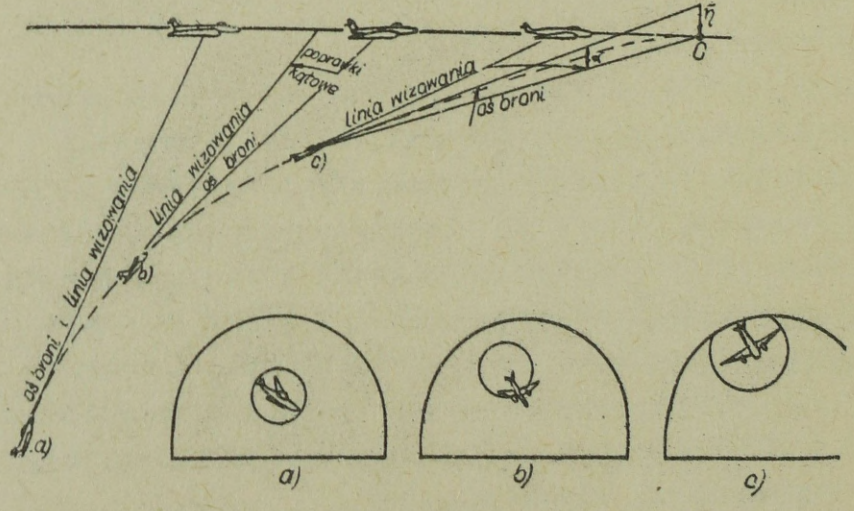
Pierwszy sposób polega na tym, że pilot /lub urządzenie automatyczne/ ciągle utrzymuje linię wizowania na celu. Mierniki /przyrządy pomiarowe/ parametrów wejściowych wypracowują dane wyjściowe do urządzenia licząco-rozwiązującego celownika. Urządzenie to oblicza poprawki kątowe i podaje sygnał na napęd siłowy, który przesuwa broń względem linii wizowania o wielkość tych poprawek /rys. 22/. Celowniki, wypracowujące poprawki tą metodą, nazywają się celownikami z bezpośrednim / lub niezależnym/ kierowaniem linii wizowania.

W danym sposobie system liczącо-rozwiązujący, po obliczeniu poprawek, podaje je nie na broń, lecz na



Rys. 22.

urządzenie wizyjne, które przesuwa linię wizowania w kierunku przeciwnym do tego, w jakim należałoby przesunąć broń. Pilot widzi, że linia wizowania zeszła z celu i wykonując manewr samolotu, ponownie nakłada ją na cel.



Rys. 23.

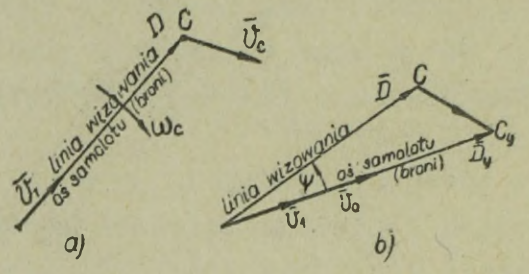
Wówczas broń będzie odchylona od linii położenia celu o potrzebne poprawki kątowe. Na rys. 23 przedstawione są kolejne etapy wypracowania poprawek kątowych według tej metody.

Na rys. 23 a podane jest położenie wyjściowe - poprawki kątowe nie są jeszcze obliczone, linia wizowania pokrywa się z osią broni, a pilot już skierował ją na cel.

Na rys. 23b pokazany jest kolejny etap: urządzenie licząco-rozwiązujące obliczyło poprawki kątowe i przesunęło linię wizowania o ich wielkość. Pilot widzi, że linia wizowania /punkt środkowy siatki celownika/ zeszła z celu i manewrem samolotu ponownie nakłada linię wizowania na cel.

W rzeczywistości drugi i trzeci etap celowania dokonywany jest jednocześnie. W miarę wypracowywania poprawek kątowych linia wizowania płynnie i ciągle przesuwa się, a pilot płynnym manewrem samolotu powinien utrzymywać ją na celu.

Rozpatrzymy związek między kierunkiem prędkości kątowej obrotu linii wizowania i kierunkiem wypracowania poprawki kątowej na ruch celu /wyprzedzenia/. Na rys.24a pokazany jest początek celowania, poprawki kątowe nie zostały jeszcze wypracowane, linia wizowania pokrywa się z osią samolotu, lecz pilot rozpoczął już śledzenie punktem celowniczym za celem. Wobec tego, oś samolotu i linia wizowania skierowane są na cel. Przy danym kierunku ruchu celu, linia wizowania będzie się obracać zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Aby uwzględnić ruch celu, należy skierować broń w punkt wyprzedzenia, jak pokazano na rys. 24b. Ponieważ broń samolotu myśliwskiego jest na stałe związana z samolotem, to dla wypracowania kąta wyprzedzenia trzeba przesunąć linię wizowania względem samolotu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara o kąt wyprzedzenia ψ . Wobec tego, kierunek przesunięcia linii wizowania względem samolotu będzie przeciwny do kierunku obracania się linii położenia celu.



Rys. 24.

Celowniki, w których wykorzystuje się tę metodę wypracowania poprawek kątowych, nazywamy celownikami z zależnym kierowaniem linii wizowania. Niekiedy nazywają ich celownikami z ruchomą siatką celownika.

§ 7. OBLICZANIE POPRAWEK KĄTOWYCH NA PODSTAWIE PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ LINII POŁOŻENIA CELU.

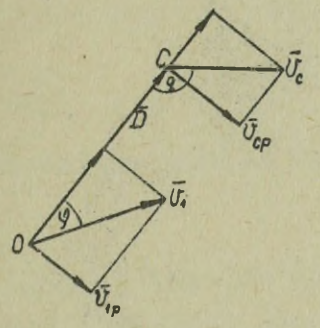
Wzór /50/ daje proste wyrażenie dla kąta wyprzedzenia, jednak chcąc wykorzystać go w procesie walki należy zmierzyć v_c i sin q , czyli te wielkości, które nie mogą być zmierzone bezpośrednio. Dlatego automatyzacja określenia kąta wyprzedzenia dokonywana jest w celownikach za pomocą innego wzoru, w którym kąt wyprzedzenia wyraża się przez prędkość kątową linii położenia celu.

1. WYRAŻENIE KĄTA WYPRZEDZENIA PRZEZ PRĘDKOŚĆ KĄTOWĄ LINII POŁOŻENIA CELU. Pod pojęciem prędkości kątowej linii położenia celu rozumie się prędkość obrotu wektora odległości w bezwzględnym układzie współrzędnych.

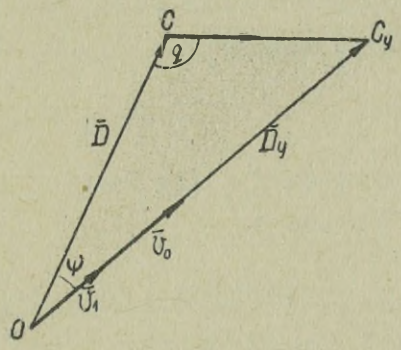
Prędkość kątowa linii położenia celu może być określona jako stosunek różnicy poprzecznych składowych prędkości samolotu myśliwskiego i celu od odległości

/rys. 25/ :

$$\omega_c = \frac{v_{cp} - v_{1p}}{D} = \frac{v_c \sin q - v_1 \sin \varphi}{D} . \qquad /52/$$



Rys. 25.



Rys. 26.

Schemat celowania bez uwzględnienia obniżenia [illegible] cisku i ślizgu samolotu podany jest na rys. 26. Ze schematu wynika, że kąt φ we wzorze /52/ powinien być zamieniony na ψ i wówczas wzór /52/ przyjmie postać :

$$\omega_c = \frac{v_c \sin q - v_1 \sin \psi}{D} , \qquad /53/$$

skąd

$$v_c \sin q = \omega_c D + v_1 \sin \psi . \qquad /54/$$

Wzór /54/ umożliwia wyrazić iloczyn $v_c \sin q$ przez mierzone parametry ω_c , D , v_1 i ψ , gdzie ani jeden z mnożników lewej strony równania nie jest bezpośrednio mierzony. Podstawiając w miejsce iloczynu $v_c \sin q$, jego wartość ze wzoru /54/ do wzoru /50/, otrzymamy

$$\sin \psi = \frac{1}{v_{śr}} (\omega_c D + v_1 \sin \psi).$$

Po rozwiązaniu tego wyrażenia względem $\sin \psi$, ostatecznie otrzymamy

$$\sin \psi = \omega_c \frac{D}{v_{śr} - v_1} . \qquad /55/$$

Wielkość $\frac{D}{v_{śr} - v_1}$ posiada wymierność czasu, nosi nazwę czasu obliczeniowego i oznacza się przez T_{obl}, tj.

$$T_{obl} = \frac{D}{v_{śr} - v_1} \qquad /56/$$

Wyrażenie dla czasu obliczeniowego /56/ otrzymano przy hipotezie $\bar{v}_c$ = const. W wypadku przyjęcia innej hipotezy o ruchu celu, wzór kąta wyprzedzenia może być ten sam, czyli

$$\sin \psi = \omega_c T_{obl} , \qquad /57/$$

lecz wyrażenie dla czasu obliczeniowego będzie posiadało inną postać.x/

2. WŁAŚCIWOŚCI OKREŚLANIA POPRAWKI KĄTOWEJ NA OBNIŻENIE W CELOWNIKACH, OPARTYCH NA POMIARZE PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ LINII POŁOŻENIA CELU. Jeśli celownik oblicza kąt wyprzedzenia według wzoru /57/ i prędkość kątowa linii wizowania nie jest równa zeru, to celownik przyjmuje tę prędkość kątową jako sygnał o ruchu celu i wypracowuje kąt wyprzedzenia nawet w tym wypadku, gdy ta prędkość kątowa była wywołana nie ruchem celu, lecz jakimikolwiek innymi przyczynami. Właściwość tę należy uwzględniać przy wyprowadzaniu wzorów dla wszystkich poprawek.

Podczas wyprowadzania wzoru dla poprawki kątowej na obniżenie /kąta celowania/, przyjmiemy, że wszystkie pozostałe poprawki są równe zeru, czyli strzelanie wykonuje się do celu nieruchomego przy braku ślizgu samolotu. Schemat celowania dla powyższego wypadku podany jest na rys. 27. Ze schematu wynika, że wielkość kąta celowania może być, w tym wypadku, określona według wzoru /51/. Jednak pomiar kąta położenia celu ε związany jest z pewnymi trudnościami, dlatego wzór /51/ trzeba nieco przekształcić, zamieniając kąt położenia celu na kąt wychylenia wzdłużnego samolotu ϑ, tj.

---

x/ Kąt wyprzedzenia ψ zazwyczaj nie przewyższa 15-20°
Dlatego przyjmuje się, że $\sin \psi \approx \psi$.

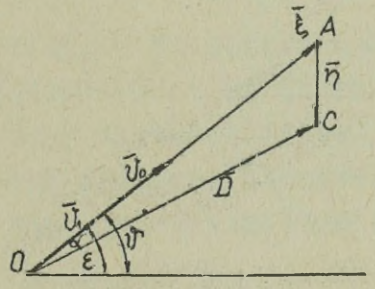
$$\alpha = \frac{\eta}{D} \cos\vartheta . \qquad /58/$$

Zamiana ta nie spowoduje zauważalnego błędu, ponieważ kąt α jest mały. Wielkość $\frac{\eta}{D}$, równą kątowi celowania przy $\vartheta = 0$, oznacza się przez α_0, czyli

$$\alpha_0 = \frac{\eta}{D} \qquad /59/$$

Po uwzględnieniu wzoru /59/ wzór /58/ przyjmie postać:

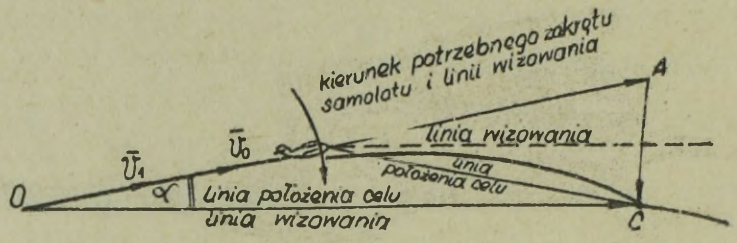
$$\alpha = \alpha_0 \cos\vartheta . \qquad /60/$$



Rys. 27.

Po wypracowaniu przez celownik z zależnym kierowaniem linii wizowania /takie celowniki zamontowane są na większości samolotów myśliwskich/ poprawki na obniżenie, wektor prędkości samolotu skierowany jest powyżej celu /rys. 27/. Wobec tego, linia położenia celu zacznie się obracać. Pilot utrzymując siatkę celownika na celu, będzie kompensował ten obrót manewrem samolotu.

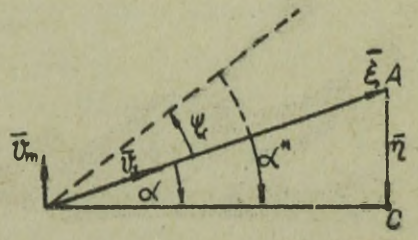
Załóżymy, że w jakimś to momencie czasu wypracowanie kąta celowania zostanie zakończone i pilot nałożył punkt celowniczy na cel w punkcie O /rys.28/. Jeśli samolot myśliwski będzie leciał po prostej, to linia wizowania zejdzie z celu i pilot powinien przesunąć samolot w płaszczyźnie pionowej, aby ponownie pokryć linię wizowania z linią położenia celu. Ponieważ pilot ciągle pokrywa linię wizowania z linią położenia celu, to linia wi-



Rys. 28.

zowania stale obraca się /na rys. 28 - zgodnie z ruchem wskazówek zegara/. Urządzenie licząco-rozwiązujące celownika przyjmuje ten ruch linii wizowania jako sygnał o ruchu celu i zaoznie wypracowywać poprawkę kątową na ten ruch - kąt wyprzedzenia, choć faktycznie cel jest nieruchomy.

Rozpatrzymy to zjawisko nieco dokładniej. Z rys.29 wynika, że po wypracowaniu kąta celowania, wektor prędkości samolotu myśliwskiego będzie odchylony od linii położenia celu o kąt α . Na skutek tego pojawia się prędkość składowa samolotu myśliwskiego $\bar{v}_{1p}$, prostopadła do wektora odległości, która zaczyna przekręcać linię położenia celu zgodnie z ruchem wskazówek zegara z prę-



Rys. 29.

kością kątową $\omega_{c\alpha}$, równą:

$$\omega_{c\alpha} = \frac{v_{1p}}{D} = \frac{v_1 \sin\alpha}{D} = \frac{v_1 \alpha}{D} . \qquad /61/$$

Pilot, dążąc do pokrycia linii wizowania z linią położenia celu /utrzymania linii wizowania na celu/, zacznie skręcać samolotem /a wspólnie z nim i linię wizowania, odchyloną od osi samolotu o kąt α / zgodnie z ruchem wskazówek zegara. Ten zakręt samolotu celownik będzie przyjmował jako sygnał o ruchu celu i przesunie linię wizowania o kąt wyprzedzenia w stronę, przeciwną do kierunku obracania linii położenia celu /na rys.29 - w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara/. Kąt wyprzedzenia, wypracowywany przez celownik ze względu na niepokrycie się wektora $\bar{v}_1$ z linią położenia celu, spowodowany wprowadzeniem kąta celowania, oznaczymy przez ψ_α. Wielkość tego kąta może być określona według wzoru /57/, lecz w miejsce ω_c powinna być podstawiona $\omega_{c\alpha}$, czyli

$$\psi_\alpha = \omega_{c\alpha} T_{obl} . \qquad /62/$$

Podstawiając do wzoru /62/ wartość $\omega_{c\alpha}$ ze wzoru /61/, T_{obl} ze wzoru /56/, otrzymamy

$$\psi_\alpha = \frac{v_1 \alpha}{D} \frac{D}{v_{śr} - v_1} ,$$

i ostatecznie

$$\psi_\alpha = \frac{v_1}{v_{śr} - v_1} \alpha \qquad /63/$$

Wobec tego, celownik przesunie linię wizowania w kierunku przeciwnym do kierunku wypracowania kąta α o kąt ψ_α, i linia wizowania będzie odchylona od osi samolotu o różnicę kątów $\alpha - \psi_\alpha$. W sposób najbardziej prosty można uwzględnić kąt ψ_α, jeśli przyjąć, że wypracowanie kąta celowania rozpoczyna się nie od osi samolotu, lecz od pewnej linii, odchylonej od osi samolotu w górę o kąt ψ_α /na rys.29 - linia przerywana/. Tym samym, dla wprowadzenia kąta celowania należy przesunąć linię wizowania w dół nie o kąt α, lecz o kąt α^*, równy:

$$\alpha^* = \alpha + \psi_\alpha . \qquad /64/$$

Podstawiając do wzoru /64/ wartość ψ_α ze wzoru /63/, otrzymamy:

$$\alpha^* = \alpha + \frac{v_1}{v_{śr} - v_1}\alpha ,$$

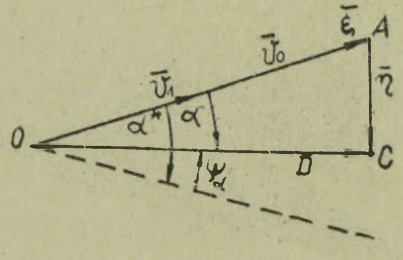
i po przekształceniu

$$\alpha^* = \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}\alpha . \qquad /65/$$

Z kolei, podstawiając do wzoru /65/ wartość α ze wzoru /58/, ostatecznie otrzymamy:

$$\alpha^* = \frac{\eta}{D}\,\frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}\cos\vartheta . \qquad /66/$$

Wypracowanie kąta celowania według tej zasady pokazane jest na rys. 30. Linia wizowania odchyla się od osi



Rys. 30.

samolotu w dół o kąt α^* , powstaje prędkość kątowa linii położenia celu $\omega_{c\alpha}$, celownik przesuwa linię wizowania w górę o kąt ψ_α . W wyniku tych dwóch przesunięć między osią samolotu /osią broni/ a linią położenia celu ustala się niezbędna wielkość kąta α .

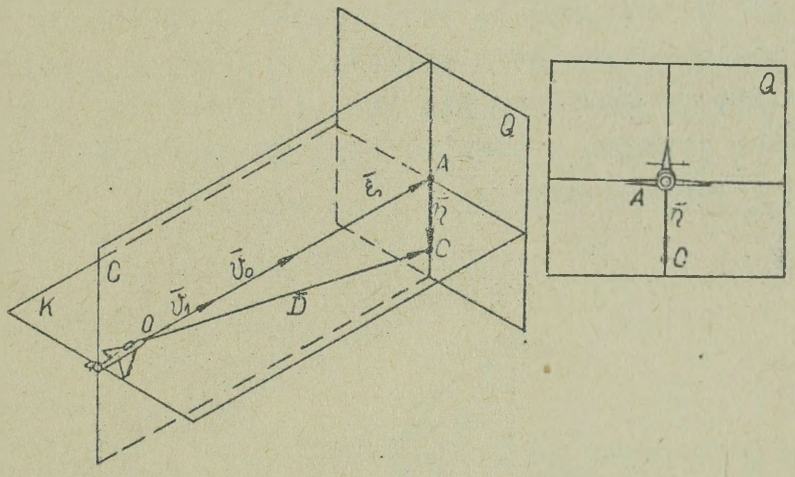
Wypracowanie kąta celowania przy strzelaniu z samolotu posiada jeszcze jedną osobliwość.

Na rys. 31 podany jest schemat celowania z samolotu myśliwskiego do celu nieruchomego, znajdującego się po-

niżej w stosunku niego, przy czym

$$|\varepsilon| = \alpha \,, \qquad /67/^{x/}$$

płaszczyzna S - płaszczyzna symetrii samolotu, P - płaszczyzna płatów skrzydła, Q - płaszczyzna, prostopadła do linii rzutu ξ , tj. osi broni i samolotu.



Rys. 31.

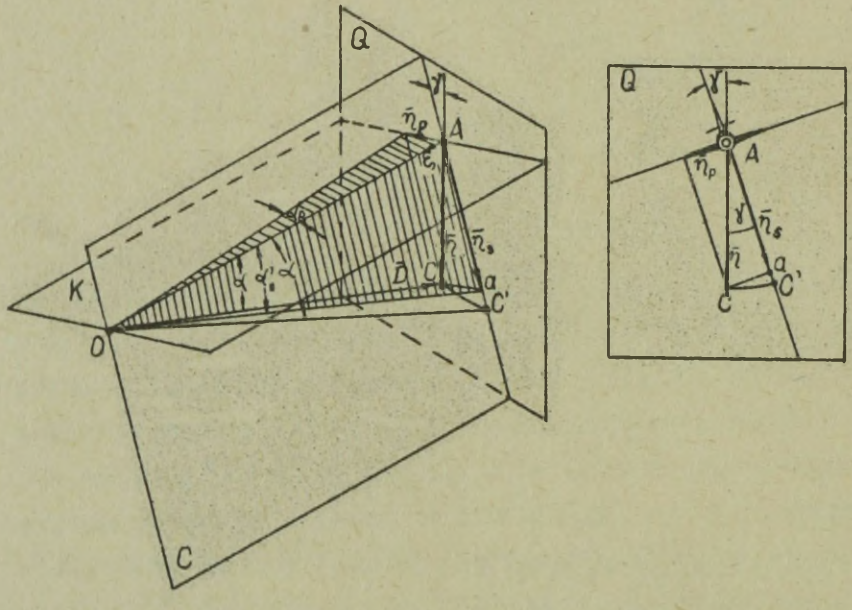
Jak wynika z rys. 31, dla rozwiązania zadania celowania w przypadku lotu samolotu myśliwskiego bez przechyłu, urządzenie wizyjne powinno przesunąć linię wizowania w płaszczyźnie symetrii samolotu, która w tym wypadku jest płaszczyzną rzutu, o wielkość kąta celowania α .

Jednak samolot myśliwski w czasie walki powietrznej prawie stale posiada przechył. Załóżymy, że samolot myśliwski przechylił się w lewo /rys.32/ o kąt γ . Przechył jest to obrót samolotu wokół jego osi podłużnej. W danym wypadku oś samolotu pokrywa się z linią rzutu. Jeśli więc przed przechyłem zadanie celowania zostało już rozwiązane /tj. zaistniała sytuacja, przedstawiona na rys.31/

---

x/ Założenie to potrzebne jest po to, aby po wykonaniu celowania samolot leciał poziomo, tj. $\vartheta = 0$, a v_0 i v_1 były poziomo. Takie założenie upraszcza wyprowadzenie wzoru, a z kolei można tego nie uwzględniać i przejść do wypadku ogólnego.

i oś samolotu była skierowana w punkt A , to położenie jej po przechyle nie uległo zmianie, ona jak poprzednio skierowana jest w punkt A i pociski będą trafiać w cel. Jednak obecnie płaszczyzna symetrii jest nachylona i jeśli urządzenie wizyjne dla wypracowania kąta celowania będzie jak poprzednio przesuwać linię wizowania w płaszczyźnie symetrii o kąt α , to linia wizowania zostanie skierowana nie na cel, lecz w pewien punkt C' - obok celu. Pilot przyjmie to jako sygnał o błędzie w celowaniu i manewrem samolotu naprowadza linię wizowania na cel. Wtedy oś samolotu nie będzie skierowana w punkt A i pociski przejdą z boku od celu /w tym wypadku - z lewej strony i poniżej celu/.



Rys. 32.

Jeżeli wprowadzać kąt celowania przez przesunięcie linii wizowania w płaszczyźnie symetrii samolotu, to w wypadku przechyłu pilot pozbawiony jest możliwości kontroli dokładności celowania, gdyż celownik będzie wskazywał nieprawidłowo.

Aby pilot mógł prawidłowo uwzględnić poprawkę na obniżenie toru pocisku, należy tak przesunąć linię wizowania na rys. 32, by skierowana ona była na cel. Można dokonać tego przez przesunięcie jej o dwa kąty: jeden w płaszczyźnie symetrii samolotu - kąt α'_s i drugi w płaszczyźnie skrzydła - kąt α'_p.

Wykorzystując rys. 32 można otrzymać wzory dla tych kątów:

$$\left.\begin{aligned} \alpha'_s &= \frac{\eta_s}{\xi}; \\ \alpha'_p &= \frac{\eta_p}{\xi}. \end{aligned}\right\} \qquad /68/$$

Łatwo stwierdza się, że

$$\left.\begin{aligned} \eta_s &= \eta \cos\gamma; \\ \eta_p &= \eta \sin\gamma. \end{aligned}\right\} \qquad /69/$$

Ponieważ kąt α jest mały, to

$$\xi \approx D. \qquad /70/$$

Jeżeli uwzględnić wzory /69/ i /70/, to wzory /68/ przyjmą postać

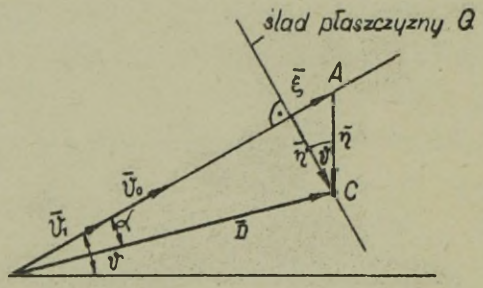
$$\left.\begin{aligned} \alpha'_s &= \frac{\eta}{D}\cos\gamma; \\ \alpha'_p &= \frac{\eta}{D}\sin\gamma. \end{aligned}\right\} \qquad /71/$$

Obecnie zrzekniemy się założenia /67/. Jeśli cel znajduje się z dowolnym przewyższeniem lub przeniżeniem względem samolotu myśliwskiego, to po wykonaniu celowania samolot myśliwski, będzie leciał z pewnym kątem wychylenia wzdłużnego, tj. $\vartheta \neq 0$. W tym wypadku płaszczyzna Q /rys. 32/ nie będzie pionową i wektor obniżenia znajdzie się poza tą płaszczyzną /rys.33/.

Z rys. 33 wynika, że dla określenia składowych kąta celowania α'_s i α'_p można wykorzystać wzory /71/, lecz w miejsce całkowitej wielkości obniżenia η trzeba podstawić do nich rzut obniżenia na płaszczyznę Q, tj. η'

Na podstawie rys. 33 otrzymamy, że

$$\eta' = \eta \cos\vartheta. \qquad /72/$$



Rys. 33.

W celu uwzględnienia kąta przechyłu i wychylenia wzdłużnego wzory dla określenia składowych kąta celowania powinny posiadać postać:

$$\left.\begin{aligned} \alpha'_s &= \frac{\eta}{D}\cos\vartheta\cos\gamma; \\ \alpha'_p &= \frac{\eta}{D}\cos\vartheta\sin\gamma. \end{aligned}\right\} \qquad /73/$$

Natomiast dla uwzględnienia prędkości kątowej linii położenia celu, powstającej po wypracowaniu kąta celowania, należy do wzoru /73/ wprowadzić czynnik $\frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}$ /patrz wyprowadzenie wzoru /65/ /.

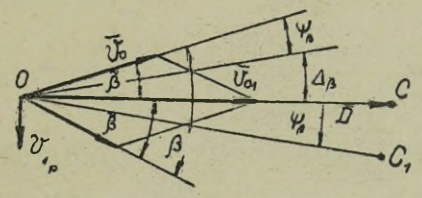
Aby wzory /73/ przyjęły ostateczną postać, trzeba wziąć pod uwagę wzory /65/ i /59/. W wyniku tego, otrzymamy wzory teoretyczne składowych kąta celowania dla celowników z zależnym kierowaniem linii wizowania:

$$\left.\begin{aligned} \alpha'_s &= \alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}\cos\vartheta\cos\gamma; \\ \alpha'_p &= \alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}\cos\vartheta\sin\gamma. \end{aligned}\right\} \qquad /74/$$

3. WŁAŚCIWOŚCI UWZGLĘDNIANIA PRĘDKOŚCI WŁASNEJ W CELOWNIKACH, OPARTYCH NA POMIARZE PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ LINII POŁOŻENIA CELU. W § 6 zostało podane, że w czasie lotu wektor prędkości samolotu, nie pokrywa się z jego osią podłużną, między nimi zazwyczaj istnieje pewien kąt - kąt

ślizgu β . Wskazywano również na to, że w tym wypadku trzeba wprowadzać poprawkę kątową na ślizg /kąt przeniesienia $\tilde{\beta}$ / i wyprowadzony był wzór na określenie tego kąta - wzór /42/. Jeśli jednak celownik buduje kąt wyprzedzenia na podstawie prędkości kątowej linii położenia celu, to wzorem /42/ nie można się posługiwać.

Na rys. 34 podany jest schemat celowania do celu nieruchomego przy założeniu, że nie ma obniżenia pocisku,



Rys. 34.

tj. $\psi = \alpha = 0$. Załóżymy, że celownik obliczył kąt $\tilde{\beta}$ i odchylił linię wizowania o ten kąt od osi samolotu. Linia wizowania pokrywa się z wektorem bezwzględnej prędkości początkowej pocisku i jeśli przy tym linia wizowania skierowana jest na cel, to wydawałoby się, że zadanie celowania zostało rozwiązane. Lecz jak wynika z rys.34, wektor $\bar{v}_1$ w danym wypadku skierowany jest obok celu, to jest pojawia się składowa prędkości $\bar{v}_{1p}$, prostopadła do linii położenia celu, która zacznie obracać linię położenia celu w przestrzeni z pewną prędkością kątową $\omega_{c\beta}$, równą

$$\omega_{c\beta} = \frac{v_{1p}}{D} = \frac{v_1 \sin \tilde{\beta}_1}{D}. \qquad /75/$$

Ze schematu wynika również to, że linia położenia celu będzie się obracać w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Ten obrót linii położenia celu zostanie przyjęty przez celownik jako sygnał o ruchu celu.

Celownik wypracuje na ten ruch poprawkę i przesunie linię wizowania o kąt ψ_β w kierunku, przeciwnym do kierunku obrotu linii położenia celu. To położenie linii wizowania oznaczono na rys. 34 linią przerywaną. Siatka celownika zejdzie z celu i pilot, kompensując dane przesunięcie, dowróci samolot w lewo tak, aby ponownie nałożyć linię wizowania na cel. Przy tym cel okaże się w punkcie C_1, tj. z boku od linii rzutu i wystrzelone pociski nie trafią w niego.

Wobec tego, dla dokładnego uwzględnienia ślizgu należy przesunąć linię wizowania nie o kąt $\tilde{\beta}$, lecz o kąt Δ_β, równy, jak wynika z rys. 34, różnicy :

$$\Delta_\beta = \tilde{\beta} - \psi_\beta . \qquad /76/$$

Określimy wielkość tego kąta.

Wielkość kąta przeniesienia już znana jest ze wzoru /42/

$$\tilde{\beta} = \frac{v_1}{v_{01}} \beta . \qquad /42/$$

Wielkość kąta ψ_β wyrażona jest wzorem

$$\psi_\beta = \omega_{c\beta} T_{obl}$$

Uwzględniając wzór /75/

$$\psi_\beta = \frac{v_1}{D} T_{obl} \sin \tilde{\beta}_1 , \qquad /77/$$

określimy $\sin \tilde{\beta}_1$. Z rys. 34 wynika, że

$$v_{01} \sin \tilde{\beta}_1 = v_0 \sin \beta , \qquad /78/$$

skąd

$$\sin \tilde{\beta}_1 = \frac{v_0}{v_{01}} \sin \beta . \qquad /79/$$

Ponieważ kąty $\tilde{\beta}_1$ i $\tilde{\beta}_2$ są małe, to przyjmując $\sin \beta = \beta$, otrzymamy

$$\tilde{\beta}_1 = \frac{v_0}{v_{01}} \beta . \qquad /80/$$

Po podstawieniu do wzoru /77/ wartości $\tilde{\beta}_1$ i wartości T_{obl} ze wzoru /56/, otrzymamy

$$\psi_\beta = \frac{v_1}{D} \frac{D}{v_{śr} - v_1} \frac{v_0}{v_{01}} \beta \qquad /81/$$

lub

$$\psi_\beta = \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_o}{v_{śr} - v_1} \beta . \qquad /82/$$

Następnie, podstawiając do wzoru /76/ wartość $\tilde{\beta}$ ze wzoru /42/ i wartość ψ_β ze wzoru /82/, otrzymamy

$$\Delta_\beta = \frac{v_1}{v_{01}} \left(1 - \frac{v_o}{v_{śr} - v_1}\right)\beta = \frac{v_1}{v_{01}} \left(\frac{v_{śr} - (v_1 + v_o)}{v_{śr} - v_1}\right)\beta . /83/$$

Jeśli uwzględnić, że przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego $v_1 + v_o = v_{01}$ /patrz wyprowadzenie wzoru /43/ /, to otrzymamy wzór dla obliczenia poprawki na ślizg w postaci ostatecznej:

$$\Delta_\beta = \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta . \qquad /84/$$

Z rys. 34 i wzoru /84/ wynika, że czym mniejsza będzie prędkość początkowa pocisku, tym większa powinna być /przy równych innych warunkach/ poprawka na ślizg. Tak więc, o ile przy strzelaniu z działek można z grubsza uwzględniać ślizg i nawet w ogóle nie uwzględniać, to przy strzelaniu rakietami, szczególnie z dużych odległości, uwzględnienie ślizgu samolotu staje się koniecznym. Ponieważ kąt ślizgu β mierzy się zazwyczaj według składowych β_1 i β_2 /patrz § 6/, to i poprawki także powinny być obliczane i wyprowadzane również według składowych. Dlatego wzór /84/ należy zamienić dwoma wzorami :

$$\left.\begin{aligned} \Delta_{\beta_1} &= \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_1 ; \\ \Delta_{\beta_2} &= \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_2 . \end{aligned}\right\} \qquad /85/$$

§ 8. WYGŁADZANIE POPRAWEK W CELOWNIKACH STRZELANIA POWIETRZNEGO

1. PRZYCZYNY WARUNKUJĄCE KONIECZNOŚĆ WYGŁADZANIA. Pilot lub urządzenie automatyczne nie jest w stanie stale utrzymywać linii wizowania na celu w ciągu czasu potrzebnego do celowania i prowadzenia ognia. Przeważnie

między tymi liniami jest pewien kąt, będący w wypadku ogólnym przypadkową funkcją czasu. Istnienie tego kąta - - błędu wizowania - prowadzi do błędów powstających podczas rozwiązywania zadania celowania.

Jeśli zamiast linii położenia celu trzeba wykorzystać linię wizowania, to celownik będzie wypracowywać nie kąt wyprzedzenia ψ według dokładnego wzoru teoretycznego /57/

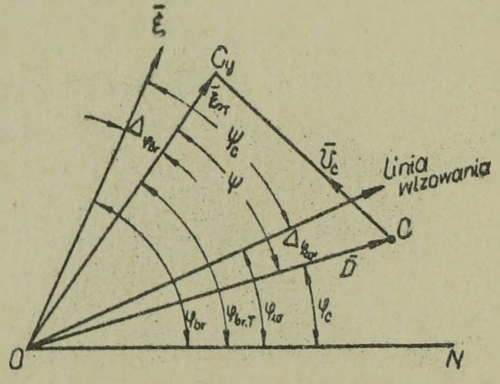
$$\psi = \omega_c T_{obl} , \qquad /57/$$

lecz pewien inny kąt ψ_c według wzoru

$$\psi_c = \omega_{lw} T_{obl} \qquad /86/$$

gdzie: ω_{lw} - prędkość kątowa linii wizowania.

Im większa będzie różnica między ω_c i ω_{lw}, tym kąt wyprzedzenia ψ_c, wypracowywany przez celownik, bardziej będzie się różnić od rzeczywistego kąta wyprzedzenia ψ. Rozpatrzymy to zagadnienie nieco dokładniej. Załóżymy, że w punkcie O /rys.35/ umieszczono broń, a w punkcie C - - cel.[x/] Usytuowanie linii położenia celu w przestrzeni



Rys. 35.

przedstawimy kątem φ_c - kątem między linią położenia celu i pewną prostą nieruchomą ON, którą przyjmiemy za początek odczytu kątów.

---

x/ Wszystkie poprawki oprócz kąta wyprzedzenia, przyjmujemy jako równe zeru.

Jeśliby linia wizowania dokładnie pokrywała się z linią położenia celu, to

$$\varphi_w \equiv \varphi_c \,, \qquad /87/$$

zatem spełniony byłby warunek

$$\frac{d\varphi_w}{dt} \equiv \frac{d\varphi_c}{dt} \,. \qquad /88/$$

Po określeniu prędkości kątowej linii położenia celu

$$\frac{d\varphi_c}{dt} = \omega_c \,. \qquad /89/$$

W taki sam sposób

$$\frac{d\varphi_w}{dt} = \omega_w \qquad /90/$$

Gdyby prawe części wzorów /57/ i /86/ byłyby dokładnie równe, to byłyby równe i kąty ψ i ψ_c. Przy tym broń skierowana byłaby w punkt wyprzedzenia C_y /rys.35/.

W praktyce między linią wizowania i linią położenia celu, występuje pewien kąt $\Delta\varphi_w$ - błąd śledzenia linią wizowania za celem. Wówczas warunek /87/ nie jest spełniony i celownik wypracowuje nie kąt ψ, lecz pewien inny kąt ψ_c, przy czym kąt ten będzie mierzony od linii wizowania, a nie od linii położenia celu. W wyniku tego oś broni będzie skierowana nie wzdłuż teoretycznej linii rzutu $\bar{\xi}_T$, lecz wzdłuż innej $\bar{\xi}$, tj. obok punktu wyprzedzenia. Błąd w położeniu broni oznaczymy przez $\Delta\varphi_{br}$ i znajdziemy zależność $\Delta\varphi_{br}$ od $\Delta\varphi_w$.

Z rys. 35 wynika, że

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \psi_c - \psi \,. \qquad /91/$$

Wartość kąta ψ może być określona według wzoru /57/, zaś kąta ψ_c według wzoru /86/, jednak należy znać prędkość kątową linii wizowania ω_w w razie powstania błędu śledzenia $\Delta\varphi_w$. Z rys. 35 wynika, że

$$\varphi_w = \varphi_c + \Delta\varphi_w \,. \qquad /92/$$

Po zróżniczkowaniu wzoru /92/ w stosunku do czasu, otrzymania $\dot{\varphi}_w = \dot{\varphi}_c + \dot{\Delta\varphi}_w$, a uwzględniając wzory /89/ i /90/

$$\omega_w = \omega_c + \dot{\Delta\varphi}_w \,. \qquad /93/$$

Podstawiając wartość ω_w ze wzoru /93/ do wzoru /86/, otrzymamy

$$\psi_c = \omega_c T_{obl} + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} \quad . \qquad /94/$$

Pierwszy składnik wzoru jest dokładną wartością kąta wyprzedzenia, drugi - błędem, spowodowanym niedokładnością śledzenia.

Podstawiając do wzoru /91/ wartość ψ_c ze wzoru /94/ i ψ ze wzoru /57/ otrzymamy

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \omega_c T_{obl} + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} - \omega_c T_{obl} \qquad /95/$$

lub ostatecznie

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} \quad . \qquad /96/$$

Wzór /96/ wskazuje, jeżeli w danym momencie linia wizowania skierowana jest na cel, to jeszcze nie znaczy, że błąd w położeniu broni równy zeru. Jeśli linia wizowania odchyla się od celu nawet o nieduże kąty, lecz odchylenie to następuje z dużą częstotliwością, to błąd w położeniu broni może osiągnąć znaczną wielkość kosztem drugiego składnika, tj. kosztem prędkości zmiany tego błędu.

I tak, celownik pracujący według wzoru /86/, dawać będzie duże błędy w położeniu broni ze względu na niemożliwość ciągłego i dokładnego śledzenia celu.

Możliwe są dwie drogi walki z błędami, spowodowanymi niedokładnością śledzenia: pierwsza - zmniejszenie błędu śledzenia $\Delta\varphi_w$ kosztem skonstruowania bardziej nowoczesnych systemów wizyjnych, druga - zamiana wzoru /86/ innym wzorem, który mniej reagować będzie na błędy śledzenia. Ponieważ zagadnienie pierwsze wychodzi poza zakres przedmiotu strzelania powietrznego, to zatrzymamy się tylko na drugim zagadnieniu, a mianowicie, jak przy danych błędach śledzenia, tj. przy danym konkretnym systemie śledzenia celu, zmniejszyć błędy w położeniu broni.

2. TŁUMIENIE KĄTA WYPRZEDZENIA. Ze wzoru

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} \qquad /96/$$

wynika, że błąd w położeniu broni przy danej dokładności śledzenia celu można zmniejszyć tylko kosztem drugiego składnika, tj. kosztem zmniejszenia wpływu wahań linii wizowania na położenie broni. Można dokonać tego, jeśli zamiast wzoru

$$\psi_c = \omega_w T_{obl} \qquad /86/$$

dla określenia kąta wyprzedzenia przyjąć inny wzór:

$$\psi_c + \tau \dot{\psi}_c = \omega_w T_{obl} \qquad /97/$$

gdzie: τ – stała, posiadająca wymierność czasu.

Gdy celownik wypracowuje kąt wyprzedzenia na podstawie tego wzoru, to błąd w położeniu broni zmniejsza się.

Uwzględniając wzór /93/ można wzór /97/ wyrazić w postaci

$$\psi_c = \omega_c T_{obl} + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} - \tau \dot{\psi}_c . \qquad /98/$$

Jeśli podstawić do wzoru /91/ wartość ψ_c ze wzoru /98/, to otrzymamy

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \omega_c T_{obl} + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} - \tau \dot{\psi}_c - \omega_c T_{obl}$$

lub

$$\Delta\varphi_{br} = \Delta\varphi_w + \dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} - \tau \dot{\psi}_c . \qquad /99/$$

Gdy błąd śledzenia $\Delta\varphi_w$ w danym momencie wzrasta, to $\dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} > 0$. Zwiększenie błędu śledzenia prowadzi do wzrostu prędkości kątowej ω_w i kąta ψ_c, gdyż $\dot{\psi}_c > 0$. Wtedy drugi i trzeci składnik wzoru /99/ posiadają różne znaki, prowadzi to do zmniejszenia błędu w położeniu broni $\Delta\varphi_{br}$. Jeśli błąd śledzenia $\Delta\varphi_w$ zmniejszy się, tj. $\dot{\Delta\varphi}_w T_{obl} < 0$, to tym samym maleje prędkość kątowa ω_w i kąt ψ_c, jego pochodna $\dot{\psi}_c$ przyjmuje wartość ujemną, i ponownie drugi i trzeci składnik wzoru /99/ będą posiadały różne znaki. Przy tym, błąd w położeniu broni $\Delta\varphi_{br}$ zmniejsza się. Tak więc, wprowadzenie do wzoru /98/ dla kąta wyprzedzenia, składnika $\tau\dot{\psi}_c$ prowadzi do zmniejszenia wpływu zmiany błędu naprowadzania na położenie broni.

W niektórych celownikach /na przykład, w celownikach ASP/ wielkość τ przyjmuje się proporcjonalną do

czasu obliczeniowego

$$\tau = x T_{obl} \cdot \qquad /100/$$

Bezwymiarowy współczynnik x nazywa się współczynnikiem tłumienia.

Po podstawieniu do wzoru /97/ wartości τ ze wzoru /100/, otrzymamy

$$\psi_c + x \dot{\psi}_c T_{obl} = \omega_w T_{obl}$$

lub ostatecznie

$$\psi_c = (\omega_w - x \dot{\psi}_c) T_{obl} \cdot \qquad /101/$$

W celownikach samolotów myśliwskich z zależnym kierowaniem linii wizowania /z siatką ruchomą celownika/ bezpośredni pomiar prędkości kątowej linii wizowania napotyka na szereg poważnych trudności technicznych. Dlatego, w tych wypadkach, mierzy się nie prędkość kątową linii wizowania, lecz prędkość kątową broni, przez którą wyraża się kąt wyprzedzenia. Dla dokonania takiej zamiany trzeba prędkość kątową linii wizowania ω_w wyrazić przez prędkość kątową broni ω_{br}. Jak wynika z rys.35,

$$\psi_w = \psi_{br} - \psi_c \cdot \qquad /102/$$

Różniczkując w stosunku do czasu obie części wzoru /102/, otrzymamy

$$\omega_w = \omega_{br} - \dot{\psi}_c \cdot \qquad /103/$$

Po podstawieniu ω_w ze wzoru /103/ do wzoru /101/, mamy

$$\psi_c = (\omega_{br} - \dot{\psi}_c - x \dot{\psi}_c) T_{obl}$$

lub ostatecznie

$$\psi_c = [\omega_{br} - (1 + x) \dot{\psi}_c] T_{obl} \cdot \qquad /104/$$

Wyrażenie kąta wyprzedzenia przez prędkość kątową linii położenia celu /101/ stosuje się w celownikach samolotów bombowych i myśliwskich z niezależną linią wizowania /przeważnie radiolokacyjnych/. Natomiast wyrażenie kąta wyprzedzenia przez prędkość kątową broni /104/ stosuje się w celownikach samolotów myśliwskich z zależną linią wizowania /zazwyczaj optycznych/.

3. BŁĄD DYNAMICZNY. Wprowadzenie do wzoru dla kąta wyprzedzenia składnika tłumiącego zmniejsza wpływ błędu naprowadzania. Z tego punktu widzenia pożądane jest zwiększenie współczynnika tłumienia. Jednak zmiana struktury wzoru, spowodowana wprowadzeniem składnika tłumiącego, prowadzi do powstania nowego błędu. Niech śledzenie celu wykonuje się absolutnie dokładnie, to we wzorze /101/ prędkość kątowa linii wizowania może być zamieniona przez prędkość kątową linii położenia celu, gdyż $\omega_w = \omega_c$:

$$\psi_c = (\omega_c - x\dot{\psi}_c)T_{obl} . \qquad /105/$$

Jednak faktyczną wartość kąta wyprzedzenia określa się według wzoru /57/

$$\psi = \omega_c T_{obl} .$$

Nawet przy dokładnym śledzeniu, kąt wyprzedzenia wypracowywany będzie z błędem $\Delta\psi_d$:

$$\Delta\psi_d = \psi_c - \psi . \qquad /106/$$

Po podstawieniu do wzoru /106/ wartości kątów ψ i ψ_c z wzorów /57/ i /105/, otrzymamy

$$\Delta\psi_d = (\omega_c - x\dot{\psi}_c)T_{obl} - \omega_c T_{obl}$$

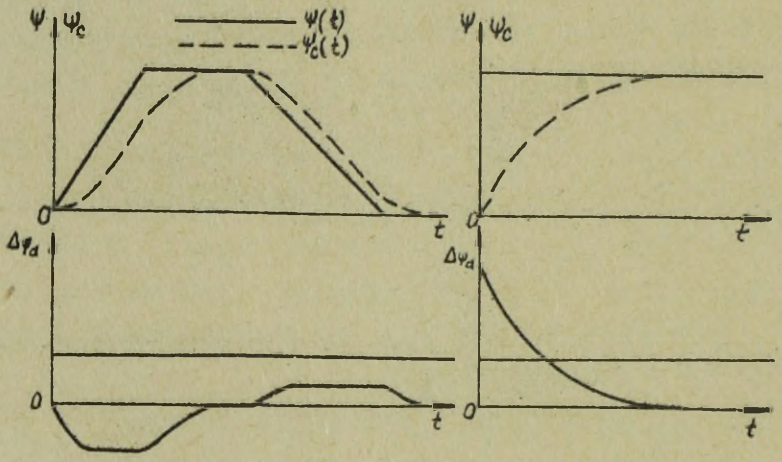
albo

$$\Delta\psi_d = -x\dot{\psi}_c T_{obl} . \qquad /107/$$

Ze wzoru /107/ wynika, że jeśli rzeczywista wartość kąta wyprzedzenia wzrasta, to celownik będzie wypracowywał zmniejszoną wartość kąta wyprzedzenia, a gdy kąt wyprzedzenia zmniejsza się - zwiększoną wartość. Tylko przy stałej wielkości kąta wyprzedzenia, błąd $\Delta\psi_d$ przez pewien czas będzie równy zeru. Na skutek tego, że błąd $\Delta\psi_d$ pojawia się przy zmiennej wielkości kąta wyprzedzenia, nazywamy go błędem dynamicznym. W dalszym ciągu, ze wzoru /107/ wynika również to, że czym większy współczynnik tłumienia x i czym szybciej zmienia się kąt wyprzedzenia /czym większa $|\dot{\psi}_c|$ /, tym większy jest błąd dynamiczny.

Na rys. 36 podany jest charakter zmiany kąta wyprzedzenia, wypracowywanego przez celownik w zależności od charakteru zmiany rzeczywistego kąta wyprzedzenia

i wykresy błędu dynamicznego.[x/] Równanie, dające zależność $\psi_c(t)$, można otrzymać, jeśli przyjąć $T_{obl} = const.$ W tym wypadku wzór /105/ staje się liniowym równaniem różniczkowym pierwszego stopnia.



Rys. 36.

Wykorzystując wyniki całkowania równania /105/, można otrzymać następujący wzór dla błędu dynamicznego:

$$\Delta\psi_d \approx -xT_{obl}^2(\dot{\omega}_c)_{śr} . \qquad /108/$$

gdzie: $(\dot{\omega}_c)_{śr}$ - średnia wartość przyśpieszenia kątowego linii położenia celu.

Wzór ten wskazuje, że błąd dynamiczny występuje zawsze wtedy, gdy $x \neq 0$ i prędkość kątowa linii położenia celu jest zmienna. Istnienie systematycznego błędu dynamicznego ogranicza możliwość zwiększenia współczynnika tłumienia, a występowanie przypadkowego błędu naprowadzania nie zezwala na przyjęcie jego za równe zeru. We współczesnych celownikach strzelania powietrznego współczynnik tłumienia znajduje się zazwyczaj w przedziale $0{,}2 \leq x \leq 0{,}5$.

Nawet przy takiej wielkości współczynnika tłumienia błąd dynamiczny może osiągać istotne wartości. W tym celu stosuje się specjalne środki dla jego kompensacji.

x/ Przyjęto, że przy $t = 0$ kąt $\psi_c = 0$.

Najprostsza droga kompensacji błędu dynamicznego polega na zmianie czasu obliczeniowego. Zmianę tę wykonuje się po to, żeby zmniejszyć błąd dynamiczny. Zamieniając T_{obl} na T^*_{obl} , przy czym dobiera się T^*_{obl} , o takiej wielkości aby podczas dokładnego śledzenia nie występował błąd dynamiczny, tj.

$$\psi_c = \psi = \omega_c T_{obl} .$$

Lub, uwzględniając, że przy dokładnym śledzeniu

$$(\omega_c - x\dot{\psi}_c) T^*_{obl} = \omega_c T_{obl} ,$$

skąd

$$T^*_{obl} = \tilde{\alpha} T_{obl} \qquad /109/$$

gdzie

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{1 - x\frac{\dot{\psi}_c}{\omega_c}} . \qquad /110/$$

Jak wynika ze wzoru /110/, dla dokładnej kompensacji błędu dynamicznego należy w procesie strzelania zmieniać wielkość $\tilde{\alpha}$, co technicznie jest trudne do wykonania. Obecnie we wzorze /110/ wielkość $\dot{\psi}_c$ i ω_c przyjmuje się jako stałe wartości średnie. Wtedy współczynnik $\tilde{\alpha}$ staje się również wielkością stałą. Dokładną kompensację błędu dynamicznego można osiągnąć w wypadku ataku w określonych warunkach średnich. We wszystkich pozostałych wypadkach nie następuje dokładna kompensacja, jednak w sposób istotny bezwzględna wielkość błędu dynamicznego zmniejsza się.

Dla kompensacji błędu dynamicznego należy więc we wzorach /101/ i /104/ zamienić T_{obl} na T^*_{obl} , tj.

$$\psi_c = (\omega_w - x\dot{\psi}_c) T^*_{obl} , \qquad /111/$$

$$\psi_c = [\omega_{br} - (1 + x)\dot{\psi}_c] T^*_{obl} , \qquad /112/$$

gdzie: T^*_{obl} - określa się według wzoru /109/.

Dla rozwiązania wzorów typu /111/ lub /112/ wykorzystuje się w celownikach strzelania powietrznego różne urządzenia giroskopowe.

§ 9. KLASYFIKACJA CELOWNIKÓW STRZELANIA POWIETRZNEGO

1. CECHY KLASYFIKACYJNE CELOWNIKÓW STRZELANIA POWIETRZNEGO. Celowanie rozpoczyna się z chwilą wykrycia celu przez pilota /strzelca/ wzrokowo lub za pomocą aparatury wykrywania znajdującej się na samolocie. W wykonywaniu celowania będą występowały właściwości zależne od typu samolotu strzelającego /samolot myśliwski lub bombowy/.

Samoloty myśliwskie są uzbrajane w stanowiska artyleryjskie, na których broń montuje się bądź nieruchomo, w przybliżeniu równolegle do osi samolotu /stanowiska nieruchome/, bądź posiada ona możliwość ruchu o pewne kąty względem osi samolotu /stanowiska częściowo ruchome/. Dlatego samolot myśliwski w procesie celowania powinien wykonywać odpowiedni manewr, aby zająć wygodne położenie do strzelania. Celownik powinien zapewniać możliwość wykonania tego manewru, obliczenie i wprowadzenie poprawek kątowych.

Artyleryjskie uzbrojenie obronne samolotów bombowych, rozpoznawczych lub transportowych składa się z ruchomych stanowisk artyleryjskich, które posiadają duże kąty obstrzału. W danym wypadku manewr samolotu nie jest konieczny, celowanie wykonuje się przez przesunięcie broni o potrzebne kąty względem samolotu.

Podane właściwości pracy celowników na samolotach myśliwskich i bombowych powodują różnice w konstrukcjach celowników. Dlatego wszystkie celowniki strzelania powietrznego dzielą się na dwie grupy: celowniki samolotów bombowych i celowniki samolotów myśliwskich. Z kolei ostatnie dzielą się na celowniki przechwytujących samolotów myśliwskich i celowniki frontowych samolotów myśliwskich. Celowniki frontowych samolotów myśliwskich, oprócz rozwiązania zadania celowania podczas strzelania do celów powietrznych, powinny zapewniać wykonanie celowania przy strzelaniu do celów naziemnych i w czasie bombardowania.

Poza tym, podane celowniki klasyfikuje się według następujących cech:

1/ stopnia automatyzacji procesu celowania;

2/ środka, wykorzystywanego przez celownik do śledzenia celu;

3/ metod rozwiązywania zadania celowania;

4/ sposobu wypracowania poprawek kątowych.

2. KLASYFIKACJA CELOWNIKÓW WEDŁUG STOPNIA AUTOMATYZACJI I ŚRODKÓW, WYKORZYSTYWANYCH DO ŚLEDZENIA CELU. Według stopnia automatyzacji procesu celowania, celowniki dzielą się na: automatyczne, półautomatyczne i mechaniczne /zwykłe/.

Celownik automatyczny wykonuje bez pomocy pilota /strzelca/ następujące operacje:

1/ poszukiwanie celu, jego wykrycie i uchwycenie;

2/ śledzenie celu, tj. pomiar jego współrzędnych;

3/ pomiar wszystkich parametrów, potrzebnych do rozwiązania zadania celowania;

4/ obliczenie i wypracowanie poprawek kątowych.

Celowniki automatyczne na samolotach myśliwskich sprzęża się z pilotem automatycznym. W tych celownikach może być również zautomatyzowany nawet proces prowadzenia ognia.

Celowniki półautomatyczne automatyzują pomiar części parametrów wejściowych, obliczenie i wypracowanie poprawek kątowych.

Przy strzelaniu za pomocą celownika półautomatycznego z samolotu bombowego strzelec dokonuje pomiaru części parametrów wejściowych, a przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego pilot prócz tego, prowadzi samolot.

Celowniki mechaniczne, w obecnym czasie, wykorzystuje się jako dublery celowników automatycznych lub półautomatycznych. Podczas strzelania, pilot /strzelec/ za pomocą tych celowników wzrokowo określa wielkość poprawek. Dokładność tych celowników jest stosunkowo mała.

W zależności od tego, jakie środki wykorzystuje się do śledzenia celu, celowniki strzelania powietrznego

dzielą się na optyczne, radiolokacyjne, na podczerwień i telewizyjne.

W celownikach optycznych dla określenia współrzędnych kątowych celu wykorzystuje się różne systemy optyczne, które wytwarzają w polu widzenia strzelca /pilota/ siatkę celowniczą z punktem środkowym. Strzelec /pilot/ nakładając punkt środkowy na cel, mierzy tym samym współrzędne kątowe celu.

Zasadnicze cechy dodatnie systemów optycznych to prostota konstrukcji, niezawodność w pracy, mały ciężar i nieduże gabaryty. Cechy ujemne to zależność od okresu doby, stanu atmosfery i mały zasięg. Trudno skonstruować automatyczny system optyczny śledzenia celu. Dlatego w obecnym czasie wszystkie celowniki optyczne są półautomatycznymi. Przy zamontowaniu celowników optycznych na samolocie należy konstruować kabiny z przezroczystymi obudowami, wystającymi poza kadłub, co pogarsza aerodynamikę samolotu.

Celowniki radiolokacyjne wykorzystują środki radiolokacji do śledzenia celu. Zasadnicze ich cechy dodatnie to niezależność od widzialności wzrokowej, duży zasięg i możliwość całkowitej automatyzacji celowania. Cechy ujemne to duży ciężar, złożoność konstrukcyjna, mała kątowa zdolność rozdzielcza i niska odporność na zakłócenia.

Celowniki na podczerwień wykorzystują do śledzenia celu wypromieniowanie cieplne. Celowniki te, tak samo, jak i radiolokacyjne, mogą być użyte w nocy, przy wzrokowej niewidzialności celu. Mają one, w porównaniu z celownikami radiolokacyjnymi, mniejszy ciężar i gabaryty, są znacznie prostsze i w większym stopniu niezawodne. Jednak współczesne celowniki na podczerwień nie mogą pracować w chmurach niskich i średnich oraz w dzień, co ogranicza ich zastosowanie.

Celowniki telewizyjne pod wieloma względami są podobne do celowników optycznych. Lecz wykorzystanie celownisków telewizyjnych zezwala poważnie zmniejszyć wymiary obudowań przezroczystych samolotu: ponieważ

strzelec może znajdować się zdala od broni. Prócz tego, przy wykorzystaniu systemów telewizyjnych ułatwia się możliwość automatyzacji celowania, a przy wykorzystaniu urządzeń telewizyjnych, czułych na promienie podczerwone, istnieje możliwość prowadzenia ognia nie tylko w dzień, ale i w nocy.

3. KLASYFIKACJA CELOWNIKÓW WEDŁUG METOD ROZWIĄZANIA ZADANIA CELOWANIA I SPOSOBU WYPRACOWANIA POPRAWEK KĄTOWYCH. Zasadniczą poprawką w strzelaniu powietrznym jest poprawka na ruch celu. W obecnym czasie znane są dwie metody uwzględniania ruchu celu. Pierwsza to określenie kąta wyprzedzenia na podstawie pomiaru prędkości kątowej linii położenia celu. Drugą metoda oparta jest na prawdopodobnym podejściu do rozwiązania zadania celowania. W tej metodzie mierzy się współrzędne celu w kilku punktach i rozwiązanie zadania o punkcie spotkania /określenie kąta wyprzedzenia/ wykonuje się według ostatecznych różnic współrzędnych celu.

Według sposobu wypracowania poprawek kątowych celowniki,dzielą się na celowniki z zależnym kierowaniem linii wizowania /celowniki z siatką ruchomą/ i celowniki z niezależnym kierowaniem linii wizowania.

Zgodnie z podaną klasyfikacją, celownik ASP-5n jest półautomatycznym celownikiem optycznym frontowego samolotu myśliwskiego, opartym na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu z zależnym kierowaniem linii wizowania. Celownik RP-6 jest półautomatycznym celownikiem radiolokacyjnym przechwytującego samolotu myśliwskiego, opartym na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu z niezależnym kierowaniem linii wizowania /z punktem wyprzedzenia/. Blok celowniczo-obliczający PWB-53 jest automatycznym celownikiem radiolokacyjnym samolotu bombowego, opartym na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu z niezależnym kierowaniem linii wizowania. Celownik posiada dubler optyczny, który jest półautomatycznym celownikiem optycznym, opartym na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu z niezależnym kierowaniem linii wizowania.

§ 10. WZORY ROBOCZE CELOWNIKÓW STRZELANIA POWIETRZNEGO Z GIROSKOPAMI O TRZECH STOPNIACH SWOBODY.

1. ZASTOSOWANIE GIROSKOPU O TRZECH STOPNIACH SWOBODY DLA OKREŚLENIA I WYPRACOWANIA WYPRZEDZENIA W CELOWNIKACH STRZELANIA POWIETRZNEGO. W celownikach strzelania powietrznego giroskopy o trzech stopniach swobody stosuje się do odchylenia linii wizowania o kąt wyprzedzenia według zasady "odstającego giroskopu".

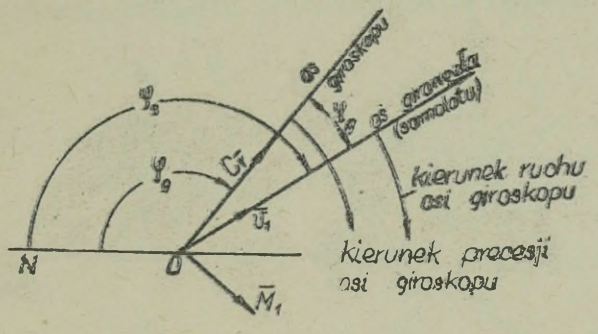
Istota tej zasady zawarta jest w poniższym. W samolocie na stałe montuje się węzeł giroskopowy w ten sposób, że jego oś i oś samolotu wzajemnie się pokrywają. Jeśli samolot zacznie się obracać z pewną prędkością kątową ω_s, to z tą samą prędkością kątową będzie się obracać i węzeł giroskopowy. Lecz wynik giroskopu o trzech stopniach swobody dąży do zachowania swojego położenia w przestrzeń. Dlatego między osią węzła giroskopowego i osią giroskopu powstanie kąt[x/] - oś giroskopu zacznie "odchylać się" od osi samolotu. Jeśli samolot przedłuża pełny zakręt, a oś giroskopu nie posiada żadnego połączenia z korpusem węzła giroskopowego, to kąt między osią giroskopu i osią samolotu będzie wzrastać nieograniczenie. Lecz węzeł giroskopowy zbudowany jest w ten sposób, że przy pojawieniu się kąta między osią wirnika giroskopu i osią węzła giroskopowego do wirnika giroskopu przyłożony jest moment M_1, którego wektor leży w płaszczyźnie kąta niezgodności /rozbieżności/ pomiędzy osiami i tak skierowany, że zmusza precesować /wykonywać precesję/ oś giroskopu do osi węzła giroskopowego /rys. 37/. Wielkość bezwzględna tego momentu jest proporcjonalna do kąta niezgodności:

$$M_1 = k_1 \psi_g \qquad /113/$$

tj. do osi giroskopu przykłada się moment prężny, przy czym współczynnik trwałości równy jest k_1.

---

x/ Kąt między osią wirnika giroskopu i osią samolotu /lub równoległą do osi węzła giroskopowego/ będziemy oznaczać przez ψ_g.



Rys. 37.

Jeśli w początkowym momencie, gdy osie pokrywają się, a $\psi_g = \psi_s$ /rys. 36/, to moment $M_1 = 0$ i w miarę wzrostu kąta ψ_g moment M_1 zwiększa się i następuje wzrost prędkości precesji osi giroskopu. W wyniku tego przez pewien czas moment M_1 wzrasta o tyle, że prędkość kątowa precesji osi giroskopu staje się równą prędkości kątowej obrotu osi samolotu /osi węzła giroskopowego/ czyli $\dot{\psi}_g = \dot{\psi}_s$.

Od tego momentu oś giroskopu i oś samolotu będą się obracać z jednakowymi prędkościami kątowymi do tych pór; póty nie zmieni się prędkość kątowa obrotu osi samolotu.

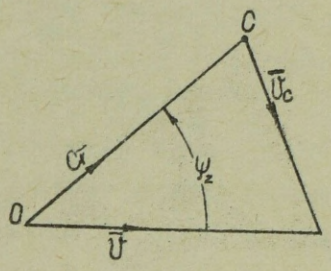
Jeśli teraz oś giroskopu ciągle skierowywać na cel /kosztem obrotu samolotu/ to, jak wynika z rys. 38, oś samolotu /a wobec tego i oś broni/ będą leżały w płaszczyźnie ruchu celu i będzie ona odchylona od linii położenia celu o kąt ψ_g w kierunku ruchu celu. Jeśliby kąt ψ_g równał się kątowi wyprzedzenia, to broń byłaby skierowana w punkt wyprzedzenia.

Jednak bezpośrednie wykorzystanie osi giroskopu w charakterze linii wizowania jest niewygodne. Dlatego w celownikach strzelania powietrznego linię wizowania buduje się za pomocą dwóch środków i łączy z osią giroskopu w ten sposób, że przy przesunięciu osi giroskopu o pewien kąt ψ_g linia wizowania przesuwa się o kąt ψ_c ,

proporojonalny ψ_g , czyli

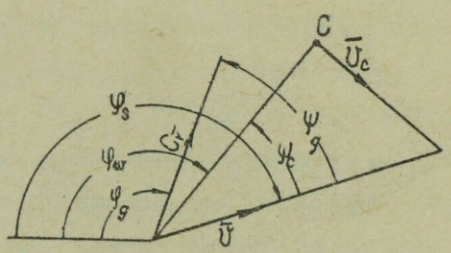
$$\psi_g = \mu \psi_c , \qquad /114/$$

gdzie: μ - stały współczynnik proporojonalności.



Rys. 38.

Tak więc, jeżeli w pewnym momencie początkowym linia wizowania, oś giroskopu i oś samolotu pokrywały się, to podczas śledzenia celu linią wizowania /gdy $\omega_c \neq 0$ / między tymi liniami powstaną pewne kąty /rys. 39/.



Rys. 39.

Rozpatrzymy, co trzeba zrobić, aby kąt ψ_c , o który przesunęła się linia wizowania względem samolotu, był równy kątowi wyprzedzenia. Zależność prędkości kątowej precesji giroskopu $\omega_g = \dot{\psi}_g$ od momentu M_1 wyraża się wzorem:

$$\omega_g = \frac{M_1}{Cr} . \qquad /115/$$

Z rys. 39 wynika, że

$$\psi_g = \psi_s - \psi_g \cdot \qquad /116/$$

Po zróżniczkowaniu w stosunku do czasu obu części wzoru /116/, otrzymamy

$$\omega_g = \dot{\psi}_s - \dot{\psi}_g \cdot \qquad /117/$$

Ze wzorów /115/ i /117/ wynika, że

$$\frac{M_g}{Cr} = \omega_s - \dot{\psi}_g \cdot \qquad /118/$$

Podstawiając do wzoru /118/ wartość momentu ze wzoru /113/, otrzymamy

$$\frac{k_1 \psi_g}{Cr} = \omega_s - \dot{\psi}_g ,$$

skąd

$$\psi_g = (\omega_s - \dot{\psi}_g) \frac{Cr}{k_1} \cdot$$

Jeśli uwzględnić, że broń na samolocie myśliwskim umocowana jest nieruchomo, tj. $\omega_s = \omega_{br}$ i zamienić kąt ψ_g kątem ψ_c za pomocą wzoru /114/, to otrzymamy

$$\psi_c = (\omega_{br} - \mu \dot{\psi}_g) \frac{Cr}{\mu k_1} \cdot \qquad /119/$$

Porównując wzór /119/ ze wzorem /112/

$$\psi_c = [\omega_{br} - (1+x)\dot{\psi}_c] T^*_{obl} \qquad /112/$$

widzimy, żeby kąt, określony wzorem /119/, był równy kątowi wyprzedzenia, określonemu wzorem /112/, należy spełnić warunki:

$$\mu = 1 + x \; ; \qquad /120/$$

$$\frac{Cr}{k_1 \mu} = T^*_{obl} \cdot \qquad /121/$$

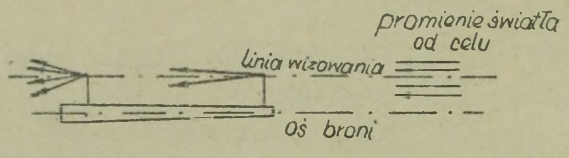
Równość /120/ spełnia się przez dobranie wielkości μ, a równość /121/ przez dobór współczynnika trwałości k_1. Rozwiązanie konstrukcyjne tych wzorów zostanie rozpatrzone w dalszej części podręcznika.

Tak więc, ostateczny wzór dla kąta wyprzedzenia przyjmie postać:

$$\psi_c = (\omega_{br} - \mu \dot{\psi}_c) T^*_{obl} \cdot \qquad /122/$$

2. SCHEMATY OPTYCZNE CELOWNIKÓW SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH Z GOROSKOPAMI O TRZECH STOPNIACH SWOBODY. Systemy optyczne przeznaczone są do zbudowania linii wizowania, za pomocą której dokonuje się prowadzenie celu według współrzędnych kątowych /śledzenie celu/ w warunkach widzialności wzrokowej celu.

Zwykłe /mechaniczne/ urządzenie wizyjne przedstawia sobą dwa trzpienie, które umocowane są na lufie broni /rys. 40/. Za przykład podobnego wizjera może służyć celownik karabinu lub pistoletu. Urządzenia celownicze



Rys. 40.

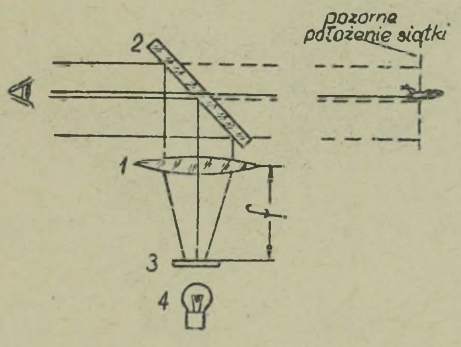
podobnego typu są nadzwyczaj proste, jednak niewygodne w warunkach walki powietrznej.

Dlatego w obecnym czasie wszystkie optyczne urządzenia wizyjne celowników strzelania powietrznego są optycznymi systemami kolimatorowymi.

Schemat optyczny zwykłego wizjera kolimatorowego przedstawiony jest na rys. 41. Składa się on z obiektywu 1, przeziernika 2, siatki celownika 3 i lampki elektrycznej podświecenia siatki 4. Siatka takiego wizjera przedstawia sobą płytkę szklaną pokrytą od strony, zwróconej do obiektywu warstwą nieprzezroczystą, w której wykonane są przecięcia zgodnie z kształtem siatki celowniczej /zazwyczaj skrzyżowanie i jeden lub kilka pierścieni współśrodkowych/. Siatkę podświeca się lampką i umieszcza w odległości ogniskowej od obiektywu. Dlatego promienie światła, idące od siatki, po przejściu przez obiektyw stają się równoległe. Za obiektywem wiązka promieni równoległych zostaje załamana przez przeziernik

/płaską płytkę szklaną/ i wpada do oka pilota /strzelca/.

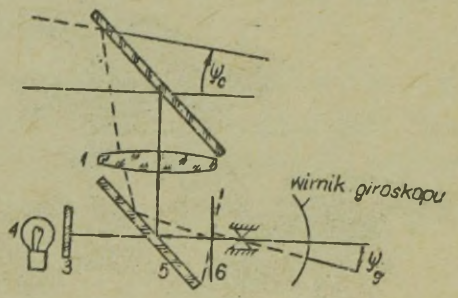
Pilot widzi siatkę celownika i cel leżące w jednej płaszczyźnie, ponieważ promienie świetlne biegną równo-



Rys. 41.

legle od siatki i celu. Systemy wizyjne, analogiczne do przedstawionego na rys. 41, stosuje się w celownikach z niezależnym kierowaniem linii wizowania /celowniki z siatką nieruchomą/. W takich wizjerach położenie linii wizowania względem stożka wizjera nie zmienia się. Dla śledzenia celu trzeba przekręcać stożek wizjera, a poprawki kątowe wprowadza się w postaci kąta zawartego między linią wizowania /której położenie w pełni określa się położeniem korpusu wizjera/ i osią broni, tj. broń powinna być ruchoma.

Na samolotach myśliwskich, uzbrojonych w broń nieruchomą, korpus wizjera związany jest na stałe z samolotem czyli z bronią, a poprawki kątowe wprowadza się przez przesunięcie linii wizowania względem korpusu wizjera o ich wielkość /celowniki z siatką ruchomą/. W tym celu, schemat optyczny wizjera, przedstawiony na rys. 41, należy uzupełnić w element, który zezwoli na obracanie linii wizowania względem korpusu wizjera. Przeważnie takim elementem jest zwierciadło ruchome, umocowane na wirniku giroskopu /rys. 42/.



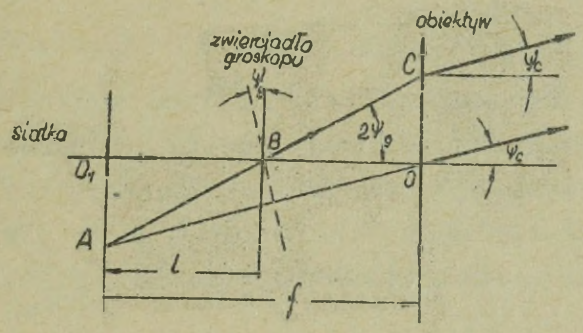
Rys. 42.

Z porównania rysunków 41 i 42 wynika, że do schematu optycznego wizjera z siatką ruchomą, oprócz wymienionych poprzednio elementów - obiektywu 1, przeziernika 2, siatki 3 i lampki podświecenia - wchodzą dodatkowo zwierciadło przezroczyste 5 i zwierciadło ruchome, umocowane bezpośrednio na wirniku giroskopu 6. Gdy oś giroskopu znajduje się w położeniu neutralnym /kąt $\psi_c = 0$ /, to promienie światła przejdą tak samo, jak pokazane jest linią ciągłą na rys. 42.

Jeśli giroskop odchyli się od położenia nautralnego, to nastąpi przesunięcie umocowanego do niego zwierciadła ruchomego, przy tym ulegnie zmianie droga promieni światła. W tym wypadku promienie światła przejdą tak, jak pokazane jest linią przerywaną na rys. 42. Jednak widziany kąt przesunięcia linii wizowania ψ_c , w wypadku ogólnym, nie jest równy kątowi przesunięcia wirnika giroskopu.

Ze wzoru /114/ wynika, że kąt przesunięcia linii wizowania ψ_c powinien być proporcjonalny kątowi przesunięcia giroskopu ψ_g . Dla określenia współczynnika proporcjonalności μ , celowym jest schemat optyczny, przedstawiony na rys. 42 poddać zmianie, a mianowicie wyprostować oś optyczną systemu i wyłączyć z rozpatrywania zwierciadła nieruchome, które nie wpłyną na stosunek

pomiędzy kątami ψ_g i ψ_c . Taki schemat przedstawiony jest na rys. 43.



Rys. 43.

Promienie światła, wychodząc z siatki /punkt O_1 /, trafiają na zwierciadło giroskopu, umieszczone w odległości l od siatki. Jeśli zwierciadło zostało przesunięte o pewien kąt ψ_g , to odbity promień przesunie się o kąt $2\psi_g$ i trafi na obiektyw w punkcie C . Promień po przejściu przez obiektyw załamie się i wyjdzie z obiektywu pod kątem ψ_c w stosunku do osi systemu. Dla określenia kąta ψ_c przedłużymy promień BC do przecięcia się z płaszczyzną siatki w punkcie A . Promień przechodzący przez środek obiektywu O , nie załamuje się, a ponieważ siatka umieszczona jest w odległości ogniskowej od obiektywu, to wszystkie promienie poza obiektywem powinny być równoległe jeden do drugiego. Promień, wychodzący z obiektywu w punkcie C , powinien być równoległy do promienia AO.

Obecnie zależność między kątami ψ_g i ψ_c może być łatwo określona po rozpatrzeniu trójkątów AO_1B i AO_1O.

Z trójkątów tych wynika, że

$$l\, tg 2\psi_g = f\, tg\, \psi_c \,. \qquad /123/$$

Uwzględniając, że kąty ψ_g i ψ_c są małe, i rozwiązując wzór /123/ względem ψ_g, otrzymamy

$$\psi_g = \frac{f}{2l}\psi_c \,, \qquad /124/$$

czyli

$$\mu = \frac{f}{2l} \,. \qquad /125/$$

Jak wynika ze wzorów /125/ i /120/ wygładzenie kąta wyprzedzenia można dokonać kosztem doboru parametrów systemu optycznego, tj. kosztem wielkości przekładni optycznej μ. W tym celu wielkości l i f powinny być tak dobrane, aby został spełniony warunek /120/

$$\frac{f}{2l} = 1 + x \,. \qquad /126/$$

Zazwyczaj dobiera się wielkość l:

$$l = \frac{2(1+x)}{f} \qquad /127/$$

Taka metoda wprowadzenia tłumienia jest bardzo wygodna ze względu na prostotę i wygodę jej urzeczywistnienia. Stosowana była ona i jest jeszcze obecnie w celownikach samolotów myśliwskich /celowniki ASP-1, ASP-3n, ASP-3p, ASP-4n/. Jednak metoda ta posiada istotną cechę ujemną. Jak wynika ze wzoru /114/, przy stosowaniu tej metody wprowadzenia tłumienia, maksymalny kąt przesunięcia linii wizowania jest o μ razy mniejszy, niż maksymalny kąt odchylenia wirnika giroskopu. Ze względu na pewne właściwości konstrukcyjne giroskopu otrzymanie maksymalnego kąta odchylenia powyżej 12–15° jest utrudnione, to przy $x = 0{,}43$, przyjętym w celownikach ASP-3n i ASP-4n, maksymalny kąt wyprzedzenia, który może wypracować celownik, wynosi około 8°. Ze wzrostem prędkości samolotów i odległości prowadzenia ognia wynikła potrzeba zwiększenia zakresu kątów wyprzedzenia, obliczanych przez celownik. W sposób najprostszy bez istotnej zmiany kostrukcji celownika można zwiększyć kąt wyprzedzenia przez zmniejszenie μ, lecz przy tym, jeśli nie przyjąć

żadnych środków, to zmniejszy się wygładzenie. Powstaje problem, jak przy μ , bliskim jedności, zachować współczynnik $\varkappa$ w granicach 0,2 – 0,4.

Najprostszą metodą rozwiązania tego problemu jest wygładzanie wykonywane za pomocą odchylenia giroskopu o pewien specjalnie obliczony kąt dodatkowy.

3. WYGŁADZANIE ZA POMOCĄ PRZEKAZANIA DODATKOWEGO KĄTA ODCHYLENIA NA GIROSKOP. Przy określaniu kąta wyprzedzenia według wzoru /122/ wielkość tłumienia $\varkappa$ w pełni określa się wielkością przekładni optycznej μ. Dla zachowanie wielkości $\varkappa$ przy zmniejszeniu μ należy zastosować inny wzór. Określimy kąt wyprzedzenia jako różnicę dwóch kątów:

$$\psi_c = \psi_1 - \Delta_t \ , \qquad /128/$$

gdzie

$$\psi_1 = (\omega_{br} - \mu \dot{\psi}_c) T'_{obl} \ ; \qquad /129/$$

$$\Delta_t = p\, \omega_{br} T'_{obl} \ . \qquad /130/$$

W tych wzorach: Δ_t – kąt, o który odchyla się giroskop dla zwiększenia tłumienia;
T'_{obl} – zmienny czas obliczeniowy;
p – stały współczynnik.

Podstawiając wyrażenia /129/ i /130/ do wzoru /128/, otrzymamy:

$$\psi_c = (\omega_{br} - \mu \dot{\psi}_c) T'_{obl} - p\, \omega_{br} T'_{obl} \ .$$

Po wykonanie nieskomplikowanych przekształceń, ten wzór można sprowadzić do postaci:

$$\psi_c = \left(\omega_{br} - \frac{\mu}{1-p} \dot{\psi}_c\right)(1-p) T'_{obl} \ . \qquad /131/$$

Przy określaniu kąta wyprzedzenia, tą metodą, można zmniejszyć liczbę przekładni do jednośoi i nawet zrobić ją mniejszą od jedności, nie zmieniając przy tym współczynnika tłumienia.

Jak wynika ze wzoru /131/, wielkość tłumienia określa się ułamkiem $\frac{\mu}{1-p}$. Przy zadanym μ zawsze można

dobrać taka wielkość p , aby spełniony był warunek:

$$1+x = \frac{\mu}{1-p} . \qquad /132/$$

Wielkość zmiennego czasu obliczeniowego T'_{obl} określa się z warunku:

$$(1-p)T'_{obl} = T^*_{obl} . \qquad /133/$$

Wykorzystując taką metodę wprowadzenia tłumienia, można bez istotnego zwiększenia maksymalnego kąta odchylenia giroskopu znacznie zwiększyć maksymalny kąt wyprzedzenia, wypracowywany przez celownik.

Jednak dla określenia i wprowadzenia kąta tłumiącego Δ_t potrzebny jest, oprócz giroskopu, wypracowującego kąt ψ_1 , jeszcze jeden giroskop, który dokonywałby pomiaru ω_{br} . W tym wypadku komplikuje się konstrukcja celownika.

4. WZORY TEORETYCZNE POPRAWEK SUMARYCZNYCH. Z § 6 wynika, że przy rozwiązywaniu zadania celowania w czasie strzelania z samolotu myśliwskiego należy uwzględnić obniżenie pocisku, prędkość własną i prędkość celu. Kąty, o które należy odchylić oś broni od kierunku na cel dla uwzględnienia tych wszystkich czynników, nazywają się sumarycznymi poprawkami kątowymi.

Ze wzorów dla określenia poprawki na obniżenie pocisku /wzory /73/ / i prędkość własną /wzory /85/ / wynika, że poprawki te oblicza się i wprowadza według składowych; w płaszczyźnie symetrii samolotu i w płaszczyźnie skrzydła. Jak wynika z § 10, poprawka na ruch celu, może być wypracowana bezpośrednio w płaszczyźnie ruchu celu przez giroskop o trzech stopniach swobody. Jednak, gdy wygładzanie kąta wyprzedzenia dokonuje się kosztem przekazania kąta tłumiącego Δ_t na giroskop, czyli kąt wyprzedzenia oblicza się według wzorów /128/, /129/ i /130/, to w płaszczyźnie ruchu celu może być bezpośrednio wypracowany tylko kąt ψ_1 , a kąt Δ_t powinien być obliczony i wprowadzony według składowych; w płaszczyźnie symetrii samolotu Δ_{ts} i w płaszczyźnie skrzydła Δ_{tp} ,

ponieważ na podstawie składowych mierzy się prędkość kątową broni ω_{br}.

Ostatecznie, aby rozwiązać zadanie celowania, należy oś broni odchylić od linii położenia celu o następujące kąty /patrz wzory /74/, /85/, /128/, /129/ i /130/ / :

- w płaszczyźnie ruchu celu o kąt ψ_1, równy

$$\psi_1 = \left[\omega_{br} - (1+x)\dot{\psi}_c\right] T'_{obl} ,$$

- w płaszczyźnie symetrii samolotu o kąty

$$\alpha_s = \alpha_o \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \cos\gamma ; \qquad /74/$$

$$\Delta\beta_2 = \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_2 ; \qquad /85/$$

$$\Delta t_s = p\, \omega_{br_s} T'_{obl} ; \qquad /130/$$

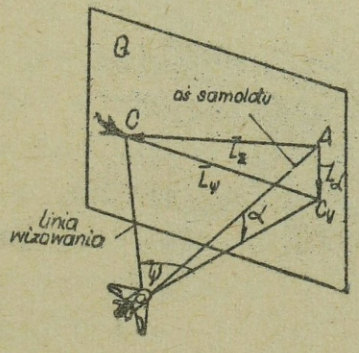
- w płaszczyźnie płatów skrzydła o kąty

$$\alpha_p = \alpha_o \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \sin\gamma ; \qquad /74/$$

$$\Delta\beta_1 = \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_1 ; \qquad /85/$$

$$\Delta t_p = p\, \omega_{br_p} T'_{obl} . \qquad /130/$$

Wszystkie powyższe wzory umożliwiają obliczyć wielkość poprawek kątowych, lecz nie wskazują, w jakim kierunku należy je wypracowywać.

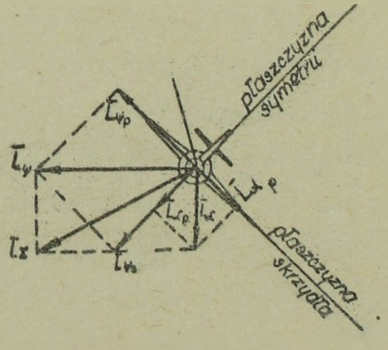


Rys. 44.

Na rys. 44 podany jest schemat celowania z samolotu myśliwskiego do celu ruchomego. Dla uproszczenia schematu przyjęte zostały następujące założenia: cel i samolot myśliwski wykonują lot w płaszczyźnie poziomej, ślizg nie występuje, w danym momencie prędkość celu jest prostopadła do osi samolotu myśliwskiego. Ponieważ cel porusza się z lewej strony na prawą, to pilot samolotu myśliwskiego, aby mógł ciągle utrzymywać linię wizowania na celu, zmuszony jest do wykonywania pełnego zakrętu. Wobec tego, samolot myśliwski leci z prawym przechyłem.

W rozpatrywaniu tego zagadnienia wprowadzimy płaszczyznę Q , prostopadłą do osi samolotu myśliwskiego. Podczas wypracowywania kąta celowania i kąta wyprzedzenia, linia wizowania zakreśli ślad na płaszczyźnie Q . Ten ślad pokazany jest na rys. 44 w postaci dwóch wektorów: wektora $\bar{L}_\alpha$ - śladu linii wizowania przy wypracowaniu kąta α i $\bar{L}_\psi$ - śladu linii wizowania przy wypracowaniu kąta ψ .

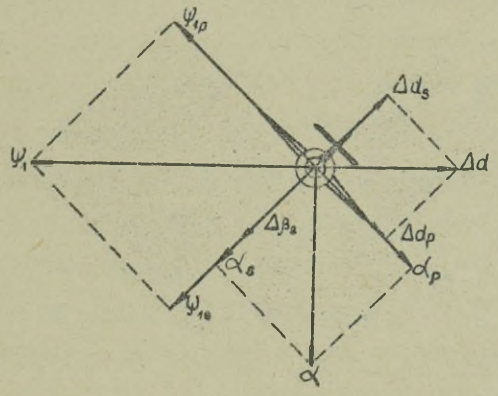
Wektory $\bar{L}_\alpha$ i $\bar{L}_\psi$ mogą być zamienione ich sumą - wektorem $\bar{L}_\Sigma$. Wielkość wektora sumarycznego nie zmieni się, jeśli od punktu A odłożyć wektor $\bar{L}_\psi$, a od końca tego wektora / $\bar{L}_\psi$ / odłożyć wektor $\bar{L}_\alpha$. Po dokonaniu tego, schemat podany na rys. 44 może być przedstawiony nieco inaczej. Schemat ten rozpatrzymy przy widoku z tyłu, tj. patrząc wzdłuż osi samolotu myśliwskiego.



Rys. 45.

Na rys. 45 podany jest obraz schematu dla danego wypadku. Widzimy na tym schemacie, że gdy zrzutować wektory $\bar{L}_\psi$ i $\bar{L}_\alpha$ na płaszczyzny symetrii samolotu i jego płatów skrzydła, to rzuty ich w płaszczyźnie symetrii ($\bar{L}_{\psi_s}$ i $\bar{L}_{\alpha_s}$) dodają się, a w płaszczyźnie płatów skrzydła ($\bar{L}_{\psi_p}$ i $\bar{L}_{\alpha_p}$ - - odejmują się. Wobec tego, poprawki kątowe, odpowiadające danym wektorom w płaszczyźnie płatów skrzydła, odejmują się, a w płaszczyźnie symetrii samolotu - dodają się.

Posłużymy się tą metodą określania znaku poprawek w ogólnym wypadku poziomego lotu celu, przy czym wektory oznaczać będziemy literami, którymi oznaczane są odpowiadające im poprawki kątowe /rys. 46/.



Rys. 46.

Zgodnie ze wzorem /128/, kąt wyprzedzenia wypracowuje się jako różnicę dwóch kątów:

$$\psi_c = \psi_1 - \Delta_t \,. \qquad /128/$$

Podane było powyżej, że kąt ψ_1 wypracowuje się od razu przez giroskop w płaszczyźnie ruchu celu. Dlatego wektory odpowiadające kątom ψ_1 i Δ_t, odłożymy w ten sposób, jak podane jest na rys. 46. Kąt celowania α zawsze leży w płaszczyźnie pionowej, dlatego położenie wektora, odpowiadającego kątowi α na rys. 46, w pełni również jest określone.

W praktyce, we wszystkich wypadkach, atak wykonuje się przy przeciążeniu dodatnim, tj. przy dodatnich kątach

natarcia samolotu. W tym wypadku wektor prędkości powietrznej odchyla się w dół od osi samolotu. W celu uwzględnienia kąta natarcia, należy linię wizowania odchylić w tę samą stronę, w którą odchylił się wektor prędkości powietrznej samolotu $\bar{v}_1$, czyli także w dół. Ponieważ kąt natarcia leży w płaszczyźnie symetrii samolotu, to i poprawka na ten kąt również powinna się znajdować w tej samej płaszczyźnie. Poprawce tej na rys. 46, odpowiada wektor, oznaczony $\Delta\beta_2$.

Poprawka na kąt $\Delta\beta_1$ leży w płaszczyźnie skrzydła i może mieć znak plus lub minus /w zależności od kierunku ślizgu/, przy czym linia wizowania powinna być odchylona o ten kąt w tę samą stronę, w którą odchylił się wektor $\bar{v}_1$. Na rys. 46 poprawka ta nie jest pokazana.

Zrzutujemy przedstawione na rys. 46 poprawki na płaszczyznę symetrii i płaszczyznę skrzydła samolotu oraz zsumujemy je. Ponieważ zasadniczą poprawką jest kąt wyprzedzenia ψ_1 , to znak pozostałych poprawek będziemy określać w stosunku do tego kąta. Przyjmować będziemy poprawkę za dodatnią jeśli ona w kierunku pokrywa się z rzutem kąta wyprzedzenia na daną płaszczyznę. Poprawkę sumaryczną w płaszczyźnie skrzydła oznaczymy $\psi_{\Sigma p}$ w płaszczyźnie symetrii samolotu - $\psi_{\Sigma s}$.
Z rys. 46 wynika, że :

$$\psi_{\Sigma s} = \psi_{1s} + \alpha_s + \Delta\beta_2 - \Delta_{ts} \,, \qquad /134/$$

$$\psi_{\Sigma p} = \psi_{1p} - \alpha_p - \Delta t_p \pm \Delta\beta_1 \,. \qquad /135/$$

Powyżej podano, że linia wizowania bezpośrednio odchyla się w płaszczyźnie ruchu celu o kąt ψ_1 za pomocą giroskopu. Na pozostałe poprawki kątowe, linia wizowania powinna się odchylać dodatkowo - bądź kosztem dodatkowego sztucznego odchylenia giroskopu, bądź za pomocą dodatkowych urządzeń optycznych. Wydzielimy ze wzorów /134/ i /135/ te kąty, które powinny być obliczone i wprowadzone jako dodatkowe do kąta wyprzedzenia. Zatem otrzy-

mamy

$$\Delta\psi_{\Sigma s} = \alpha_s + \Delta\beta_2 - \Delta\psi_{ts} \,, \qquad /136/$$

$$\Delta\psi_{\Sigma p} = -\alpha_p - \Delta\psi_{tp} \pm \Delta\beta_1 \,. \qquad /137/$$

Tak więc, przy wypracowaniu poprawek sumarycznych linia wizowania przesuwa się o kąt ψ_1 , równy

$$\psi_1 = (\omega_{br} - \mu\dot{\psi}_c)\, T'_{obl} \qquad /129/$$

i o kąty dodatkowe, określone wzorami /136/ i /137/, które po podstawieniu do nich wartości składników, przyjmą postać:

$$\Delta\psi_{\Sigma s} = \alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \cos\gamma + \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_2 - p\,\omega_{br_s} T'_{obl} \,, \qquad /138/$$

$$\Delta\psi_{\Sigma p} = -\alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \sin\gamma - p\,\omega_{br_p} T'_{obl} \pm \frac{v_1}{v_{01}} \frac{v_{śr} - v_{01}}{v_{śr} - v_1} \beta_1 \,. \qquad /139/$$

Przesunięcie o kąt ψ_1 wykonuje się za pomocą giroskopu, przesunięcia o kąty $\Delta\psi_{\Sigma s}$ i $\Delta\psi_{\Sigma p}$ - za pomocą specjalnych urządzeń dodatkowych. We wzorze /139/ znak ostatniego składnika określa się kierunkiem ślizgu, dla pomiaru którego potrzebny jest specjalny dajnik.

5. PRZYKŁAD PRZEKSZTAŁCENIA WZORÓW TEORETYCZNYCH WE WZORY ROBOCZE DLA CELOWNIKÓW Z GIROSKOPAMI O TRZECH STOPNIACH SWOBODY. Wzory /129/, /138/ i /139/ są wzorami teoretycznymi, które dokładnie rozwiązują zadanie celowania przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego. Jednak bezpośrednie zastosowanie tych wzorów w celowniku jest technicznie trudne i doprowadziłoby do zbyt dużego skomplikowania celownika, a to z kolei spowodowałoby zwiększenie jego gabarytów i ciężaru oraz do zmniejszenia sprawności pracy. Dlatego wzory teoretyczne przekształca się we wzory robocze - upraszcza się. Przy upraszczaniu wyrażenia dla tej lub innej poprawki należy uwzględniać jej wielkości: duże poprawki według wielkości bezwzględnej powinny być obliczone dokładnie, małe - z mniejszą dokładnością, niektóre małe poprawki w ogóle można pominąć.

Ocenimy wzory /129/, /138/ i /139/ z punktu widzenia możliwości ich upraszczania.

Wzór /129/ określa zasadniczą, największą poprawkę jaką jest kąt wyprzedzenia. Kąt wyprzedzenia może osiągnąć wielkość do 10 - 13° i więcej. Dlatego powinien być obliczony z maksymalnie możliwą dokładnością. Wobec tego, wzoru /129/ nie należy upraszczać.

Rozpatrzymy składowe wzorów /138/ i /139/. Kąt celowania, którego składowe wchodzą w te wzory, w strzelaniu powietrznym nie przekracza 3-4°. Zatem, wyrażenia dla składowych kąta celowania mogą być uproszczone.

Kąt natarcia samolotu dla średnich warunków lotu posiada wielkość około 2°. Poprawka na ten kąt będzie jeszcze mniejsza. Wobec tego, wzory dla poprawek na kąty natarcia i ślizgu samolotu mogą być uproszczone w jeszcze większym stopniu, aniżeli wzór dla kąta celowania.

Składniki, za pomocą których oblicza się składowe dodatkowego kąta Δ_t, dzięki któremu tłumi się kąt wyprzedzenia są dostatecznie proste. Prócz tego, ten kąt bezpośrednio wpływa na kąt wyprzedzenia. Dlatego wzory dla określenia tych składników pozostawimy bez zmian.

Wyrażenie dla składowej kąta celowania w płaszczyźnie symetrii samolotu α_s podaje wzór /74/ :

$$\alpha_s = \alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \cos\gamma .$$

W skład tego wzoru wchodzą kąt przechyłu i kąt wychylenia wzdłużnego samolotu. Dla dokładnego uwzględnienia tych kątów w celowniku powinien być sztuczny horyzont, co doprowadziłoby do skomplikowania celownika. Ponieważ ataki przy dużych kątach wychylenia wzdłużnego samolotu wykonywane są stosunkowo rzadko, a cosinus w pobliżu zera powoli się zmienia, to iloczyn cosinusów można wypośrodkować:

$$\cos\vartheta \cos\gamma \approx E, \qquad /140/$$

gdzie: E - stała wielkość.

W celowniku ASP-5n przyjęto $E = 0{,}6$.

Takie wypośrodkowanie dopuszczalne jest przy strzelaniu na odległościach do 1500 m. W razie zwiększenia odległości strzelania błędy znacznie wzrastają.

Wielkość $\alpha_o \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1}$ można aproksymować /przybliżyć/ zależnością liniową od czasu obliczeniowego, czyli

$$\alpha_o \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} = a T^*_{obl} + b . \qquad /141/$$

Po podstawieniu do wzoru /74/ wartości składników ze wzorów /140/ i /141/, otrzymamy

$$\alpha_s = E(a T^*_{obl} + b).$$

Jeśli oznaczymy $aE = a'$ i $bE = b'$, to otrzymamy ostateczny wzór dla składowej kąta celowania w płaszczyźnie symetrii samolotu:

$$\alpha_s = a' T^*_{obl} + b' . \qquad /142/$$

Wzór dla składowej kąta celowania, leżącej w płaszczyźnie płatów skrzydła, różni się tym od rozpatrywanego powyżej, że na miejscu cosinusa kąta przechyłu samolotu jest sinus tego kąta:

$$\alpha_p = \alpha_o \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \cos\vartheta \sin\gamma . \qquad /74/$$

Tu jako wartość średnią można przyjąć tylko wielkość $\cos\vartheta$, ponieważ $\sin\gamma$ w pobliżu zera zmienia się szybko, oraz przy przejściu przez zero zmienia swój znak. Przy prawidłowym pilotowaniu w procesie ataku, samolot wykonuje pełny zakręt bez ślizgu. Umożliwia to, wykorzystując związek między kątem przechyłu i prędkością kątową zakrętu samolotu, zamienić sinus kąta przechyłu na prędkość kątową zakrętu samolotu w płaszczyźnie skrzydła. Jeżeli samolot wykonuje w poziomie pełny zakręt bez ślizgu, to rzut jego siły nośnej $\bar{Y}$ /rys. 47/ na płaszczyznę pionową $\bar{Y}_2$ powinien równoważyć ciężar samolotu, tj.

$$Y \cos\gamma = G = Y_2 . \qquad /143/$$

Wykrzywienie toru lotu samolotu następuje pod działaniem rzutu siły nośnej Y na płaszczyznę poziomą - siłę Y_1 równą:

$$Y_1 = Y \sin\gamma . \qquad /144/$$

Oczywiście, że

$$Y_1 = \frac{G}{g} j , \qquad /145/$$

gdzie: j - przyśpieszenie samolotu w płaszczyźnie poziomej.

W tym wypadku

$$j = \omega_{br} v_1 . \qquad /146/$$

Ze wzorów /144/, /145/ i /146/, otrzymamy

$$Y \sin\gamma = \frac{G}{g} \omega_{br} v_1 . \qquad /147/$$

Z rys. 47 wynika, że

$$\omega_{br} = \frac{\omega_{br_p}}{\cos\gamma} . \qquad /148/$$

Podstawiając wyrażenie /148/ do wzoru /147/, otrzymamy

$$Y \sin\gamma = \frac{G}{g} \frac{\omega_{br_p}}{\cos\gamma} v_1$$

lub

$$Y \cos\gamma \sin\gamma = \frac{G}{g} \omega_{br_p} v_1 .$$

Po uwzględnieniu wzoru /143/, ostatecznie otrzymamy

$$\sin\gamma = \frac{v_1}{g} \omega_{br_p} . \qquad /149/$$

Podstawiając wzór /149/ do wzoru /74/, otrzymamy

$$\alpha_p = \alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \frac{v_1}{g} \cos\vartheta \; \omega_{br_p} . \qquad /150/$$

Obliczenia wskazują, że można uciec się do aproksymacji:

$$\alpha_0 \frac{v_{śr}}{v_{śr} - v_1} \frac{v_1}{g} \cos\vartheta \approx F T^*_{obl} , \qquad /151/$$

gdzie: F - stały współczynnik.

Ostateczny wzór dla α_p posiada postać:

$$\alpha_p = F T^*_{obl} \omega_{br_p} . \qquad /152/$$

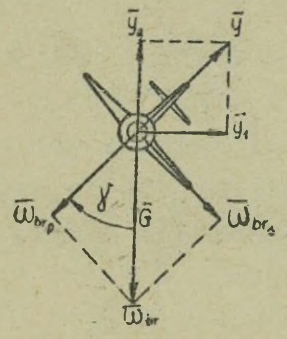
Jeżeli samolot wykonuje lot bez ślizgu w płaszczyźnie poziomej, to wzór ten, praktycznie daje dokładne wartości α_p . Podczas lotu w płaszczyźnie nachylonej, wzór /152/ daje zadawalające wyniki do odległości rzędu 3000 m.

Obecnie rozpatrzymy wyrażenia dla poprawek na kąty ślizgu i natarcia samolotu. Przy strzelaniu z działek błędy, spowodowane tymi kątami są bardzo małe na skutek dużej prędkości początkowej pocisku i można ich nie uwzględniać.

Przy strzelaniu rakietami, których prędkość początkowa /prędkość zejścia z szyn kierunkowych/ jest mała, należy uwzględniać kąty ślizgu i natarcia samolotu. W celowniku ASP-3n poprawkę na kąt natarcia wprowadza się w postaci wartości średniej

$$\Delta\beta_2 = \alpha_n A \qquad /153/$$

gdzie: α_n - średnia wartość kąta natarcia;
A - stały współczynnik, którego wielkość dobiera się w zależności od typu pocisku.



Rys. 47.

W większości współczesnych celowników strzelania powietrznego montowanych na samolotach myśliwskich ślizg w płaszczyźnie skrzydła nie jest uwzględniany.

Po uwzględnieniu dokonanych uproszczeń wzory /138/ i /139/ przyjmą postać:

$$\Delta\psi_{\Sigma s} = a' T^*_{obl} + b' + A\alpha_n - p\,\omega_{br_s} T'_{obl}\ ; \qquad /154/$$

$$\Delta\psi_{\Sigma p} = -F\,\omega_{br_p} T^*_{obl} - p\,\omega_{br_p} T'_{obl}\ . \qquad /155/$$

Ze wzoru /133/ można otrzymać

$$T'_{obl} = \frac{1}{1-p} T^*_{obl} \qquad /156/$$

Jeżeli oznaczyć

$$\frac{1}{1-p} = m \qquad /157/$$

to można przekształcić wzory /154/ i /155/ z uwzględnieniem wzorów /156/ i /157/. Wtedy otrzymamy ostateczne wzory robocze na kąty dodatkowe do kąta wyprzedzenia

$$\Delta\psi_{\Sigma s} = (a' - mp\,\omega_{br_s})T^*_{obl} + b' + A\alpha_n ; \qquad /158/$$

$$\Delta\psi_{\Sigma p} = -(F + mp)\,\omega_{br_p} T^*_{obl} . \qquad /159/$$

Wzory /129/, /158/ i /159/ są wzorami roboczymi celownika z giroskopem o trzech stopniach swobody /ASP-3n/.

§ 11. ZASTOSOWANIE GIROSKOPÓW O TRZECH STOPNIACH SWOBODY DLA WYPRACOWANIA POPRAWEK SUMARYCZNYCH I POMIARU SKŁADOWYCH PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ

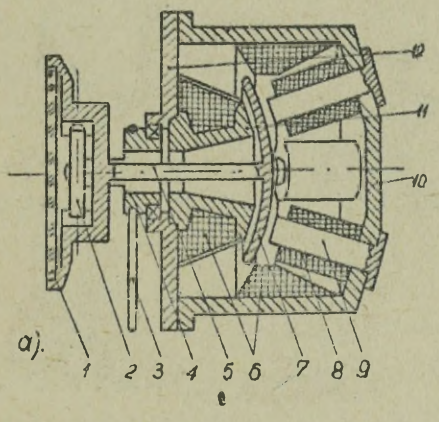
1. KONSTRUKCJA I ZASADA DZIAŁANIA GIROSKOPU ZASADNICZEGO. WYPRACOWANIE KĄTA WYPRZEDZENIA. Na początku § 10 było podane, że dla odchylenia osi giroskopu od osi samolotu o kąt, proporcjonalny kątowi wyprzedzenia, należy do wirnika giroskopu przyłożyć moment, proporcjonalny kątowi odchylenia giroskopu:

$$M_1 = k_1 \psi_g , \qquad /160/$$

przy czym wektor tego momentu powinien znajdować się w płaszczyźnie odchylenia giroskopu. Innymi słowy, na wirnik giroskopu powinno być nałożone sprzężenie podatne /elastyczne/, które rozwija siłę, proporcjonalną kątowi odchylenia osi wirnika giroskopu od osi samolotu, przy czym siła ta powinna działać w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny kąta odchylenia giroskopu. To jest jedna właściwość. Drugą właściwością rozpatrywanego sprzężenia podatnego polega na tym, że współczynnik k_1 we wzorze /113/ powinien się zmieniać w zależności od czasu obliczeniowego. Zależność tę można otrzymać ze wzoru /121/ :

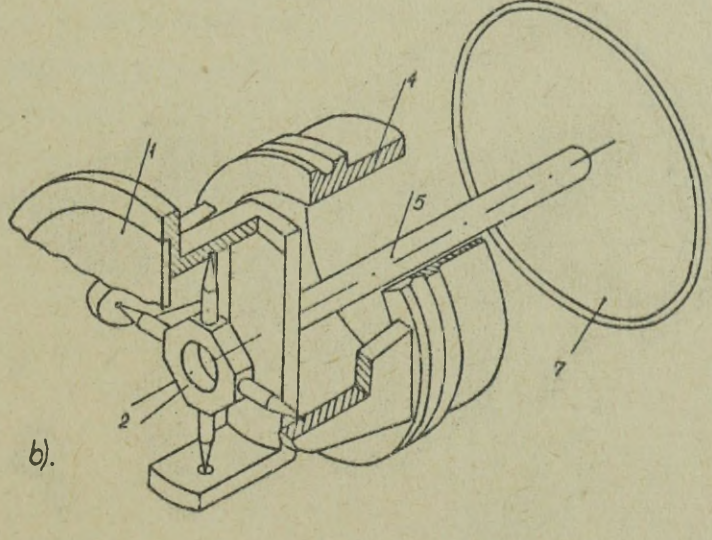
$$k_1 = \frac{Cr}{M\,T^*_{obl}} .$$

Dla spełnienia tych wymagań giroskop celownika wyposaża się w system korekcji elektromagnetycznej. Schemat ideowy /zasadniczy/ konstrukcji giroskopu zasadniczego /giroskopu przesuwającego linię wizowania/ podany jest na rys. 48, a.



Rys. 48, a.

Wirnik giroskopu składa się ze zwierciadła w oprawie 1, osi wirnika 5 i aluminiowej czaszy sferycznej 7. Wirnik giroskopu na zawieszeniu kardanowym 2 umocowuje się do koła cięgnowego 4.x/



Rys. 48, b.

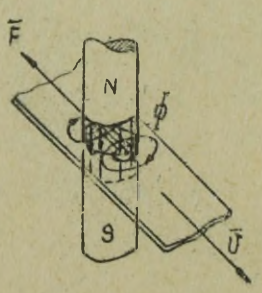
x/ Schemat kinematyczny zawieszenia wirnika giroskopu podany jest na rys. 48, b.

Koło cięgnowe 4 obraca się od specjalnego silnika za pomocą sprężynowego pasa napędowego 3. Łożysko tarczy cięgnowej zamontowane jest w pokrywie systemu korekcji 12.

Magnetyczny system korekcji składa się z korpusu 10, pokrywy systemu magnetycznego 12, czterech rdzeni 9, cewki wyprzedzenia 6 i cewek dodatkowych 8, po jednej na każdym rdzeniu. Naprzeciw rdzeni ze strony przeciwległej czaszy aluminiowej umieszczone są cztery bieguny 11, które zamykają obwód magnetyczny: rdzeń - korpus - pokrywa - biegun. W szczelinie pomiędzy biegunami i rdzeniami umieszczona jest czasza aluminiowa wirnika giroskopu. Na rys. 48, a nie są pokazane niektóre elementy, na przykład system ogrzewania, system regulacji itd. Elementy te nie mają zasadniczego znaczenia.

W toku zapoznawania się z pracą giroskopu przyjmować będziemy, że kąty odchylenia giroskopu są małe, a czasza jest płaska. Założenia te zezwalają w sposób dość prosty wyprowadzić wzory przybliżone, omawiające pracę giroskopu. Wyprowadzenia wzorów dodatkowych podane są w podręcznikach celowników strzelania powietrznego.

Załóżmy, że w cewkach dodatkowych nie ma prądu. Strumień magnetyczny cewki zasadniczej przenika w czterech miejscach /pod biegunami/ obracającą się czaszę aluminiową wirnika giroskopu. Jeżeli między biegunami magnesu porusza się płytka metalowa, to działać będzie na nią siła, skierowana w kierunku, przeciwnym do prędkości ruchu płytki /rys. 49/.



Rys. 49.

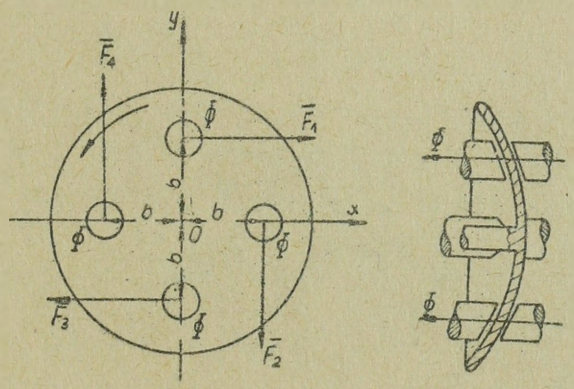
Przyczyna powstania siły hamującej polega na tym, że w elementach płytki, przechodzących między biegunami, indykuje się siła elektromotoryczna. Siła ta proporcjonalna jest strumieniowi magnetycznemu Φ i prędkości ruchu /przesuwania się/ płytki v . Pod jej działaniem w płytce powstają prądy wirowe /prądy Fukko/. Na skutek współdziałania pola magnetycznego prądów wirowych i pola magnetycznego magnesu powstaje siła hamująca. Wielkość tej siły może być określona według wzoru:

$$F = A\Phi^2 v , \qquad /161/$$

gdzie: A - stały współczynnik, zależny od właściwości konstrukcyjnych węzła i charakterystyk płytki.

Należy zaznaczyć, że kierunek działania siły hamującej nie zależy od kierunku strumienia magnetycznego.

Takie same siły hamujące powstają w czaszy aluminiowej giroskopu. Gdy oś wirnika giroskopu pokrywa się z osią systemu magnetycznego, to wszystkie bieguny rozmieszczone są w jednakowej odległości od środka czaszy /rys. 50/. Jeśli odległość tę oznaczyć przez b, a prędkość kątową



Rys. 50.

obrotu czaszy przez r, to prędkość liniowa elementów czaszy będzie jednakowa pod wszystkimi czterema biegunami i równa:

$$v = br . \qquad /162/$$

Wobec tego, wielkość bezwzględna każdej siły hamującej będzie równa:

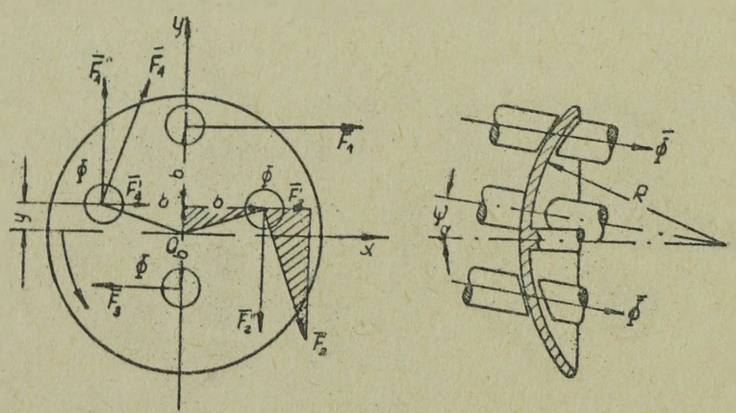
$$F = A \oint b r \,. \qquad /163/$$

Dla rozpatrzenia tego problemu wprowadzimy układ współrzędnych xOy /rys.50/. Oś y skierujemy prostopadle do osi systemu magnetycznego /pokrywającej się z osią samolotu/ w płaszczyźnie symetrii samolotu, a oś x - w płaszczyźnie skrzydła samolotu. Jak wynika z rys. 50, suma rzutów sił hamujących na obie osie, w danym wypadku, równa jest zeru:

$$\left.\begin{aligned} \Sigma \bar{F}_x &= \bar{F}_1 - \bar{F}_3 = 0 \,; \\ \Sigma \bar{F}_y &= \bar{F}_4 - \bar{F}_2 = 0 \,. \end{aligned}\right\} \qquad /164/$$

Moment hamujący, spowodowany tymi siłami, równoważy się silnikiem napędowym giroskopu i giroskop obraca się z prędkością stałą.

Załóżmy, że samolot zaczął się przesuwać z dołu w górę w płaszczyźnie pionowej. Wspólnie z nim zacznie się przesuwać i system magnetyczny giroskopu, a wirnik, chcąc zachować swoje położenie w przestrzeni, pozostanie w położeniu poprzednim /rys.51/. W wyniku tego przemiesz-



Rys. 51.

czenia, środek systemu magnetycznego przesunie się w górę o wielkość

$$y = R \psi_g \,. \qquad /165/$$

W tym wypadku siły hamujące są równe pod względem wielkości. Wykorzystując wzór /163/ o rys. 51 można napisać:

$$F_1 = A\dot{\varphi}^2 r(b+y); \qquad /166/$$

$$F_3 = A\dot{\varphi}^2 r(b-y). \qquad /167/$$

Siły F_2 i F_4 według modułu przy małych kątach ψ_g niewiele się zmieniają, natomiast zostają przesunięte i dadzą rzut na oś x . Rzuty tych sił na oś y , ze względu na symetrię obrazu, będą równe i skierowane w kierunkach przeciwnych. Wobec tego, suma ich równa będzie zeru. Rzuty sił F_2 i F_4 na oś x mogą być określone na podstawie rozpatrzenia trójkątów zakreskowanych na rys.51. Przy małych kątach ψ_g trójkąty te można przyjąć za podobne. Wychodząc z tego założenia, otrzymamy

$$\frac{y}{b} = \frac{F_2'}{F_2}, \qquad /168/$$

skąd

$$F_2' = \frac{y}{b} F_2. \qquad /169/$$

Przy małych kątach odchylenia giroskopu, siła F_2 według modułu mało się zmienia. Dlatego do wzoru /169/ można podstawić wartość F_2 ze wzoru /163/ :

$$F_2' = A\dot{\varphi}^2 r y. \qquad /170/$$

Ze względu na symetrię obrazu siła F_4' równa będzie sile F_2' . Jeśli uwzględnimy ten fakt, to sumę rzutu sił na oś x określa się według następującego wzoru:

$$\Sigma F_x = F_1 + 2F_2' - F_3. \qquad /171/$$

Podstawiając do wzoru /171/ wartość sił ze wzorów /166/, /167/ i /170/, otrzymamy

$$\Sigma F_x = A\dot{\varphi}^2 r(b+y) + 2A\dot{\varphi}^2 ry - A\dot{\varphi}^2 r(b-y). \qquad /172/$$

Po dokonaniu prostego przekształcenia, wzór /172/ można sprowadzić do postaci

$$\Sigma F_4 = 4A\dot{\varphi}^2 ry. \qquad /173/$$

Moment, rozwijany przez te siły, można określić jeśli pomnożyć wypadkową wszystkich sił ΣF_x przez ramię,

czyli promień czaszy R :

$$M = R\Sigma F_x = 4A_r R \bar{\Phi}^2 y . \qquad /174/$$

Podstawiając do wzoru /174/ wartość y ze wzoru /165/, otrzymamy

$$M = 4A_r R^2 \bar{\Phi}^2 \psi_g . \qquad /175/$$

Strumień magnetyczny Φ proporcjonalny jest do liczby uzwojeń cewki zasadniczej /W_o/ i prądu, przepływającego w niej:

$$M = k W_o i_o . \qquad /176/$$

Podstawiając wartość Φ do wzoru /175/, otrzymamy

$$M = 4A_r R^2 k^2 W_o^2 i_o^2 \psi_g . \qquad /177/$$

Oznaczymy

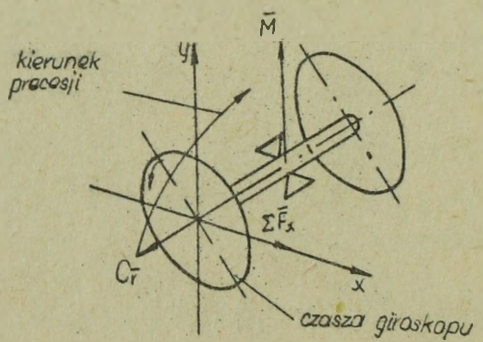
$$k_2 = 4A_r R^2 k^2 W_o^2 . \qquad /178/$$

Po uwzględnieniu tego, otrzymamy

$$M = k_2 i_o^2 \psi_g . \qquad /179/$$

Jak wynika ze wzoru /179/, moment, przyłożony do wirnika giroskopu, proporcjonalny będzie kątowi odchylenia giroskopu czyli zostanie spełniony warunek /113/.

Kierunek momentu można określić, jeśli uwzględnić rys. 52. Wypadkowa sił hamujących stara się przesunąć



Rys. 52.

wirnik giroskopu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara, dlatego wektor momentu tych sił $\bar{M}$ będzie skierowany w górę. Zgodnie z prawem precesji wirnik giroskopu

będzie tak precesować, aby pokryć wektor własnego momentu kinetycznego $\bar{C}r$ z wektorem momentu sił zewnętrznych, w danym wypadku z wektorem $\bar{M}$. Na rys. 52, kierunek precesji giroskopu pokazany jest strzałką.

W miarę zwiększania kąta niezgodności będzie się zwiększać moment, wobec tego, wzrośnie i prędkość kątowa precesji giroskopu. Wynika to ze wzoru /115/

$$\omega_g = \frac{M}{Cr} \quad . \qquad /115/$$

Nastąpi taki moment, kiedy prędkość kątowa precesji giroskopu będzie równa prędkości kątowej samolotu /broni/. W tym wypadku moment giroskopowy, określany według wzoru /115/

$$M = \omega_g Cr \quad ,$$

będzie równy momentowi, wytwarzanemu przez system korekcji /wzór /179/ /,

$$M = k_2 i_o^2 \psi_g \quad . \qquad /179/$$

Porównując prawe strony wzorów /115/ i /179/, otrzymamy

$$k_2 i_o^2 \psi_g = Cr\, \omega_g \quad , \qquad /180/$$

skąd

$$\psi_g = \frac{Cr}{k_2 i_o^2}\, \omega_g \quad . \qquad /181/$$

W poprzednim paragrafie zostało ustalone, że

$$\omega_g = \omega_s - \dot{\psi}_g \quad , \qquad /116/$$

gdzie: ω_s – prędkość kątowa samolotu myśliwskiego, równa prędkości kątowej broni, czyli $\omega_g = \omega_{br}$.

Po uwzględnieniu powyższego oraz wzoru /116/, wzór /181/ można napisać w postaci

$$\psi_g = (\omega_{br} - \dot{\psi}_g)\, \frac{Cr}{k_2 i_o^2} \quad . \qquad /182/$$

Kąt odchylenia linii wizowania ψ_c związany jest zależnością liniową z kątem odchylenia giroskopu /patrz § 10/ :

$$\psi_g = \mathcal{M} \psi_c \quad . \qquad /114/$$

Podstawiając wzór /114/ do wzoru /182/, otrzymamy

$$\mathcal{M} \psi_c = (\omega_{br} - \mathcal{M} \dot{\psi}_c)\, \frac{Cr}{k_2 i_o^2}$$

lub

$$\psi_c = (\omega_{br} - \mu \dot{\psi}_c) \frac{C_r}{\mu k_2} \frac{1}{i_o^2} \quad . \qquad /183/$$

Żeby kąt ψ_c równy był kątowi wyprzedzenia, należy spełnić warunek

$$\frac{C_r}{\mu k_2} \frac{1}{i_o^2} = T^*_{obl} \quad . \qquad /184/$$

Ten warunek spełnia się przez dobranie wielkości prądu w cewkach zasadniczych, tj. wielkości i_o . Ze wzoru /184/ wynika, że

$$i_o = \sqrt{\frac{C_r}{\mu k_2 T^*_{obl}}}$$

lub

$$i_o = \frac{A_1}{\sqrt{T^*_{obl}}} \quad , \qquad /185/$$

gdzie: $A_1 = \sqrt{\frac{C_r}{\mu k_2}}$ - stały współczynnik.

Tak więc, jeśli zmieniać prąd w cewkach zasadniczych odwrotnie proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z czasu obliczeniowego, a linią wizowania śledzić cel, to giroskop odchyli linię wizowania o kąt wyprzedzenia.

Otóż właśnie tą metodą w celowniku ASP-5n wypracowuje się zasadniczą składową kąta wyprzedzenia, tj. kąt ψ_1 .

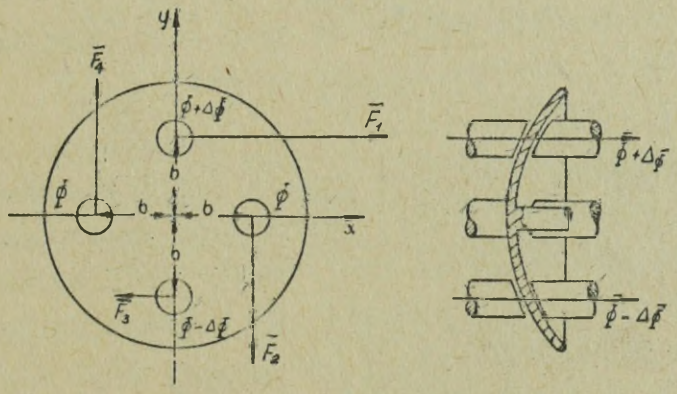
2. WYPRACOWANIE DODATKOWYCH POPRAWEK KĄTOWYCH. Dla wypracowania poprawek dodatkowych $\Delta\psi_{\Sigma s}$ i $\Delta\psi_{\Sigma p}$ /wzory /154/ i /155/ / w systemie korekcji są cewki dodatkowe 8 /rys. 48,a/. Cewki dodatkowe nawinięte zostały na rdzeniach systemu korekcji i parami połączone szeregowo w płaszczyźnie symetrii i w płaszczyźnie skrzydła samolotu. Cewki nawija się w obie strony. Dlatego strumienie magnetyczne wytwarzane przez te cewki, skierowane są również w różne strony. Wobec tego, gdy w jednym rdzeniu strumień magnetyczny cewki dodatkowej dodaje się do strumienia magnetycznego cewki zasadniczej, to w drugim rdzeniu te strumienie magnetyczne odejmują się.

Załóżmy, że dla wypracowania kąta dodatkowego należy przesunąć giroskop o kąt $\Delta\psi_g$ w płaszczyźnie symetrii samolotu tak by jego czasza podniosła się do góry.x/ W tym celu przez cewki dodatkowe należy przepuścić prąd w takim kierunku, aby strumień magnetyczny w górnym rdzeniu cewki dodatkowej sumował się ze strumieniem magnetycznym cewki zasadniczej, a w dolnym - odejmował.

Jeśli oznaczyć strumień magnetyczny cewki dodatkowej $\Delta\Phi$,to wielkości sił hamujących mogą być określone według wzorów:

$$\left.\begin{aligned} F_1 &= A r (\Phi + \Delta\Phi)^2 b ; \\ F_2 = F_4 &= A r \Phi^2 b ; \\ F_3 &= A r (\Phi - \Delta\Phi)^2 b . \end{aligned}\right\} \qquad /186/$$

Suma rzutów tych sił na oś x /rys.52/ nie będzie równa zeru, gdyż powstanie pewna siła sumaryczna, która przesunie czaszę giroskopu w prawo, czyli powtórzy się sytuacja przedstawiona na rys. 52 i czasza giroskopu zacznie się podnosić do góry.



Rys. 53.

Jak tylko środek czaszy zacznie się przesuwać względem systemu magnetycznego, to wielkości sił F_1 i F_3 , ulegać będą zmianie, a siły F_2 i F_4 zaczną się przekrę-

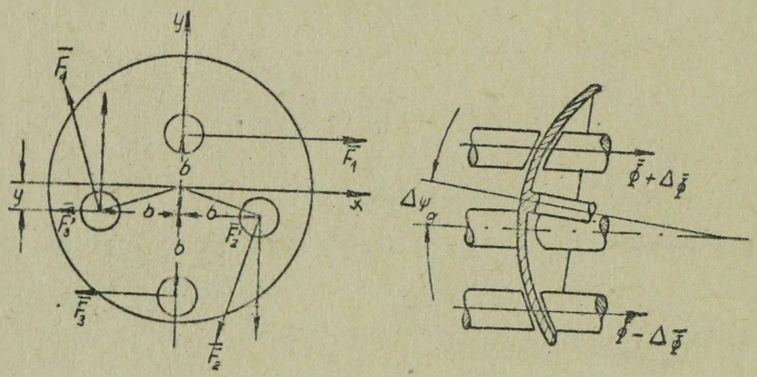
---

x/ Zakładamy, że samolot myśliwski leci prostolinijnie, czyli nie ma prędkości kątowej.

oać /rys. 54/. Wielkości sił będą określane wzorami:

$$\left.\begin{aligned} F_1 &= A r \left(\bar{\phi} + \Delta_{\bar{\phi}}\right)^2 (b - y); \\ F_2' = F_4' &= A r \bar{\phi}^2 y; \\ F_3 &= A r \left(\bar{\phi} - \Delta_{\bar{\phi}}\right)^2 (b + y). \end{aligned}\right\} \qquad /187/$$

Wielkości rzutu sił F_2 i F_4 na oś x określa się tak samo, jak i w wypadku wypracowania kąta wyprzedzenia /patrz wyprowadzenie wzoru /170/ /.



Rys. 54.

Giroskop precesować będzie do tych pór, póki suma rzutów sił na oś x nie stanie się zerem:

$$F_1 - 2F_2' - F_3 = 0. \qquad /188/$$

Powrót giroskopu spowoduje powrót linii wizowania.

Wykorzystując wzory /187/, /188/ i po wykonaniu wyprowadzenia, analogicznego do tego, jakie było wykonane dla cewki zasadniczej można pokazać, że w tym celu by linia wizowania przesunęła się o kąt $\Delta\psi_c$, prąd w cewkach dodatkowych powinien być równy:

$$i_\alpha = k_4 \frac{\Delta\psi_c}{\sqrt{T_{obl}}}. \qquad /189/$$

Jeżeli linię wizowania trzeba przesunąć nie tylko w płaszczyźnie symetrii, lecz i w płaszczyźnie skrzydła samolotu, to prąd należy podać jednocześnie do cewek dodatkowych, umieszczonych w płaszczyźnie symetrii i w płaszczyźnie skrzydła samolotu. Przy prędkości kątowej

samolotu, różniącej się od zera, giroskop jednocześnie przesuwa się o kąt wyprzedzenia i o kąty dodatkowe.

Wielkość kątów dodatkowych, o które należy odchylić linię wizowania, określa się wzorami /158/ i /159/:

$$\Delta\psi_{\Sigma s} = (a' - mp\omega_{br_s})T^*_{obl} + b' + A\alpha c_n ; \qquad /158/$$

$$\Delta\psi_{\Sigma p} = -(F + mp)\omega_{br_p} T^*_{obl} . \qquad /159/$$

We wzorze /158/ ostatnie dwa składniki wypracowuje się nie za pomocą giroskopu, lecz kosztem przekręcenia zwierciadła półprzezroczystego 5 /rys.42/. W tym celu giroskop powinien przesunąć linię wizowania w płaszczyźnie symetrii samolotu nie o kąt $\Delta\psi_{\Sigma s}$, określany wzorem /158/, lecz o kąt $\Delta\psi_{\Sigma sg}$, równy

$$\Delta\psi_{\Sigma sg} = (a' - mp\omega_{br})T^*_{obl} . \qquad /190/$$

Podstawiając do wzoru /189/ kolejno wartości $\Delta\psi_{\Sigma sg}$ ze wzoru /190/ i $\Delta\psi_{\Sigma p}$ ze wzoru /159/, otrzymamy odpowiednie wzory dla prądów w cewkach dodatkowych, umieszczonych w płaszczyźnie symetrii i w płaszczyźnie skrzydła samolotu:

$$i_{ds} = k_4 (a' - mp\omega_{br_s})\sqrt{T^*_{obl}} ; \qquad /191/$$

$$i_{dp} = -k_4 (F + mp)\omega_{br_p}\sqrt{T^*_{obl}} . \qquad /192/$$

Wtedy te wypracowuje się za pomocą specjalnego giroskopu i podaje do cewek dodatkowych giroskopu zasadniczego – – giroskopu, odchylającego linię wizowania.

§ 12. WZORY DLA POPRAWEK W CELOWNIKACH Z PUNKTEM WYPRZEDZENIA

1. WZORY TEORETYCZNE CELOWNIKA Z PUNKTEM WYPRZEDZENIA. Rozpatrzone powyżej celowniki z giroskopami o trzech stopniach swobody są, w zasadzie, celownikami optycznymi z zależnym kierowaniem linii wizowania /z ruchomą siatką celowniczą/. Pilot /strzelec/ w polu widzenia takich celowników widzi dwa poruszające się punkty, cel i punkt środkowy siatki celownika. Powinien on stale

pokrywać te dwa punkty w ciągu pewnego czasu przed strzelaniem /śledzenie wstępne 1 - 3 sek./ i przy strzelaniu serią. To niezbędne jest po to, aby za pomocą celownika zmierzona była prędkość kątowa linii położenia celu i wypracowane poprawki.

Jeśli na samolocie myśliwskim zamontowany jest radiolokator, to śledzenie celu drogą wykonywania manewru całym samolotem nie jest obowiązkowe. Śledzenie celu może być wykonywane przez stację radiolokacyjną, przy czym może ona wykonywać je nie zależnie od manewru samolotu myśliwskiego. W tym wypadku, powstaje możliwość obliczenia wszystkich poprawek kątowych nie zależnie od manewru samolotu i podanie na ekran stacji radiolokacyjnej nie obrazu celu, lecz obrazu tego punktu przestrzeni,w który należy skierować broń, gdy zadanie celowania było rozwiązane, tj. aby pocisk trafił w cel. Wobec tego, zadaniem pilota będzie pokrycie znacznika ruchomego /obrazu punktu wyprzedzenia/ ze środkiem ekranu, przy czym wstępne śledzenie nie jest obowiązkowe. Takie celowniki nazywają się celownikami z punktem wyprzedzenia.

W celownikach z punktem wyprzedzenia zamiast sumarycznej poprawki kątowej wypracowuje się składowe wektora $\bar{N}$, które nazywamy błędem pokrycia. Ten wektor określa się według wzoru

$$\bar{N} = \bar{v}^{\circ}_{01_T} - \bar{v}^{\circ}_{01} \qquad /193/$$

gdzie: $\bar{v}^{\circ}_{01_T}$ - wektor jednostkowy, który określa kierunek $\bar{v}_{01}$, potrzebny po to by pocisk trafił w cel;

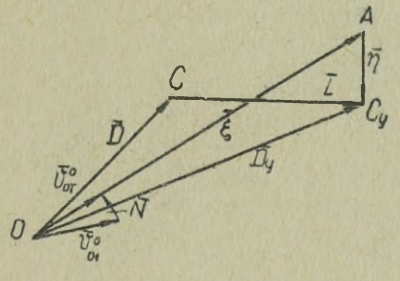
$\bar{v}^{\circ}_{01}$ - wektor jednostkowy, określający w danym momencie faktyczny kierunek wektora $\bar{v}_{01}$.

Wektor $\bar{v}^{\circ}_{01}$ może być określony według wzoru

$$\bar{v}^{\circ}_{01} = \frac{\bar{v}_0}{v_{01}} + \frac{\bar{v}_1}{v_{01}} \; . \qquad /194/$$

W procesie celowania, przy pokryciu obrazu punktu /rys.55/ ze środkiem ekranu, wektor $\bar{N}$ zamienia się w zero; ponieważ wektory $\bar{v}^{\circ}_{01_T}$ i $\bar{v}^{\circ}_{01}$ są wektorami jednostkowymi, to $\bar{N}$ będzie równe zeru, gdy jego składowe mają wartości

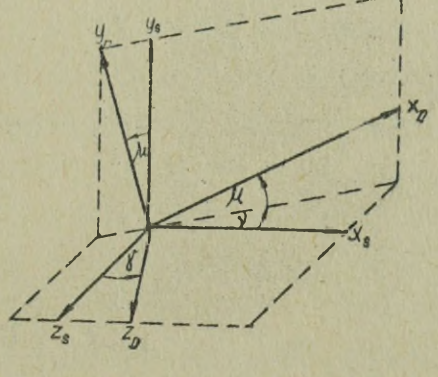
zerowe. Składowe te przedstawione są na ekranie stacji radiolokacyjnej w postaci składowych przesunięcia znacznika celowniczego osi środka ekranu. Przesunięcia są



Rys. 55.

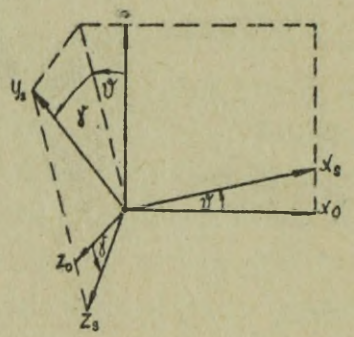
proporcjonalne do rzutów wektora $\bar{N}$ na płaszczyznę obrazową - płaszczyznę, prostopadłą do linii położenia celu.

Wygodniej jest rzuty wektora $\bar{N}$ określać w układzie współrzędnych, związanych z anteną stacji radiolokacyjnej. W przestrzeni układ ten $/x_D ; y_D ; z_D /$ orientowany jest w taki sposób, że jego oś x_D pokrywa się z osią strefy równosygnałowej stacji radiolokacyjnej. Położenie układu $x_D ; y_D ; z_D$ względem układu współrzędnych $x_s y_s z_s$, związanego z samolotem, wynika z rys.56. Położenie samolotu w powietrzu określa się kątami przechyłu



Rys. 56.

γ i wychylenia wzdłużnego ϑ /rys.57/. Układ współrzędnych, związany z powietrzem, oznacza się zazwyczaj $x_o y_o z_o$ i nazywa bezwzględnym układem współrzędnych.



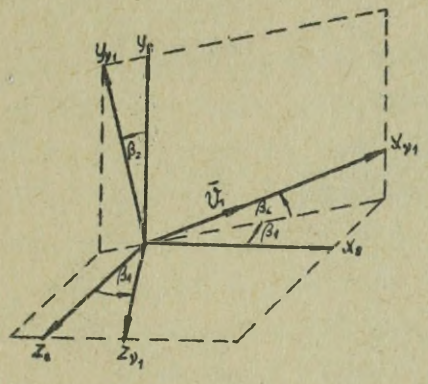
Rys. 57.

Dla uwzględnienia ślizgu należy znać składowe kąta ślizgu β_1 i β_2. W danym wypadku, posługiwanie się rozkładem kąta β, podanym na rys. 18 jest niewygodne. W tym celu zostanie dokonane rozłożenie kąta β na składowe, w sposób przedstawiony na rys.58.

Wzory dla rzutów wektora $\bar{N}$ na osie y_D i z_D posiadają postać:

$$N_{yD} = \frac{D}{v'_{śr}}\omega_{zD} + \frac{v_o}{v_{01}}\cos\nu\cos\mu + v_1\left(\frac{1}{v'_{śr}} - \frac{1}{v_{01}}\right)\cdot$$
$$\cdot\left(-\cos\nu\sin\mu\cos\beta_1\cos\beta_2 + \cos\mu\sin\beta_2 -\right.$$
$$\left. - \sin\nu\sin\mu\sin\beta_1\cos\beta_2\right) + \frac{\eta}{\xi}\cdot$$
$$\cdot\left(-\sin\vartheta\cos\nu\sin\mu + \cos\vartheta\cos\gamma\cos\mu -\right.$$
$$\left. - \cos\vartheta\sin\gamma\sin\nu\sin\mu\right); \qquad /195/$$

$$N_{zD} = -\frac{D}{v'_{śr}}\omega_{yD} - \frac{v_o}{v_{01}}\sin\nu + v_1\left(\frac{1}{v'_{śr}} - \frac{1}{v_{01}}\right)\cdot$$
$$\cdot\left(\sin\nu\cos\beta_1\cos\beta_2 - \cos\nu\sin\beta_1\cos\beta_2\right) +$$
$$+ \frac{\eta}{\xi}\left(\sin\nu\sin\vartheta - \cos\nu\sin\gamma\cos\vartheta\right). \qquad /196/$$



Rys. 58.

Wzory /195/ i /196/ są dokładnymi wzorami teoretycznymi dla określenia składowych błędu pokrycia. Jedyne przybliżenie, dokonane przy wyprowadzeniu tych wzorów, to przybliżenie o równości $\xi = D$, które nie może wywrzeć istotnego wpływu na ich dokładność, gdyż kąt między tymi wektorami /kąt celowania/ nie przekracza $2 - 3^{\circ}$ /$\cos 2^{\circ} = 0{,}9994$/.

Ponieważ do wzorów /195/ i /196/ wchodzą składowe prędkości kątowej ω_{zD} i ω_{yD}, to do pomiaru ich może być wykorzystany giroskop o dwóch stopniach swobody.

Dla określenia składowych błędu pokrycia według wzorów /195/ i /196/ potrzebna jest znajomość następujących wielkości:

$$D;\ \dot{D};\ v_1;\ H;\ \beta_1;\ \beta_2;\ v_0;\ \mu;\ \vartheta;\ \vartheta;\ \gamma.$$

2. PRZYKŁAD PRZEKSZTAŁCENIA WZORÓW TEORETYCZNYCH W ROBOCZE DLA CELOWNIKÓW Z GIROSKOPAMI O DWÓCH STOPNIACH SWOBODY. Wzory /195/ i /196/ dają dokładne wartości składowych błędu pokrycia. Jednak wylicznik, pracujący bezpośrednio według tych wzorów, byłby nadzwyczaj skomplikowany i o dużych gabarytach. Dlatego wymienione wzory należy uprościć z uwzględnieniem realnych zakresów oddzielnych wielkości, które wchodzą w skład tych wzorów.

Ponieważ składowe kąta ślizgu β_1 i β_2 są małe, to można przyjąć:

$$\sin\beta_1 = \beta_1; \quad \sin\beta_2 = \beta_2; \quad \cos\beta_1 = \cos\beta_2 = 1. \qquad /197/$$

Strzelanie dokładne możliwe jest tylko przy małych wartościach błędu pokrycia, dlatego nie ma sensu dążyć do dużych dokładności w obliczeniu N_y i N_z, gdy ich wartości są duże i naodwrót, w miarę zbliżania N_y i N_z do zera dokładność ich obliczania powinna się zwiększać. Jeśli uwzględnić te warunki, a także fakt, że przy pokryciu wektorów $\bar{v}^0_{01_T}$ i $\bar{v}^0_{01}$ kąt pomiędzy kierunkiem na cel i osią samolotu rzadko przekracza 20^0, to można przyjąć:

$$\cos\mu = \cos\vartheta = \cos\mu\cos\vartheta = c_1 = \text{const}. \qquad /198/$$

Przyjmując przybliżenia /197/ i /198/ oraz nie biorąc pod uwagę iloczynów małych kątów w porównaniu z samymi kątami, to wzory /195/ i /196/ można sprowadzić do postaci:

$$N_{yD} = \frac{D}{v'_{śr}}\omega_{zD} + c_1\left(1 - \frac{v_1}{v'_{śr}}\right)\sin\mu + c_1\beta_2 \cdot$$

$$\cdot \frac{v_1}{v_{01}}\left(\frac{v_{01}}{v'_{śr}} - 1\right) + c_1\alpha_0\cos\vartheta\cos\gamma. \qquad /199/$$

$$N_{zD} = -\frac{D}{v'_{śr}}\omega_{yD} - \left(1 - \frac{v_1}{v'_{śr}}\sin\vartheta - c_1\beta_1 \cdot\right.$$

$$\cdot \frac{v_1}{v_{01}}\left(\frac{v_{01}}{v'_{śr}} - 1\right) + c_1\alpha_0\cos\vartheta\sin\gamma. \qquad /200/$$

Przesunięcie znacznika N_{1yD} i N_{1zD} na ekranie celowniczym stacji radiolokacyjnej przyjmuje się jako proporcjonalne do wielkości N_{yD} i N_{zD}:

$$N_{1yD} = \frac{N_{yD}}{1 - \frac{v_1}{v'_{śr}}}; \qquad /201/$$

$$N_{1zD} = \frac{N_{zD}}{1 - \frac{v_1}{v'_{śr}}}. \qquad /202/$$

Podstawiając do wzorów /201/ i /202/ wartości N_{yD} i N_{zD} ze wzorów /199/ i /200/, otrzymamy:

$$N_{1yD} = \omega_{zD} \frac{D}{v'_{śr} - v_1} + c_1 \sin\mu - c_1\beta_2 \frac{v_1}{v_{01}} \cdot$$

$$\cdot \frac{v'_{śr} - v_{01}}{v'_{śr} - v_1} + c_1 \alpha_0 \frac{v'_{śr}}{v'_{śr} - v_1} \cos\vartheta \cos\gamma ; \qquad /203/$$

$$N_{1zD} = -\omega_{yD} \frac{D}{v'_{śr} - v_1} - \sin\vartheta + c_1\beta_1 \frac{v_1}{v_{01}} \cdot$$

$$\cdot \frac{v'_{śr} - v_{01}}{v'_{śr} - v_1} - c_1 \alpha_0 \frac{v'_{śr}}{v'_{śr} - v_1} \cos\vartheta \sin\gamma . \qquad /204/$$

Zgodnie z przyjętym w § 7 oznaczeniem

$$\frac{D}{v'_{śr} - v_1} = T_{obl} \qquad /56/$$

wprowadzimy również następujące oznaczenia

$$\frac{v_1}{v_{01}} \frac{v'_{śr} - v_{01}}{v'_{śr} - v_1} = A ; \qquad /205/$$

$$\alpha_0 \frac{v'_{śr}}{v'_{śr} - v_1} = \alpha^* . \qquad /206/$$

Po uwzględnieniu powyższych oznaczeń wzory /203/ i /204/ przyjmą postać:

$$N_{1yD} = \omega_{zD} T_{obl} + c_1 \sin\mu - c_1 A\beta_2 + \alpha^* c_1 \cos\vartheta \cos\gamma ; \qquad /207/$$

$$N_{1zD} = -\omega_{yD} T_{obl} - \sin\vartheta + c_1 A\beta_1 - \alpha^* c_1 \cos\vartheta \sin\gamma . \qquad /208/$$

Do wzorów /207/ i /208/ wchodzą nie wygładzone składowe kąta wyprzedzenia $\omega_{zD} T_{obl}$ i $\omega_{yD} T_{obl}$. W § 8 podane było, że wykorzystanie dla określenia kąta wyprzedzenie wzoru typu

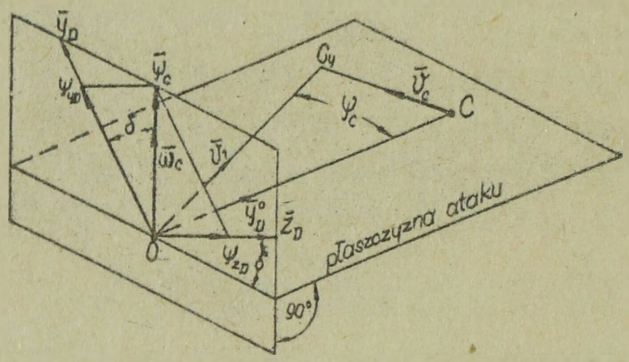
$$\psi = \omega_c T_{obl} \qquad /57/$$

może doprowadzić do poważnych błędów.

Składniki $\omega_{zD} T_{obl}$ i $\omega_{yD} T_{obl}$ są rzutami wektora $\vec{\omega}_c T_{obl}$ na osie y_D i z_D . W § 8 było również podane, że wygładzenie wielkości ω_{wr} , którą należy zamienić ω_c można dokonać, wykorzystując wzór

$$\psi_c + \tau\dot{\psi}_c = \omega_{wr} T^*_{obl} . \qquad /209/$$

Wzór /209/ przeznaczony jest do wygładzenia kąta wyprzedzenia, wypracowywanego bezpośrednio w płaszczyźnie ataku. Dla wygładzenia składowych kąta wyprzedzenia, wzór ten należy przekształcić.



Rys. 59.

Na rys. 59 podany jest schemat celowania w takich warunkach, że wszystkie poprawki oprócz kąta wyprzedzenia równe są zeru. Kąt ψ_c przedstawiony jest wektorem, kolinearnym z wektorem $\bar{\omega}_c$ i prostopadłym do płaszczyzny ataku. Takie przedstawienie kątów jest dopuszczalne w tych granicach, w których można posługiwać się założeniem, że $\sin\alpha \approx \alpha$.

Z rys. 59 wynika, że

$$\psi_{zD} = \psi_c \sin\delta ; \qquad /210/$$

$$\psi_{yD} = \psi_c \cos\delta , \qquad /211/$$

gdzie: δ - kąt między osią z_D i płaszczyzną ataku.

Mnożąc wyrażenie /209/ przez $\sin\delta$, otrzymamy

$$\psi_c \sin\delta + \tau\dot{\psi}\sin\delta = \omega_w \sin\delta\, T^*_{obl} .$$

Uwzględniając wzór /210/, otrzymamy

$$\psi_{zD} + \tau\dot{\psi}_c \sin\delta = \omega_{zD} T^*_{obl} . \qquad /212/$$

Różniczkując wzór /210/ w stosunku do czasu, otrzymamy

$$\dot{\psi}_{zD} = \dot{\psi}_c \sin\delta + \psi_c \cos\delta\,\dot{\delta} .$$

Po uwzględnieniu wzoru /211/ równanie to można sprowadzić do postaci

$$\dot{\psi}_c \sin\delta = \dot{\psi}_{zD} - \psi_{yD}\dot{\delta}. \qquad /213/$$

W dalszym ciągu, z rys. 59 wynika, że

$$\dot{\delta} = -\omega_{xD}. \qquad /214/$$

Po podstawieniu wyrażenia /214/ do /213/, otrzymamy

$$\dot{\psi}_c \sin\delta = \dot{\psi}_{zD} + \psi_{yD}\omega_{xD}. \qquad /215/$$

Podstawiają wyrażenie /215/ do /212/, otrzymamy ostateczny wzór dla wygładzonej wartości $\omega_{zD}T^*_{obl}$:

$$\psi_{zD} + \tau\dot{\psi}_{zD} = \omega_{zD}T^*_{obl} - \tau\psi_{yD}\omega_{xD}. \qquad /216/$$

Zgodnie z analogią, dla ψ_{yD} otrzymamy

$$\psi_{yD} + \tau\dot{\psi}_{yD} = \omega_{yD}T^*_{obl} - \tau\psi_{zD}\omega_{xD}. \qquad /217/$$

Dla wygładzenia, składniki $\omega_{zD}T_{obl}$ i $\omega_{yD}T_{obl}$ we wzorach /207/ i /208/ powinny być zamienione kątami ψ_{zD} i ψ_{yD}, określonymi według wzorów /216/ i /217/, przy tym wzory /207/ i /208/ przyjmą postać:

$$N_{1yD} = c_1 \sin\mu + \psi_{zD} - c_1 A\beta_2 + \alpha^* c_1 \cos\vartheta\cos\gamma; \qquad /218/$$

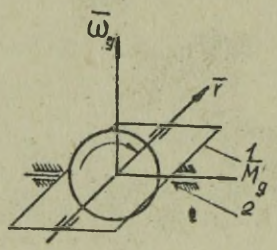
$$N_{1zD} = -\sin\vartheta - \psi_{yD} + c_1 A\beta_1 - \alpha^* c_1 \cos\vartheta\sin\gamma. \qquad /219/$$

§ 13. ZASTOSOWANIE GIROSKOPÓW O DWÓCH STOPNIACH SWOBODY DLA POMIARU SKŁADOWYCH PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ

1. ZASADA WYKORZYSTANIA I KONSTRUKCJA GIROSKOPÓW O DWÓCH STOPNIACH SWOBODY DLA POMIARU SKŁADOWYCH PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ. Jak wynika ze wzorów /216/ i /217/ dla obliczenia składowych kąta wyprzedzenia ψ_{yD} i ψ_{zD}, należy dokonywać pomiaru składowych prędkości kątowej ω_{yD} i ω_{zD}. W tym celu szeroko stosuje się giroskopy o dwóch stopniach swobody.

Podstawową różnicą giroskopu o dwóch stopniach swobody od giroskopu o trzech stopniach swobody jest to, że łożyska ramki wewnętrznej giroskopu umocowuje się bezpo-

średnio w jego korpusie. Na rys. 60 ramka wewnętrzna giroskopu oznaczona jest cyfrą 1, korpus giroskopu przedstawiony kreskami 2. Zasada działania giroskopu zrozumiana jest z rys. 60.

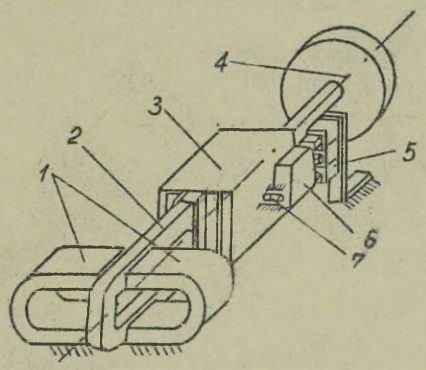


Rys. 60.

Jeśli korpus giroskopu obracać z pewną prędkością kątową ω_g wokół osi, prostopadłej do osi wirnika giroskopu i osi ramki, to zgodnie z prawem precesji powstanie moment giroskopowy M_g, który dąży do pokrycia wektora momentu kinetycznego $\bar{C}\bar{r}$ z wektorem ω_g. Po zmierzeniu wielkości tego momentu, prędkość kątowa ω_g może być określona według wzoru:

$$\omega_g = \frac{M_g}{Cr} \qquad /220/$$

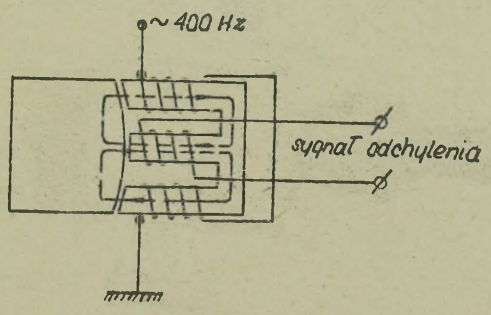
Schemat konstrukcji giroskopu o dwóch stopniach swobody przedstawiony jest na rys. 61. Ramką wewnętrzną giroskopu jest korpus silnika elektrycznego 3, na którego osi umocowuje się wirnik giroskopu 4. Korpus silnika posiada półosie 7, których łożyska umocowane są w korpusie giroskopu. Do korpusu silnika elektrycznego od strony, przeciwległej do wirnika, umocowuje się specjalną cewkę - - solenoid momentu prostującego /wyrównawczego/ 2, którego część umieszczona jest w szczelinie między dwoma stałymi magnesami 1. Magnesy umocowuje się na korpusie giroskopu. Na korpusie silnika umocowana jest kotwica dajnika indukcyjnego 6. Stojan dajnika indukcyjnego 5 połączony jest z korpusem giroskopu.



Rys. 61.

Stojan dajnika indukcyjnego składa się z naboru płytek w kształcie troistym, na które nawinięte są trzy cewki /rys. 62/. Cewki, osadzone są na biegunach zewnętrznych i nawinięte w różne strony oraz połączone szeregowo i zasilane prądem zmiennym o częstotliwości 400 Hz. Na biegunie środkowym nawinięta jest cewka sygnałowa, z której napięcie /sygnał odchylenia/ podaje się na wejście wzmacniacza.

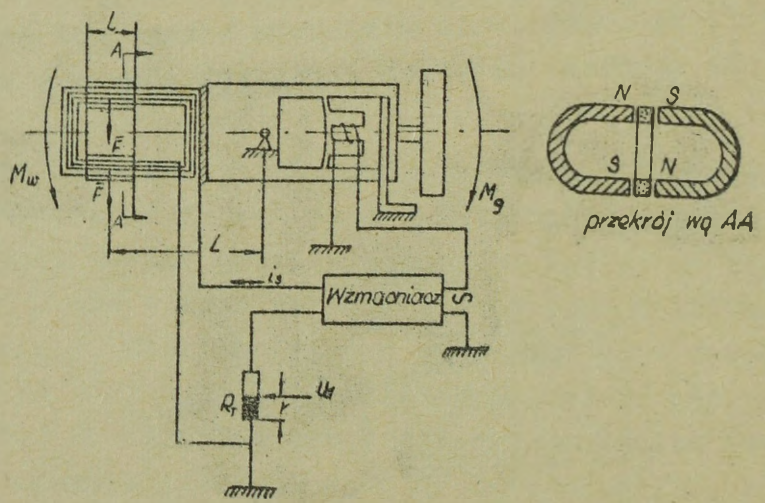
Jeśli kąt odchylenia giroskopu równy jest zeru, to strumienie magnetyczne cewek skrajnych zamykane są przez



Rys. 62.

kotwicę dajnika indukcyjnego i równe w amplitudzie /ze względu na symetrię systemu magnetycznego/ oraz przeciwne w fazie /ponieważ cewki skrajne nawinięte są w różne strony/. Wobec tego, sumaryczny strumień magnetyczny, przechodzący przez biegun środkowy, równy jest zeru i napięcie na cewce sygnałowej /sygnał odchylenia/ również równe zeru.

Jeżeli pod działaniem momentu giroskopowego ramka wewnętrzna giroskopu /korpus silnika/ przesunie się o pewien kąt, to umocowana do niej kotwica dajnika indukcyjnego przesunie się względem stojana. Symetria systemu magnetycznego zostanie naruszona. Doprowadzi to do zmniejszenia amplitudy jednego strumienia magnetycznego i do zwiększenia amplitudy drugiego. Sumaryczny strumień magnetyczny w biegunie środkowym nie będzie równy zeru i w cewce sygnałowej zacznie się indukować napięcie, którego fazę określa się kierunkiem, a amplitudę - kątem przekręcenia.



Rys. 63.

Sygnał odchylenia idzie na wejście wzmacniacza /rys.63/, gdzie wzmacnia się i przekształca w sygnał prądu stałego - faza przekształca się w znak stałego napięcia, a amplituda - w wielkość tego napięcia. Prąd stały z wyjścia wzmacniacza idzie do solenoidu momentu prostującego.

Część solenoidu, jak podane było powyżej , umieszczony jest między biegunami magnesów stałych. Wiadomo, że gdy wewnątrz strumienia magnetycznego znajduje się przewodnik o długości l , po którym płynie prąd o natężeniu i , to na przewodnik działać będzie siła F_1 określona wzorem:

$$F_1 = Bil \,. \qquad /221/$$

Ponieważ w solenoidzie nie jest jeden przewód, lecz N , to siła, działająca na solenoid, będzie równa:

$$F = NBli_s \,. \qquad /222/$$

Takich sił jest dwie, dlatego, że strumienie magnetyczne przenikają solenoid w dwóch miejscach. Oznaczając odległość od punktu przyłożenia wypadkowych F do punktu zawieszenia ramki giroskopu L , otrzymamy wzór dla momentu prostującego:

$$M_p = 2LF \qquad /223/$$

lub

$$M_p = 2LNBli_s \,. \qquad /224/$$

Jeśli obracać giroskop wokół osi pomiarowej /osi, prostopadłej do wirnika giroskopu i osi obrotu ramki wewnętrznej/, to w początkowym momencie /póki kąt przekręcenia ramki równy zeru/ działać będzie na giroskop tylko moment giroskopowy M_g , równy:

$$M_g = Cr\omega_g \,. \qquad /225/$$

Pod działaniem tego momentu giroskop zacznie precesować, przesuwając ramkę. Z dajnika indukcyjnego na wejście wzmacniacza podany będzie sygnał, który na wyjściu wzmacniacza wywoła prąd i_s . Ten prąd przepływając przez solenoid momentu prostującego, stworzy moment prostujący, którego kierunek będzie przeciwny do kierunku momentu giroskopowego, a wielkość jego określa się wzorem /224/.

W miarę wzrostu kąta odchylenia ramki giroskopu wzrasta moment prostujący i przy pewnej wartości tego kąta stanie się równym momentowi giroskopowemu:

$$M_p = M_g \,. \qquad /226/$$

Porównując prawe części wzorów /224/ i /225/, otrzymamy

$$2LNBli_s = Cr\,\omega_g \qquad /227/$$

skąd

$$i_s = \frac{Cr}{2LNBl}\,\omega_g \,. \qquad /228/$$

Oznaczając stałe wielkości

$$k_{sk} = \frac{Cr}{2LNBl}\,, \qquad /229/$$

otrzymamy

$$i_s = k_{sk}\,\omega_g \,. \qquad /230/$$

Wielkość k_{sk} nazywa się współczynnikiem skuteczności. W istniejących, w obecnym czasie, giroskopach ŻR-2A współczynnik ten przyjęto jako równy 1 miliamper . sek/ /stopień, czyli prąd w solenoidzie momentu prostującego, wyrażony jest w miliamperach, równy liczbowo prędkości kątowej wyrażonej w stopniach na sekundę.

Maksymalny kąt przekręcenia ramki giroskopu nie przekracza $1\text{–}2^{\circ}$, dlatego można przyjmować, że oś wirnika giroskopu stale pokrywa się z osią korpusu giroskopu. Jeśli zamontować w systemie wizyjnym dwa giroskopy w ten sposób, aby oś pomiarowa jednego giroskopu pokrywała się z osią y_D , a oś pomiarowa drugiego giroskopu – – z osią z_D , to otrzymamy prądy w solenoidach momentów prostujących, proporcjonalne do ω_{yD} i ω_{zD} .

2. WYKORZYSTANIE GIROSKOPÓW O DWÓCH STOPNIACH SWOBODY DLA OKREŚLENIA SKŁADOWYCH KĄTA WYPRZEDZENIA. Dla określenia składowych kąta wyprzedzenia w obwód solenoida momentu prostującego włącza się potencjometr R_T /rys.63/.

Potencjometr R_T jest liniowy, suwak jego przesuwa się proporcjonalnie do czasu obliczeniowego, dlatego

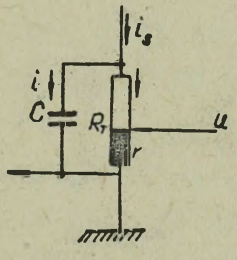
wielkość oporu wprowadzonej części potencjometra r /na rys.63 część zaczerniona/ określa się wzorem:

$$r = k_r T_{obl} . \qquad /231/$$

Wobec tego, napięcie na suwaku potencjometra u_1 po uwzględnieniu wzorów /230/ i /231/ określa się wzorem:

$$u_1 = k_{sk} k_r \omega_g T_{obl} , \qquad /232/$$

czyli napięcie na suwaku proporcjonalne jest do nie wygładzonej wartości składowej kąta wyprzedzenia.



Rys. 64

Dla wygładzenia, w takich schematach, wykorzystuje się filtry. Jako prosty filtr może być kondensator C, włączony równolegle do potencjometra R_T /rys.64/. W tym wypadku

$$i_s = i + i_R . \qquad /233/$$

Ze schematu /rys. 64/ wynika

$$\frac{1}{C}\int i\,dt = i_R R_T ; \qquad /234/$$

$$\frac{1}{C} i = R_T \frac{di_R}{dt} , \qquad /235/$$

skąd

$$i = cR \frac{di_R}{dt} . \qquad /236/$$

Podstawiając wzór /236/ do wzoru /233/, otrzymamy

$$i_R + cR_T \frac{di_R}{dt} = i_s . \qquad /237/$$

Z tego samego schematu na rys. 64 wynika, że

$$i_R r = u_1 , \qquad /238/$$

skąd

$$i_R = \frac{1}{r} u_1 ;$$

$$\frac{di_R}{dt} = \frac{1}{r}\,\frac{du_1}{dt}\,. \qquad /239/$$

Podstawiając wzór /239/ do wzoru /237/, otrzymamy

$$\frac{1}{r}u_1 + cR_T\,\frac{1}{r}\,\frac{du_1}{dt} = i_s \qquad /240/$$

lub

$$u_1 + cR_T\,\frac{du_1}{dt} = r\,i_s\,.$$

Ponieważ proporcjonalne jest do składowej kąta wyprzedzenia /232/, to po uwzględnieniu wzorów /230/ i /231/, otrzymamy:

$$\psi + \frac{cR_T}{k_{sk}\,k_r}\,\dot{\psi} = \omega_g T_{obl}\,. \qquad /241/$$

Porównamy wzór /241/, na przykład, ze wzorem /216/. Z porównania wzorów wynika, że jeśli

$$\frac{cR_T}{k_{sk}\,k_r} = \tau\,,$$

to taki schemat zapewnia wygładzenie składowej kąta wyprzedzenia pod warunkiem, że $\omega_{xD} = 0$. Dla uwzględnienia ω_{xD} potrzebny jest specjalny układ, który wypracowuje składnik $\tau\,\psi_{yD}\,\omega_{xD}$. Następnie składnik ten sumuje się z pozostałymi.

W niektórych współczesnych celownikach nie bierze się pod uwagę ω_{xD}. W tym wypadku odpada konieczność pomiaru ω_{xD}, schemat celownika upraszcza się, jednak taki celownik rozwiązuje dokładnie zadanie celowania tylko podczas prostolinijnego lotu samolotu myśliwskiego.

§ 14. POJĘCIE O STRZELANIU TOWARZYSZĄCYM I ZAPOROWYM

WZORY ROBOCZE DLA OKREŚLENIA CZASU OBLICZENIOWEGO

1. POJĘCIE O STRZELANIU TOWARZYSZĄCYM I ZAPOROWYM. W poprzednich paragrafach rozpatrzyliśmy dwa zasadnicze typy celowników samolotów myśliwskich – celownik z zależnym kierowaniem linii wizowania /celownik z siatką ruchomą/ i celownik z punktem wyprzedzenia.

W celownikach z siatką ruchomą giroskop, który dokonuje pomiaru prędkości kątowej linii położenia celu, montuje się na samolocie. Dlatego też by giroskop mógłby zmie-

rzyć prędkość kątową linii położenia celu, należy w ciągu pewnego czasu pokrywać linię wizowania z celem, kosztem manewru samolotu. Pokrycie to powinno rozpoczynać się nie później jak 2-3 sek. przed rozpoczęciem serii i trwać do końca strzelania. Śledzenie celu linią wizowania nazywa się synchronizacją. Celownik po upływie 2-3 sek. od rozpoczęcia synchronizacji wypracowuje poprawki sumaryczne i kierunek wektora bezwzględnej prędkości początkowej $\bar{v}_{01}^{\circ}$ faktycznie pokrywa się z teoretycznym $\bar{v}_{01_T}^{\circ}$, czyli zapewnia trafienie pocisków w cel.

Taki rodzaj strzelania, w którym w ciągu większego lub mniejszego odstępu czasu faktyczne zorientowanie osi obroni z możliwie dużą dokładnością pokrywa się z potrzebnym, nazywamy strzelaniem towarzyszącym.

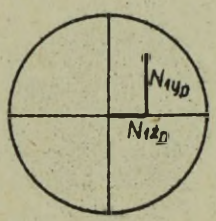
Zaletą strzelania towarzyszącego jest to, że teoretycznie wszystkie wystrzelone pociski powinny trafić w cel. W praktyce nie następuje to, ze względu na istnienie rozrzutu. Jednak w tych wypadkach kiedy strzelanie towarzyszące jest możliwe, to zapewnia ono największą skuteczność.

Cechą ujemną strzelania towarzyszącego jest konieczność wstępnej synchronizacji ruchu linii wizowania z ruchem linii położenia celu w ciągu 2-3 sek. przed rozpoczęciem i w czasie trwania strzelania. W tym czasie samolot myśliwski zmuszony jest poruszać się po w pełni określonej krzywej, zwaną krzywą ataku. Podczas ruchu po krzywej ataku samolot myśliwski i pilot poddani są oddziaływaniu dużych przeciążeń. W związku z tym strefa, w której możliwe jest prowadzenie strzelania towarzyszącego, w warunkach współczesnych, nie będzie dużą - - w przybliżeniu do sylwetek celu 1/4 - 2/4 podczas ataku z tylnej półsfery.

W celownikach z punktem wyprzedzenia określanie prędkości kątowej linii położenia celu sprowadza się do określenia prędkości kątowej obrotu osi strefy równosygnałowej samolotowej stacji radiolokacyjnej. Wobec tego,

pomiar prędkości kątowej linii wizowania, w danym wypadku, wykonuje się niezależnie od manewru samolotu myśliwskiego.

Odległość uchwycenia celu przez samolotową stację radiolokacyjną przekracza kilka razy maksymalną odległość strzelania skutecznego. Ze względu na to, celownik zdąży wypracować wektor $\bar{v}^{o}_{01T}$ oraz błędy pokrycia N_{1yD} i N_{1zD} do momentu otwarcia ognia. Błędy te przekazywane są na ekran celowniczy samolotowej stacji radiolokacyjnej w postaci odchylenia znacznika celowniczego od środka ekranu /rys.65/. W celu wykonania celowania za pomocą takiego celownika pilot powinien tak manewrować samolotem, aby znacznik celowniczy pokrył się ze środkiem ekranu.



Rys. 65.

Oczywiście, że przy pomocy celownika podobnego typu można prowadzić strzelanie towarzyszące, w tym celu należy utrzymywać znacznik celowniczy w środku ekranu w czasie prowadzenia ognia.

Jednak ten celownik nie wymaga od pilota wstępnego śledzenia celu. Nawet, gdy znacznik celowniczy, nie zatrzymując się przechodzi przez środek ekranu, to wystrzelony w tym momencie pocisk, powinien trafić w cel.

Strzelanie, w którym teoretyczny kierunek wektora $\bar{v}_{01}$ pokrywa się z faktycznym tylko w jednym momencie czasu, nazywamy strzelaniem zaporowym.

Celowanie podczas strzelania zaporowego sprowadza się do takiego manewru samolotu, w którym znacznik celowniczy przechodzi przez środek ekranu.

Zaletą strzelania zaporowego jest to, że w mniejszym stopniu ono ogranicza manewr samolotu myśliwskiego w walce powietrznej, aniżeli strzelanie towarzyszące. Strzelanie zaporowe może być wykonywane przy prostolinijnym locie samolotu myśliwskiego. Dlatego ataki z prowadzeniem strzelania zaporowego możliwe są z dowolnego kierunku.

Cechą ujemną strzelania zaporowego jest mała skuteczność w porównaniu ze strzelaniem towarzyszącym, gdyż podczas strzelania zaporowego teoretycznie w cel powinien trafić tylko jeden pocisk /jeżeli cel przyjmować jako punkt/. Jednak, gdy w szeregu wypadkach strzelanie towarzyszące nie jest możliwe, to strzelanie zaporowe okaże się jedynie możliwym rodzajem strzelania.

2. WZORY ROBOCZE DLA OKREŚLENIA CZASU OBLICZENIOWEGO PRZY STRZELANIU TOWARZYSZĄCYM. Dokładny wzór teoretyczny dla czasu obliczeniowego był wyprowadzony w § 7

$$T_{obl} = \frac{D}{v_{śr} - v_1} \quad . \qquad /56/$$

Następnie, w § 8 było podane, że w celownikach dla kompensacji błędu dynamicznego, stosuje się nie T_{obl} , lecz T^*_{obl} :

$$T^*_{obl} = \tilde{\alpha} T_{obl} \quad . \qquad /109/$$

gdzie

$$\tilde{\alpha} = \frac{1}{1 - x \frac{\psi}{\omega_c}} \quad . \qquad /110/$$

Przeważnie współczynnik $\tilde{\alpha}$ przyjmuje się jako stałą wartość średnią.

Ze wzorów /56/ i /109/ wynika, że

$$T^*_{obl} = \frac{\tilde{\alpha} D}{v_{śr} - v_1} \quad . \qquad /242/$$

Do tego wzoru wchodzi $v_{śr}$ - średnia prędkość lotu pocisku na odległość wyprzedzoną. Prędkość ta może być określona według wzoru

$$v_{śr} = v_{01} - k_{v_{śr}}(c_H D_y ; v_{01})\, c_H D_y . \qquad /243/$$

Po podstawieniu wzoru /243/ do wzoru /242/, otrzymamy

$$T^*_{obl} = \frac{\mathfrak{L} D}{v_{01} - k_{v_{śr}}(c_H D_y; v_{01}) c_H D_y - v_t} \quad /244/$$

Przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego, uzbrojonego w stanowisko nieruchome, można przyjmować, że $v_{01} = v_0 + v_1$. Po uwzględnieniu tego warunku wzór /244/ może być przekształcony i przyjmie postać:

$$T^*_{obl} = \frac{\mathfrak{L} D}{v_0 - k_{v_{śr}}(c_H D_y; v_{01}) c_H D_y} \quad /245/$$

Dla obliczenia T^*_{obl} według wzoru /245/ potrzebna jest znajomość D, D_y, H. Oprócz tego, do wzoru wchodzi funkcja tabelarna $k_{v_{śr}} / c_H D_y; v_{01} /$. Dokładne rozwiązanie wzoru /245/ w mechanizmach celownika jest utrudnione. Dlatego, podczas rozpracowywania konkretnych urządzeń obliczających uciekają się do różnych uproszczeń w zależności od zakresu warunków strzelania i w pierwszym rzędzie - od maksymalnej odległości strzelania.

Przy odległościach strzelania do 1500 m we wzorze /245/, przyjmuje się:

$$\left.\begin{aligned} k_{v_{śr}}(c_H D_y; v_{01}) &= k_{v_{śr}} = \text{const}; \\ D_y &= k_D \cdot D. \end{aligned}\right\} \quad /246/$$

Po uwzględnieniu tego przybliżenia, wzór /245/ przyjmie postać:

$$T^*_{obl} = \frac{\mathfrak{L} D}{v_0 - k_{v_{śr}} c_H D} \quad /247/$$

Ten wzór może być przekształcony:

$$T^*_{obl} = \frac{D}{\frac{v_0}{\mathfrak{L}} - \frac{k_{v_{śr}} k_D}{\mathfrak{L}} c_H D}.$$

Jeśli oznaczyć

$$a_1 = \frac{v_0}{\mathfrak{L}}; \qquad a_2 = \frac{k_{v_{śr}} k_D}{\mathfrak{L}},$$

to otrzymamy

$$T^*_{obl} = \frac{D}{a_1 - a_2 c_H D} \quad /248/$$

Dla określenia T^*_{obl} według tego wzoru należy dokonywać pomiaru D i H.

Stosunek $D_y = k_D D$ przy odległościach strzelania powyżej 1500 m nie zdaje egzaminu. Dlatego, przy strzelaniu z odległości 2000 m nie można wykorzystywać wzoru /248/. Przeważnie zamienia się go zależnością typu

$$T^*_{obl} = A + \varphi(D)\,\psi(H). \qquad /249/$$

Wielkość A i funkcje odległości i wysokości tak się dobiera aby w potrzebnym zakresie warunków strzelania wartości T^*_{obl}, obliczone według wzoru /249/, równały się wartościom, obliczonym według wzoru /248/ z dostatecznym stopniem dokładności.

Przy strzelaniu na duże odległości /powyżej 2000 m/ wzór /249/ nie nadaje się, ponieważ trudno dobrać wchodzące w jego skład funkcje empiryczne by zapewniały one dostateczną dokładność w całym zakresie warunków strzelania.

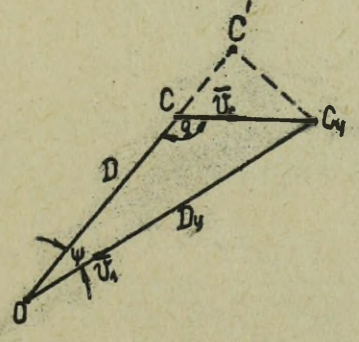
W tym wypadku, należy bardziej dokładnie przestrzegać zależności T^*_{obl} od warunków strzelania, a szczególnie od wielkości D_y.

Wiadomo, że

$$v'_{śr} = \frac{D_y}{T_y}.$$

Po podstawieniu wyrażenia prędkości średniej do wzoru wyjściowego dla T_{obl} /wzór /56/ /, otrzymamy

$$T_{obl} = \frac{DT_y}{D_y - v_1 T_y}. \qquad /250/$$



Rys. 66.

Z uproszczonego schematu celowania, podanego na rys. 66, wynika

$$D_y \cos\psi = D - v_c T_y \cos q. \qquad /251/$$

Iloczyn $v_c \cos q$ może być określony, jeśli znane są prędkość samolotu myśliwskiego i prędkość zbliżania. Z rys. 66 wynika, że

$$\dot{D} = -v_c \cos q - v_1 \cos\psi, \qquad /252/$$

skąd

$$v_c \cos q = -\dot{D} - v_1 \cos\psi.$$

W ostatnim wzorze, uwzględniając, że kąt ψ przeważnie jest mały /w celownikach typu ASP-5 nie przekracza 13^0/, to można przyjąć

$$\cos\psi = c_1 = \text{const}.$$

Po uwzględnieniu tego przybliżenia, otrzymamy

$$v_c \cos q = -\dot{D} - c_1 v_1. \qquad /253/$$

Podstawiając wzór /253/ do wzoru /251/ i dokonując zamiany $\cos\psi = c_1$, otrzymamy

$$c_1 D_y = D + (\dot{D} + c_1 v_1) T_y, \qquad /254/$$

skąd

$$D_y = \frac{1}{c_1} D + \frac{1}{c_1} (\dot{D} + c_1 v_1) T_y. \qquad /255/$$

Następnie podstawiając wzór /255/ do wzoru /250/, otrzymamy

$$T_{obl} = \frac{c_1 D T_y}{D + (\dot{D} + c_1 v_1) T_y - v_1 T_y},$$

lub

$$T_{obl} = \frac{c_1 D T_y}{D + \dot{D} T_y + (c_1 - 1) v_1 T_y}. \qquad /256/$$

W ostatnim wzorze można przyjąć $c_1 - 1 \approx 0$. W tym wypadku

$$T_{obl} = \frac{c_1 D T_y}{D + \dot{D} T_y}. \qquad /257/$$

We wzorze /257/ pozostaje niewiadomą wielkość czasu wyprzedzonego T_y. Dla określenia T_y wprowadza się jeszcze jeden wzór :

$$T_y = \frac{D_y}{v_{śr}(c_H D_y ; v_{01})}. \qquad /258/$$

W wyniku wspólnego rozwiązania równań /255/ i /258/ określa się T_y i z kolei podstawia do wzoru /257/.

Dla przekształcenia T_{obl} w T^*_{obl} trzeba wzór /257/ pomnożyć przez $\tilde{\alpha}$, tj.

$$T^*_{obl} = \frac{\tilde{\alpha}\, c_1 D T_y}{D + \dot{D} T_y} . \qquad /259/$$

3. WZORY ROBOCZE DLA OKREŚLENIA CZASU OBLICZENIOWEGO PRZY STRZELANIU ZAPOROWYM. W celownikach, przeznaczonych do prowadzenia strzelania zaporowego, przekształcenie T_{obl} w T^*_{obl} dokonuje się według wzoru

$$T^*_{obl} = T_{obl} + \Delta T_{obl} . \qquad /260/$$

Wartość ΔT_{obl} dobiera się w taki sposób, aby kąt wyprzedzenia przy dokładnym śledzeniu celu, obliczany według wzoru roboczego

$$\psi_c + \tau \dot{\psi}_c = \omega_w T^*_{obl} , \qquad /261/$$

był równy kątowi wyprzedzenia, obliczonego według dokładnego wzoru teoretycznego

$$\psi_c = \psi = \omega_c T_{obl} . \qquad /262/$$

Podstawiając do wzoru /261/ wzory /260/ i /262/, otrzymamy

$$\Delta T_{obl} = \tau \frac{\dot{\psi}}{\omega_c} = \tau \frac{1}{\omega_c} \frac{d}{dt}(\omega_c T_{obl}) . \qquad /263/$$

Wiadomo /patrz § 7/, że

$$\omega_c = \frac{v_c \sin q - v_1 \sin \psi}{D} ; \qquad /53/$$

$$T_{obl} = \frac{D}{v_{śr} - v_1} .$$

Przy prostolinijnym locie samolotu myśliwskiego i celu

$$\omega_c = \dot{q} . \qquad /264/$$

Kąt między osią samolotu myśliwskiego i linią położenia celu, w tym wypadku, będzie równy ψ tylko w jakimś to jednym momencie czasu. W ogólnych wypadkach ten kąt oznaczać będziemy przez φ.

Ze wzorów /263/ i /53/ wynika

$$\frac{d}{dt}(\omega_c T_{obl}) = \dot{T}_{obl} \omega_c - T_{obl} \left(\frac{v_c \cos q \dot{q} - v_1 \cos \varphi \dot{\varphi}}{D} - \frac{\dot{D}}{D} \omega_c \right) /265/$$

Ponieważ

$$\dot{D} = -v_c \cos q - v_1 \cos \varphi \qquad /266/$$

i uwzględniając wzór /264/, to można wzór /265/ sprowadzić do postaci

$$\frac{d}{dt}(\omega_c T_{obl}) = \dot{T}_{obl}\,\omega_c - T_{obl}\,\omega_c \left[\frac{2\dot{D}}{D} + \frac{v_1 \cos\varphi}{D}\left(1 - \frac{\dot{\varphi}}{\omega_c}\right)\right] \quad /267/$$

Podstawiając wzór /267/ do wzoru /263/, otrzymamy

$$\Delta_{T_{obl}} = \tau\left\{\dot{T}_{obl} - \frac{T_{obl}}{D}\left[2\dot{D} + v_1 \cos\varphi\left(1 + \frac{\dot{\varphi}}{\omega_c}\right)\right]\right\} \quad /268/$$

Jeśli samolot myśliwski i cel lecą prostolinijnie, to

$$q + \varphi = \text{const}, \quad /269/$$

skąd

$$\dot{\varphi} = -\dot{q} = -\omega_c. \quad /270/$$

Wobec tego,

$$\Delta_{T_{obl}} = \tau\left(\dot{T}_{obl} - \frac{2\dot{D}}{D} T_{obl}\right). \quad /271/$$

Jeżeli atak zaporowy budowany jest w ten sposób, że samolot myśliwski wyprowadza się do strzelania na odległość D całkowicie określoną, to we wzorze /271/ można przyjąć:

$$T_{obl} = T_{obl_0} \approx \text{const}, \quad /272/$$

skąd

$$\Delta_{T_{obl}} = -\tau\,\frac{2\dot{D}}{D} T_{obl}. \quad /273/$$

Wielkość T_{obl} określa się jednym z powyżej podanych sposobów. -

ROZDZIAŁ IV

ROZWIAZANIE ZADANIA PRZECHWYCENIA CELU PRZEZ SAMOLOTY MYŚLIWSKIE

§ 15. ZADANIE PRZECHWYCENIA I OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA SYSTEMU PRZECHWYCENIA

Jednym z zasadniczych zadań bojowych wykonywanych przez samoloty myśliwskie jest przechwytywanie celów powietrznych. Zadaniem przechwycenia jest zniszczenie celu powietrznego.

Rozwiązanie zadania przechwycenia rozpoczyna się od chwili wykrycia celu przez środki naziemne dalekiego wykrywania lub samoloty specjalne.

Proces wykonania przechwycenia celu składa się z wielu etapów, spośród których czterema ostatnimi są:

- naprowadzanie dalsze /wstępne/ ;[x/]
- naprowadzanie bliższe /samonaprowadzanie/;[x/]
- atak celu powietrznego;
- wyjście z ataku.

Przechwytywanie celów przez samoloty myśliwskie może się odbywać z położenia dyżurowania na lotnisku lub w powietrzu.

Zespół środków technicznych, zabezpieczających rozwiązanie zadania przechwycenia celu powietrznego, nazywa się systemem przechwycenia. W skład tego systemu przede wszystkim wchodzi samolot myśliwski z jego uzbrojeniem i pokładowym systemem samonaprowadzania.

---

x/ Terminy podane w tym podręczniku są nieco inne, aniżeli przyjęte w nawigacji, lecz istota rzeczy nie ulega zmianie.

Zasadniczą charakterystyką systemu przechwycenia jest maksymalnie możliwa odległość do celu powietrznego od ochranianego obiektu w momencie zakończenia przechwycenia /strącenia celu/, którą może zapewnić rozpatrywany system zgodnie ze swoimi danymi technicznymi.

Oddalenie punktu położenia celu w momencie zakończenia przechwycenia dla danego systemu zależyć będzie od następujących warunków: wysokości i kierunku lotu celu, prędkości celu itp. Można zrzutować na powierzchnię ziemi możliwe położenia celu w momencie zakończenia przechwycenia i linią ciągłą połączyć te rzuty. Linię tę /granicę/ nazywać będziemy rubieżą przechwycenia.

Oddalenie rubieży przechwycenia od ochranianego obiektu zależy od czasu potrzebnego na wykonanie etapów przechwycenia do momentu strącenia celu przez samolot myśliwski. Czym więcej czasu traci się na wykonanie etapów tym rubież przechwycenia rozmieszczona jest bliżej ochranianego obiektu.

Dążenie do większego oddalenia rubieży przechwycenia, przy wzrastającej prędkości celów, prowadzi do jeszcze większej automatyzacji środków, zabezpieczających jego wykonanie.

Przy automatyzacji środków przechwycenia oddalenie rubieży zależyć będzie, w znacznym stopniu, od przyjętych metod dalszego i bliższego naprowadzania w danym systemie przechwycenia. Należy to uwzględniać przy ocenie porównawczej systemów przechwycenia.

W obecnym czasie wymaganiem określającym dany system przechwycenia jest wymaganie przechwycenia wszystkich celów, wykonujących lot w kierunku obiektu. W związku z tym, powstaje konieczność znacznego zwiększenia efektywności działania systemu drogą wyboru optymalnych rozwiązań zadań na oddzielnych etapach przechwytywania.

W tym względzie drugą ważną charakterystyką systemu przechwycenia jest prawdopodobieństwo przechwycenia celu. Prawdopodobieństwo przechwycenia zależyć będzie od skuteczności strzelania z samolotu myśliwskiego, dokładności i niezawodności środków dalszego i bliższego naprowadza-

nia, niezawodności systemu uzbrojenia samolotu myśliwskiego, niezawodności samego samolotu myśliwskiego podczas wykonywania lotu na przechwycenie oraz skuteczności środków przeciwdziałania przeciwnika i ognia obronnego celu.

Najważniejszym etapem przechwycenia jest atak celu powietrznego przez samolot myśliwski. Na tym etapie wykonuje się strzelanie, którego wynik jest czynnikiem decydującym o wykonaniu zadania przechwycenia czyli zniszczenia celu powietrznego.

Dla samolotu myśliwskiego z określonym systemem celowania i uzbrojenia, skuteczność ataku w sposób istotny zależyć będzie od położenia samolotu atakującego względem celu w momencie rozpoczęcia strzelania, a także od parametrów względnego ruchu celu.

Punkt, w którym znajduje się samolot myśliwski w momencie rozpoczęcia strzelania, nazywać będziemy pozycją ogniową samolotu myśliwskiego. Wówczas można powiedzieć, że skuteczność ataku samolotu myśliwskiego zależyć będzie od współrzędnych pozycji ogniowej samolotu atakującego względem celu i pochodnych tych współrzędnych. Pozycję ogniową samolotu myśliwskiego, z której przy strzelaniu osiąga się wysoką skuteczność ataku, nazywać będziemy skuteczną pozycją ogniową.

Podczas poprzednio rozwiązywanego zadania celowania, zakładaliśmy, że samolot myśliwski już się znajdował na pozycji ogniowej i określaliśmy orientowanie jego broni, niezbędne do trafienia pocisków w cel. W tym wypadku można mówić o zadaniu celowania w sytuacji szczegółowej /w sensie wąskim/. W czasie rozwiązywania zadania przechwycenia należy stawiać i rozwiązywać zadanie celowania w bardziej ogólnej sytuacji /w sensie szerokim/ z uwzględnieniem wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję ogniową.

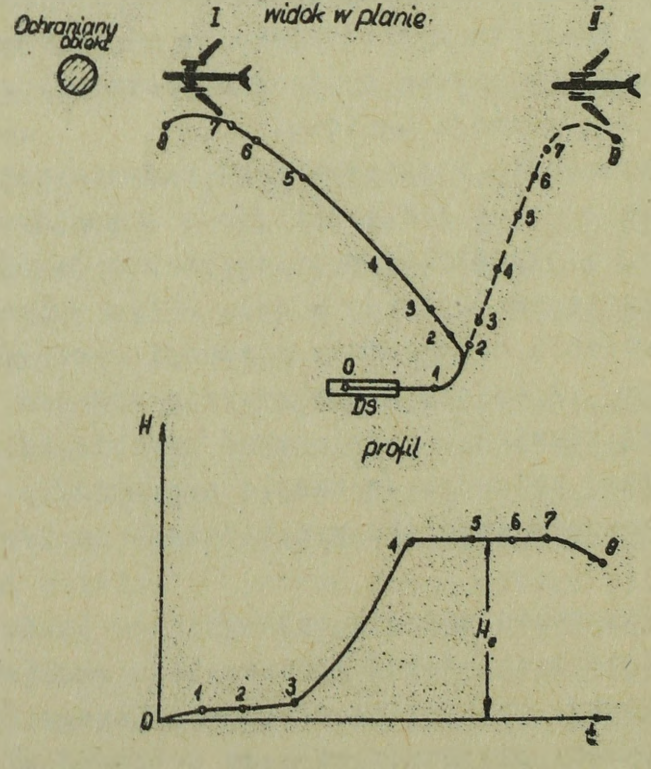
Przy rozwiązywaniu zadania celowania, w takim ujęciu, trzeba będzie uwzględniać lot samolotu myśliwskiego do pozycji ogniowej, możliwości środków dalszego i bliższego naprowadzania, za pomocą których dokonuje się wyprowadzenia samolotu na skuteczną pozycję ogniową, trzeba

będzie wybrać najbardziej odpowiednią metodę naprowadzania w zależności od warunków przechwytywania, możliwości samolotów myśliwskich i środków naprowadzania.

Wyprowadzenie samolotu myśliwskiego na skuteczną pozycję ogniową dokonuje się w procesie jego lotu na przechwycenie. Rozpatrzymy schemat lotu samolotu myśliwskiego na przechwycenie.

§ 16. SCHEMAT LOTU SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO NA PRZECHWYCENIE

Manewr samolotu myśliwskiego podczas lotu na przechwycenie celu powietrznego schematycznie przedstawiony jest na rys. 67 w rzutach, na płaszczyznę poziomą /widok z góry/ i pionową /widok z boku/, gdzie linią ciągłą pokazano tor lotu samolotu myśliwskiego w czasie przechwytywania na kursach zgodnie przecinających się i linią przerywaną - na kursach przeciwnie przecinających się.



Rys. 67.

Jeśli system celowniczy i uzbrojenie samolotu myśliwskiego zezwalają na wykonanie strzelania z przedniej półsfery, to wówczas istnieje możliwość osiągnięcia znacznych oddaleń rubieży przechwycenia od ochranianego obiektu /położenie celu podczas przechwycenia II/. Jeśli natomiast samolot myśliwski może wykonywać strzelanie tylko z tylnej półsfery, to oddalenie rubieży przechwycenia będzie mniejsze /położenie celu podczas przechwycenia I/.

Na rys. 67 cyframi 0 - 8 oznaczone są zasadnicze etapy lotu samolotu myśliwskiego na przechwycenie.

Przyjęte zostały następujące etapy:

0 - 1 - start samolotu;

1 - 2 - zakręt na zadany kąt w celu skrócenia czasu lotu na pozycję ogniową;

2 - 3 - rozpędzanie samolotu dla nabrania wysokości;

3 - 4 - nabieranie wysokości;

4 - 5 - naprowadzanie dalsze;

5 - 6 - naprowadzanie bliższe;

6 - 7 - atak;

7 - 8 - wyjście z ataku.

Jak wynika ze schematu, przedstawionego na rys.67, tor lotu samolotu myśliwskiego od momentu startu do pozycji ogniowej jest złożoną krzywą przestrzenną. Proces wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję ogniową nazywa się naprowadzaniem. Naprowadzanie samolotów myśliwskich na przeciwnika powietrznego jest częścią składową dowodzenia lotnictwem myśliwskim. Ma ono na celu wyprowadzenie samolotów myśliwskich w położenie taktycznie wygodne w stosunku do przeciwnika powietrznego. Za początek naprowadzania uważa się moment przyjęcia pierwszej komendy na naprowadzanie przez dowódcę /pododdziału, grupy, załogi/ samolotów myśliwskich, znajdujących się w powietrzu.

Naprowadzanie rozpoczyna się zazwyczaj po starcie samolotu, ponieważ istnieje konieczność natychmiastowego zadania samolotowi myśliwskiemu określonego kąta zakrętu w celu skrócenia czasu lotu na pozycję ogniową. Wówczas nabieranie wysokości wykonywane będzie w jak najkrótszym

czasie, w kierunku wygodnym z punktu widzenia wyjścia na pozycję ogniową.

Dalszy kąt po nabraniu wysokości celu do pozycji ogniowej /4–6/ podzielony jest na dwa etapy: naprowadzanie dalsze i naprowadzanie bliższe.

Dla zbudowania określonego manewru samolotu myśliwskiego na odcinku /4 – 6/ potrzebna jest znajomość ruchu celu w czasie, tj. trzeba znać zmiany współrzędnych celu w czasie. Do określenia współrzędnych celu służą środki wykrywania.

Istniejące w obecnym czasie radiolokacyjne środki wykrywania posiadają określone właściwości. Przy dużych odległościach wykrycia środki te nie mogą zapewnić dużej dokładności pomiaru współrzędnych celu i ich pochodnych, która niezbędna jest do wyprowadzenia samolotu myśliwskiego na pozycję ogniową. Przy małych odległościach wykrycia środki radiolokacyjne zapewniają dostatecznie dużą dokładność pomiaru współrzędnych celu i ich pochodnych. Oprócz tego, ze zwiększeniem odległości wykrycia zwiększa się ciężar i gabaryty radiolokacyjnych systemów wykrywania. Dlatego systemy wykrywania o dużych odległościach są w obecnym czasie systemami naziemnymi.

Po uwzględnieniu tej właściwości naprowadzanie samolotów myśliwskich dokonuje się w dwóch etapach:

1/ etap naprowadzania dalszego /wymagana jest duża odległość wykrycia rzędu setek kilometrów/, wykonywany jest za pomocą naziemnych środków wykrywania i naprowadzania;

2/ etap naprowadzania bliższego /potrzebne są mniejsze odległości wykrycia rzędu dziesiątek kilometrów/, wykonywany jest za pomocą środków pokładowych samolotów myśliwskich.

Naprowadzanie dalsze według określonej metody, przeważnie rozpoczyna się po osiągnięciu przez samolot myśliwski wysokości lotu celu. Lot samolotu myśliwskiego na tym etapie przechwycenia wykonuje się według komend naziemnych środków wykrywania i naprowadzania, które nie

mając dużej dokładności pomiaru współrzędnych celu i samolotu, wykonują ogólne naprowadzanie samolotu myśliwskiego na cel.

Naprowadzanie dalsze kończy się w momencie, gdy cel zostanie uchwycony przez pokładowe środki wykrywania. Od tego momentu rozpoczyna się naprowadzanie bliższe lub samonaprowadzanie, czyli samodzielne czynności pilota samolotu myśliwskiego dla wyjścia na pozycję ogniową. Na tym etapie środki pokładowe, posiadające małe odległości wykrycia, lecz dużą dokładność określania współrzędnych celu i ich pochodnych, zapewniają wyprowadzenie samolotu myśliwskiego na pozycję ogniową i wykonanie ataku.

Metoda naprowadzania dalszego powinna zapewniać płynne przejście samolotu myśliwskiego do manewru przy naprowadzaniu bliższym. Naprowadzanie bliższe kończy się atakiem. Dlatego w końcu tego etapu samolot myśliwski powinien się przemieszczać w sposób określony do wykonania strzelania towarzyszącego lub zaporowego, w zależności od celownika i broni, zamontowanych na nim.

Ze względu na to, należy początkowo rozpatrzyć właściwości lotu samolotu myśliwskiego w procesie ataku i na etapie naprowadzania bliższego.

W § 17 i 18 podane zostaną jedynie wiadomości wstępne dotyczące organizacji lotu samolotu myśliwskiego na etapach bliższego i dalszego naprowadzania, które pomocne będą w rozpatrywaniu bardziej skomplikowanych kinematycznych i dynamicznych studiów lotu samolotu myśliwskiego podczas naprowadzania, a także w ocenie dokładności naprowadzania.

§ 17. RUCH SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS WYKONYWANIA ATAKU I ORGANIZACJI NAPROWADZANIA BLIŻSZEGO

1. RUCH SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS ATAKU Z PROWADZENIEM STRZELANIA TOWARZYSZĄCEGO. Tor lotu samolotu myśliwskiego, na którym zamontowana jest broń nieruchoma, podczas ataku z prowadzeniem strzelania towarzyszącego nie może być dowolny. Tłumaczy się to tym, że podczas

strzelania towarzyszącego powinien być spełniony warunek

$$\bar{v}^{\circ}_{01_T} = \bar{v}^{\circ}_{01} \qquad /274/$$

w ciągu całego czasu prowadzenia strzelania.

Podczas układania równań różniczkowych ruchu samolotu myśliwskiego dla określenia jego toru lotu, należy koniecznie uwzględniać warunek dodatkowy /274/. W wyniku całkowania równań przy zadanych warunkach początkowych, otrzyma się określony tor lotu samolotu myśliwskiego, dla którego zostanie spełniony warunek /274/.

Tor ruchu samolotu myśliwskiego z bronią zamontowaną nieruchomo w kierunku lotu, prowadzącego strzelanie towarzyszące nazywa się krzywą ataku.

Dla praktycznego wykonania lotu po krzywej ataku należy w czasie trwania strzelania zapewnić ciągłe śledzenie celu linią wizowania celownika. Wówczas, przy prawidłowym zbudowaniu poprawek zachowana będzie równość /274/. Ponieważ poprawki kątowe w strzelaniu powietrznym nie są duże, na skutek czego kąt między linią wizowania i osią samolotu myśliwskiego jest mały, dlatego przyjmuje się, że podczas lotu po krzywej ataku samolot myśliwski /dokładniej jego oś/ śledzi cel.

Aby sprowadzić do minimum możliwe błędy początkowe, powstające przy praktycznym spełnieniu równości /274/, zaleca się wykonywać wstępne śledzenie celu jeszcze przed rozpoczęciem strzelania.

Obraz krzywej ataku samolotu myśliwskiego zależyć będzie od następujących czynników:

- prędkości i wysokości lotu oraz charakteru ruchu celu;
- prędkości i wysokości lotu samolotu myśliwskiego;
- początkowych warunków ataku /odległości, kąta kursowego celu i innych /.

Podczas ruchu samolotu myśliwskiego po krzywej ataku będą się zmieniać w sposób określony: odległość do celu, kąty kursowe, prędkość zbliżania, prędkości kątowe i przyśpieszenie linii położenia celu. Znajomość warunków ruchu

samolotu myśliwskiego niezbędna jest w czasie badań dokładności strzelania, możliwości wykonania ataków itp.

Określanie krzywych ataków drogą całkowania równań różniczkowych ruchu atakującego samolotu myśliwskiego jest bardzo skomplikowane.

W praktyce dokonuje się przeważnie szereg założeń o ruchu samolotu myśliwskiego, celu i pocisku oraz posługują się przybliżoną metodą wykreślnoanalityczną dla zbudowania krzywych ataków.

W metodzie wykreślnoanalitycznej przyjmuje się następujące założenia:

1. Wektor prędkości samolotu myśliwskiego $\bar{v}_1$ jest stały według modułu i skierowany wzdłuż osi samolotu, czyli zakłada się, że $v_{01} = v_0 + v_1$ i wektor $\bar{v}_{01}$ skierowany wzdłuż osi samolotu myśliwskiego. Przy takim założeniu nie bierze się pod uwagę kątów natarcia i tym samym, zagadnień dynamiki lotu samolotu myśliwskiego.

2. Wektor prędkości celu $\bar{v}_c$ w czasie ataku nie ulega zmianie.

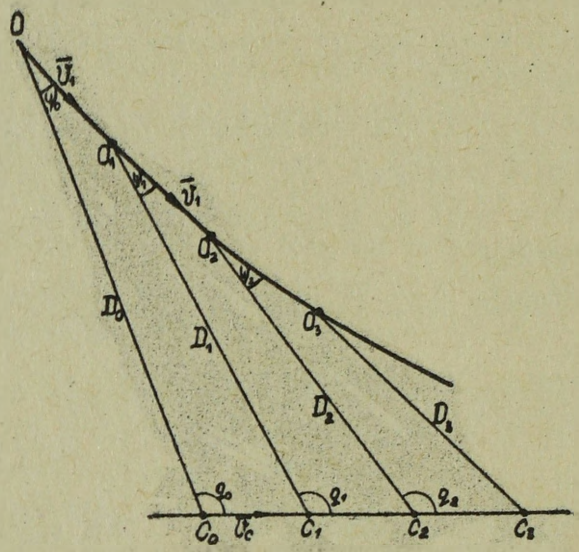
3. Tor lotu pocisku jest prostolinijny, czyli nie uwzględnia się obniżenia pocisku.

Przy takich założeniach atak jest płaski, ponieważ krzywa ataku leży w płaszczyźnie przechodzącej przez wektory $\bar{v}_c$ i $\bar{v}_1$.

Rozpatrzymy budowę płaskiej krzywej ataku w bezwzględnym układzie współrzędnych.

Dla zbudowania krzywej ataku powinny być zadane: odległość D_o i kąt kursowy q_{v_o} na początku ataku, wartości prędkości $\bar{v}_1$ i $\bar{v}_c$, wysokość lotu samolotu myśliwskiego H, wartości prędkości v_0 i współczynnika balistycznego pocisków, którymi wykonuje się strzelanie w czasie ataku.

Po oznaczeniu na prostej /rys.68/ punktu C_o, odpowiadającego położeniu celu w momencie $t=0$ i przyjęciu dla odległości skali $m \frac{\text{metry}}{\text{milimetry}}$, można określić położenie punktu O, w którym znajduje się samolot myśliwski na początku ataku. Wektor $\bar{v}_1$ powinien tworzyć z prostą



Rys. 68.

OC_0 potrzebny kąt wyprzedzenia ψ_0 , przy czym

$$\psi_0 = \frac{v_c T_{y_0}}{D_{y_0}} \sin q_0 , \qquad /275/$$

gdzie: T_{y_0} - czas lotu pocisku na odległość D_{y_0} .

Aby znaleźć D_{y_0} i T_{y_0} , należy metodą kolejnych przybliżeń rozwiązać układ równań

$$D_{y_0}^2 = D_0^2 + v_c^2 T_{y_0}^2 + 2 v_c T_{y_0} D_0 \cos q_0 ; \qquad /276/$$

$$T_{y_0} = \frac{D_{y_0}}{v_{01}} q_t(c_H D_{y_0}; v_{01}) .$$

Po określeniu D_{y_0} , znajdujemy stosunek

$$\frac{D_{y_0}}{D_0} = \lambda . \qquad /277/$$

Znając kąt ψ_0 , można zbudować wektor $\bar{v}_1$.

Budowę krzywej ataku można wykonać za pomocą odcinków dla małych odstępów czasu Δt . Odstęp czasu Δt przyjmuje się tak mały, aby można było przyjąć, że w ciąg Δt samolot myśliwski przemieści się prostolinijnie w kierunku $\bar{v}_1$. Wówczas po upływie Δt samolot myśliwski

znajdzie się w punkcie O_1 , przy czym $OO_1 = m v_1 \Delta t$, a cel w punkcie C_1 , $CC_1 = m v_c \Delta t$.

Łącząc punkty O_1 i C_1 można zmierzyć odległość D_1 i kąt kursowy q_1 . Położenie wektora $\bar{v}_1$ w punkcie O_1 określa się kątem wyprzedzenia ψ_1 :

$$\psi_1 = \frac{v_c T_{y_1}}{D_{y_1}} \sin q_1 . \qquad /278/$$

Ponieważ stosunek λ dla określonej krzywej ataku nieznacznie się zmienia, to można przyjąć, że $D_{y_1} = D_1 \lambda$ i obliczyć T_{y_1} według wzoru

$$T_{y_1} = \frac{D_{y_1}}{v_{01}} q_t (c_H D_{y_1}; v_{01}) .$$

W ciągu następnego odstępu czasu Δt samolot myśliwski przesunie się do punktu O_2 wzdłuż nowego kierunku wektora $\bar{v}_1$, a cel – do punktu C_2

$$O_1O_2 = m v_1 \Delta t ; \; C_1C_2 = m v_c \Delta t .$$

Jeśli w sposób analogiczny przedłużać budowę, to można określić krzywą ataku według odcinków prostych. Po przeprowadzeniu płynnej krzywej, stycznej do odcinków, otrzymamy krzywą ataku, odpowiadającą zadanym warunkom strzelania.

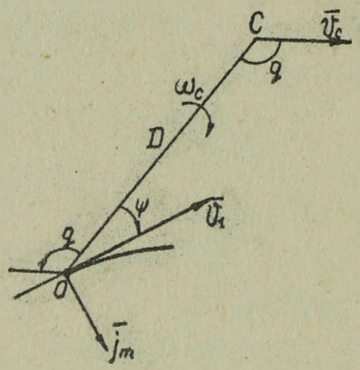
Nie każda krzywa ataku praktycznie może być możliwa do wykonania przez samolot myśliwski. Rozpatrując możliwości wykonania tej lub innej krzywej ataku, należy uwzględniać przeciążenia, odczuwane przez samolot myśliwski podczas lotu po tej krzywej ataku.

Na dużej wysokości lotu przeciążenia, którymi rozporządza samolot myśliwski, mogą się okazać niewystarczające do wykonania lotu po krzywej ataku. Na małych wysokościach, gdzie przeciążenia rozporządzalne samolotu myśliwskiego są duże, pilot nawet w ubiorze przeciwprzeciążeniowym nie będzie w stanie wykonać celowania przy bardzo dużych przeciążeniach.

Jeśli uwzględnić ograniczenia pod względem przeciążeń, to można wokół celu określić strefy, w których możliwe jest wykonanie ataku ze strzelaniem towarzyszącym. W charakterze przykładu rozpatrzymy budowę takich stref

/przy ograniczeniach tylko według przeciążeń/ dla ataków w płaszczyźnie poziomej. Podczas określania stref możliwych ataków przyjmujemy te same założenia, co i przy wykreślnej budowie tylko samych krzywych ataków.

Otrzymamy zależność przyśpieszenia j_m samolotu myśliwskiego od odległości i kąta kursowego celu. Zgodnie ze



Rys. 69.

schematem przedstawionym na rys. 69, dla ataku płaskiego

$$j_m = v_1 \omega_{\bar{v}_1}, \qquad /279/$$

gdzie: $\omega_{\bar{v}_1}$ - prędkość katowa wektora $\bar{v}_1$

$$\omega_{\bar{v}_1} = \omega_c + \dot{\psi}. \qquad /280/$$

We wzorze /280/

$$\omega_c = \dot{q} = \frac{v_c \sin q - v_1 \sin \psi}{D}. \qquad /281/$$

Przy strzelaniu z odległości niedużych, można przyjąć

$$\sin \psi \approx \psi = \frac{v_c \sin q}{v_{śr}}; \qquad /282/$$

$$v_{śr} = \text{const}. \qquad /283/$$

Wówczas

$$\dot{\psi} = \frac{v_c}{v_{śr}} \omega_c \cos q. \qquad /284/$$

Podstawiając wyrażenia dla ω_c, ψ i $\dot{\psi}$ do wzoru /279/, otrzymamy

$$j_m = \frac{v_1 v_c}{D} \sin q \left(1 - \frac{v_1}{v_{śr}}\right)\left(1 + \frac{v_c}{v_{śr}} \cos q\right). \qquad /285/$$

Wzór /285/ wskazuje, że przy zadanym kącie kursowym przyśpieszenie normalne samolotu myśliwskiego podczas lotu po krzywej ataku, zwiększa się ze wzrostem v_1 i v_c oraz zmniejsza się ze zwiększeniem D .

Przy budowie strefy możliwych ataków przeważnie wykorzystuje się nadmiar przeciążenia n_{nad} , a nie przyśpieszenie j_m:

$$n_{nad} = \frac{j_m}{g}, \qquad /286/$$

gdzie: g - przyśpieszenie siły ciężkości.

Zgodnie ze wzorami /285/ i /286/, otrzymamy

$$n_{nad} = \frac{v_1 v_c}{D g} \sin q \left(1 - \frac{v_1}{v_{śr}}\right)\left(1 + \frac{v_c}{v_{śr}} \cos q\right). \qquad /287/$$

Przyjmując we wzorze /287/

$$n_{nad} = n^*_{nad} \qquad /288/$$

gdzie: n^*_{nad} - maksymalnie możliwe przeciążenie rozporządzalne lub maksymalnie dopuszczalne pod względem możliwości fizjologicznych pilota, przepiszemy je w postaci

$$D = \frac{v_1 v_c}{g\, n^*_{nad}} \left(1 - \frac{v_1}{v_{śr}}\right) \sin q + \frac{v_1 v_c^2}{2 g\, n^*_{nad} v_{śr}} \left(1 - \frac{v_1}{v_{śr}}\right) \sin 2q. \qquad /289/$$

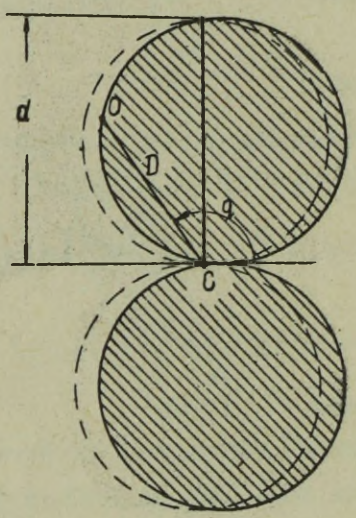
Wzór /289/ jest równaniem zamkniętej krzywej w biegunowym układzie współrzędnych D i q z początkiem w punkcie C . Jeśli we wzorze /289/ nie uwzględniać drugiego składnika, to krzywa będzie okręgiem, stycznym do osi biegunowej w punkcie C . Średnica okręgu będzie równa

$$\frac{v_1 v_c}{g\, n^*_{nad}} \left(1 - \frac{v_1}{v_{śr}}\right)$$

Drugi składnik /wzór /289/ / będzie dodatni przy $q < 90^0$ i ujemny przy $q > 90^0$. Uwzględnienie tego składnika prowadzi do deformacji okręgu. Krzywe, zbudowane na podstawie równania /289/ dla ataków z prawej i lewej strony pokazane są liniami ciągłymi na rys. 70. Atakujący samolot myśliwski, który znajdzie się poza strefą zakreskowaną będzie odczuwał przeciążenie $n_{nad} < n^*_{nad}$.

W praktyce strefa możliwych ataków, oprócz przeciążeń dopuszczalnych, ograniczona jest jeszcze i innymi

czynnikami: maksymalnie możliwą odległością strzelania, minimalnie dopuszczalną prędkością pocisku przy celu, maksymalnym kątem wyprzedzenia, wypracowywanym przez celownik i innymi. Podczas określania strefy możliwych

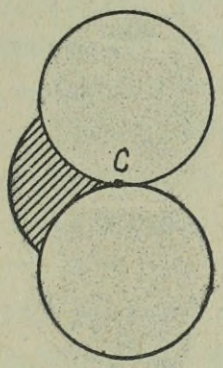


Rys. 70.

ataków również należy uwzględniać prędkości zbliżania samolotu myśliwskiego z celem. Przy atakach z przedniej półsfery celu, gdy D jest duża, celownik powinien zapewnić prowadzenie strzelania z możliwie dużych odległości. Jeżeli celownik zezwala na wykonywanie strzelania tylko z odległości niedużych, to ataki z przedniej półsfery są wykluczone. Na przykład, dla samolotu myśliwskiego, wyposażonego w celownik ASP-5n, odległość strzelania jest nieduża, praktycznie strefa możliwych ataków ograniczona jest wąskim sektorem w tylnej półsferze celu. Na rys.71 ta strefa jest zakreskowana.

Rozpatrzone właściwości ruchu samolotu myśliwskiego podczas ataków z prowadzeniem strzelania towarzyszącego powinny być uwzględniane w czasie organizacji naprowadzania bliższego.

W tym wypadku, naprowadzanie bliższe tak powinno być zorganizowane, aby w końcu etapu samolot myśliwski



Rys. 71.

znalazł się w określonym położeniu względem celu, z którego mógłby wykonać lot po krzywej ataku.

Metody naprowadzania samolotu myśliwskiego w określone położenie względem celu charakteryzują się wzorami złożonymi dla obliczenia parametrów, według których dokonywane jest naprowadzanie. W związku z tym, automatyzacja etapu naprowadzania bliższego jest utrudniona.

W obecnym czasie naprowadzanie bliższe dla przeprowadzenia ataków ze strzelaniem towarzyszącym wykonywane jest przez pilota.

Przy widzialności wzrokowej celu pilot wykonuje zbliżenie do niego, starając się zająć wygodne położenie wyjściowe do ataku.

W razie braku widzialności wzrokowej zbliżenie wykonywane jest za pomocą ekranu obserwacji pokładowej stacji radiolokacyjnej, na którym przy wykryciu celów pojawiają się ich znaczniki. Pilot prowadząc samolot, skierowuje jego oś na wybrany znacznik. Tor lotu samolotu myśliwskiego przy takim zbliżaniu podobny jest do krzywej pościgu /krzywa ataku przy $\psi = 0$ /. Ponieważ odległość wykrycia przez pokładową stację radiolokacyjną znacznie przekracza odległość strzelania wycelowanego, to zbliżenie po krzywej pościgu bardzo się rozciąga i kończy przeważnie

w tylnej strefie celu. Najczęściej strzelanie wykonuje się przy sylwetce celu 0/4. Takie ataki są niewygodne dla samolotu myśliwskiego, ponieważ przy wykonywaniu ich stwarza się sprzyjające warunki do prowadzenia ognia obronnego z atakowanego samolotu bombowego lub innego.

W ten sposób, teoretycznie strzelanie towarzyszące jest dostatecznie skuteczne, gdyż każdy wystrzał następuje przy spełnieniu warunku /274/ czyli przy wypracowaniu niezbędnych poprawek.

Jednak podczas praktycznego jego wykonywania zmniejszają się strefy możliwych ataków i utrudniona jest automatyzacja naprowadzania bliższego, przy czym w razie zwiększenia prędkości lotu samolotów myśliwskich i celów, strefy te znacznie zwężają się. Dlatego w obecnym czasie pierwszeństwo posiada strzelanie zaporowe, przy którego wykonaniu mogą być zapewnione dostatecznie szerokie strefy możliwych ataków i osiągnięta automatyzacja naprowadzania bliższego.

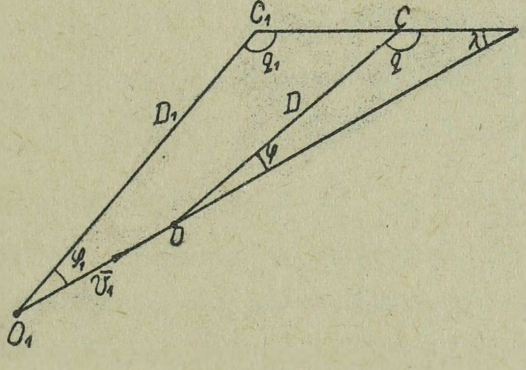
Stosowanie ataków ze strzelaniem towarzyszącym może być tylko dobre dla samolotów myśliwskich uzbrojonych w działka automatyczne małego kalibru. W tym wypadku, dla rażenia celu należy do niego wystrzelić dużą ilość pocisków, z tego też względu niezbędne jest prowadzenie strzelania długimi seriami. Przy strzelaniu seriami o dużej długotrwałości należy wykonywać celowanie w ciągu trwania serii czyli prowadzić strzelanie towarzyszące.

2. RUCH SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO PODCZAS ATAKU Z PROWADZENIEM STRZELANIA ZAPOROWEGO. Tor lotu samolotu myśliwskiego w czasie wykonywania strzelania zaporowego może być dość dowolny, ponieważ w tym wypadku warunek /274/ powinien być spełniony tylko w jednym punkcie jego toru, a nie w ciągu całego czasu prowadzenia strzelania.

Strzelanie zaporowe można wykonywać tak przy krzywoliniowym locie samolotu myśliwskiego, jak i podczas jego lotu po prostej, jedynie by tylko zapewnione było spełnienie warunku /274/ w jednym z punktów toru. Jednak,

podczas lotu po prostej samolot myśliwski będzie odczuwał przeciążenia minimalne. Dlatego w obecnym czasie pod pojęciem strzelania zaporowego rozumie się przeważnie strzelanie wykonywane podczas lotu prostolinijnego samolotu myśliwskiego.

Określimy te warunki, w których samolot myśliwski może wykonywać strzelanie zaporowe z działek zamontowanych nieruchomo lub rakietami niekierowanymi. Przy tym rozpatrywać będziemy atak płaski z tylnej półsfery i przyjmować, że cel przemieszcza się prostolinijnie z prędkością stałą. Odpowiedni schemat ataku przedstawiony jest na rys. 72. Na schemacie punktami O_1 i C_1 oznaczone są



Rys. 72.

położenia samolotu atakującego i celu w momencie rozpoczęcia lotu samolotu myśliwskiego po prostej. Kąt φ nazywa się namiarem celu, kąt λ - kątem przechwycenia. Namiar początkowy i kąt kursowy celu oznaczymy odpowiednio przez φ_1 i q_1. Położenie samolotu myśliwskiego i celu w pewnym momencie dowolnym oznaczymy punktami O i C, namiar i kąt kursowy celu - przez φ i q.

Podczas zbliżania po prostej samolotu myśliwskiego do celu, kąty φ, q i odległość D będą się zmieniać, a kąt λ pozostanie stały. Ze schematu /rys.72/ wynika, że

$$\pi - \lambda = \varphi + q. \qquad /290/$$

Oznacza to, że stała będzie i suma kątów φ i q. Wtedy przy zwiększaniu q / $\dot{q} = \omega_c > 0$ / kąt φ będzie się zmniejszać, a przy zmniejszaniu q / $\dot{q} = \omega_c < 0$ / kąt będzie wzrastał. Ostatecznie, jeśli q pozostaje stały / $\dot{q} = \omega_c = 0$ /, to i φ nie będzie się zmieniać. W tym wypadku ma miejsce zbliżanie równoległe z celem. Ponieważ linia położenia celu OC podczas zbliżania pozostaje równoległą do położenia początkowego O_1C_1.

W takim razie, charakter zmiany kąta φ przy locie prostolinijnym samolotu myśliwskiego zależy od wartości prędkości kątowej linii położenia celu, którą wyraża się znanym wzorem

$$\dot{q} = \omega_c = \frac{v_c \sin q - v_1 \sin \varphi}{D} . \qquad /291/$$

Z poprzednich rozważań i wzoru /291/ wynika, że

1/ jeśli $\sin \varphi < \frac{v_c}{v_1} \sin q$, to $\dot{q} > 0$ i φ zmniejsza się;
2/ jeśli $\sin \varphi > \frac{v_c}{v_1} \sin q$, to $\dot{q} < 0$ i φ zwiększa się;
3/ jeśli $\sin \varphi = \frac{v_c}{v_1} \sin q$, to $\dot{q} = 0$ i φ nie zmienia się; } /292/

Zależności /292/ również są słuszne dla warunków początkowych i umożliwiają określić namiary początkowe φ_1 według zadanych q_1, przy których będą się zmniejszać lub wzrastać, względnie pozostaną stałe kąty φ w ciągu trwania ataku. Przykładowy charakter zmiany kątów φ w zależności od czasu, pokazany jest na rys. 73, gdzie

$$\varphi_c = \operatorname{arc} \sin \frac{v_c}{v_1} \sin q . \qquad /293/$$

Aby samolot myśliwski przemieszczając się po prostej O_1O /rys.72/ mógł wykonać strzelanie zaporowe, należy choćby w jednym punkcie toru samolotu myśliwskiego spełnić warunek /274/. Jeśli na samolocie myśliwskim znajduje się broń zamontowana nieruchomo, to przy ataku płaskim warunek /274/ przyjmie postać

$$\varphi = \psi , \qquad /294/$$

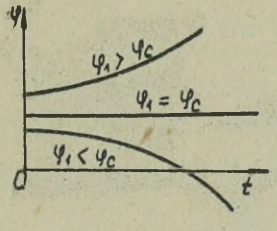
gdzie ψ - kąt wyprzedzenia, określamy według wzoru

$$\sin \psi = \frac{v_c}{v_{śr}} \sin q . \qquad /295/$$

Dla realnie możliwych odległości strzelania

$$v_1 < v_{śr} < (v_{śr})_{max} \qquad /296/$$

gdzie / $v_{śr}$ /$_{max}$ osiąga się na minimalnych odległościach strzelania i wysokościach maksymalnych.



Rys. 73.

Wtedy na podstawie warunków /292/, /296/ i wzorów /293/ i /295/ można wskazać zakres początkowych kątów przy których możliwe jest strzelanie zaporowe z lotu prostolinijnego

$$\text{arc sin}\frac{v_c}{(v_{śr})_{max}}\sin q_{v1} < \psi_1 < \text{arc sin}\frac{v_c}{v_1}\sin q_{v1}. \qquad /297/$$

Jeśli samolot myśliwski rozpoczyna atak przy namiarze ψ_1, spełniającym warunek /297/, to w pewnym punkcie toru prostolinijnego samolotu myśliwskiego nastąpi równość /294/, czyli powstaną warunki do strzelania zaporowego. Praktycznie naprowadzanie bliższe tak powinno być wykonane, aby strzelanie rozpoczęło się w określonej odległości D_o. Będzie to odpowiadać wykonaniu ataku, rozpoczynającego się przy pewnych ψ_1 i q_{v1}, spełniających warunek /297/.

3. NAPROWADZANIE BLIŻSZE Z ODLEGŁOŚCI POCZĄTKOWEJ ZA POMOCĄ CELOWNIKA Z PUNKTEM WYPRZEDZENIA. Odległość uchwycenia celu za pomocą środków pokładowych samolotu myśliwskiego są znacznie większe od D_o. W związku z tym, wynika konieczność racjonalnej organizacji lotu samolotu myśliwskiego na etapie naprowadzania bliższego od momentu uchwycenia celu do momentu

rozpoczęcia strzelania z D_o . Rozpatrzymy, jak można zorganizować etap naprowadzania bliższego za pomocą celownika z punktem wyprzedzenia.

Wzory dla błędów pokrycia, wypracowywane przez celownik z punktem wyprzedzenia, można wyrazić w takiej postaci:

$$\left.\begin{aligned} N_{1yD} &= \psi_{oyD} + \omega_{zD} T_{obl_o} ; \\ N_{1zD} &= \psi_{ozD} - \omega_{yD} T_{obl_o} , \end{aligned}\right\} \qquad /298/$$

gdzie przez ψ_{oyD} i ψ_{ozD} oznacza się sumy członów, nie zawierających prędkości kątowych, a przez T_{obl_o} - teoretyczne czasy obliczeniowe, odpowiadające momentowi otwarcia ognia,

$$T_{obl_o} \approx \frac{D_o}{v'_{sr_o} - v_1} . \qquad /299/$$

Jeśli zmieniać czas obliczeniowy we wzorach /298/, to nastąpi zmiana N_{1yD} i N_{1zD} , a znacznik na ekranie celowniczym przesunie się. Wtedy przy prawidłowym celowaniu /przy pokryciu skrzyżowania ze znacznikiem/ nie będzie rozwiązane zadanie celowania. Jednak można wybrać taką zależność zmiany czasu obliczeniowego T_{obl} /$T_{obl} \neq T_{obl_o}$ /, tj. zależność ruchu znacznika na ekranie, aby samolot myśliwski wykonywał określony lot podczas zbliżania z celem, przy pokryciu skrzyżowania ze znacznikiem. Taka powinna być zależność zmiany T_{obl} , aby w pewnym momencie podczas zbliżania nastąpiła równość:

$$T_{obl} = T_{obl_o} . \qquad /300/$$

Pożądanym jest przyjąć taką zależność zmiany T_{obl} /zależność ruchu znacznika na ekranie/, żeby podczas strzelania znacznika lot samolotu myśliwskiego mało się różnił od lotu prostolinijnego.

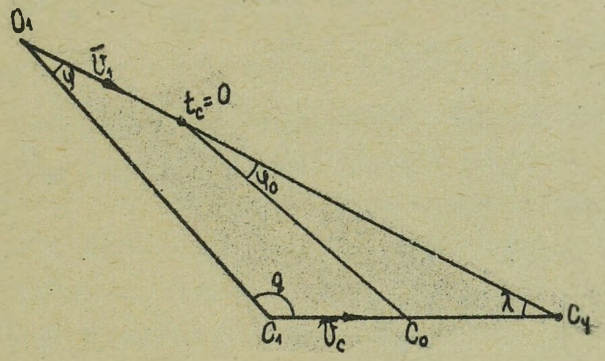
Rozpatrzymy, jaką należy przyjąć zależność zmiany T_{obl} na etapie zbliżania. Rozpatrzymy atak płaski. Schemat ataku podany jest na rys. 74. Niech w punkcie 0 /w momencie $t = 0$ / zapewnia się rozwiązanie zadania

celowania, tj.

$$\left.\begin{aligned} T_{obl} &= T_{obl_0} = \frac{D_o}{v_{śr} - v_1}\ ; \\ \sin\psi &= \sin\varphi_o = \omega_c T_{obl_0}\ . \end{aligned}\right\} \qquad /301/$$

Przyjmiemy zależność zmiany T_{obl} na odcinku zbliżania w postaci

$$T_{obl} = \frac{T_{obl_0}}{A}\ . \qquad /302/$$



Rys. 74.

Obliczanie czasu prowadzić będziemy od momentu, gdy samolot myśliwski znajdzie się w punkcie 0 , czyli przyjmiemy, że dla punktu 0 czas zbliżania $t_z = 0$. Przy $t_z = 0$ powinno być

$$A = 1\ ; \qquad D = D_o\ . \qquad /303/$$

Zażądamy, aby kąt ψ na odcinku $0_1 0$ zbliżania zmieniał się odpowiednio ze wzorem

$$\sin\psi = \omega_c T_{obl} = \omega_c \frac{T_{obl_0}}{A}\ . \qquad /304/$$

Na podstawie wzorów /301/ i /304/, otrzymamy

$$\frac{\sin\varphi_o}{\sin\psi} = \frac{\omega_{co}}{\omega_c} A\ ,$$

skąd

$$A = \frac{\sin\varphi_o}{\sin\psi} \cdot \frac{\omega_c}{\omega_{co}}\ . \qquad /305/$$

We wzorach /304/, /305/ ω_c i φ są bieżącymi wartościami prędkości kątowej linii położenia celu i namiaru. Dla praktycznej realizacji wzoru /305/ wygodniej jest wyrazić A przez czas zbliżania t_z.

Zakładając, że na odcinku O_1O samolot myśliwski wykonuje lot po prostej, ze schematu na rys. 74, otrzymamy

$$C_1C_o = v_c t_z , \qquad C_oC_y = v_c T_{y_o}$$

i z trójkąta $C_1O_1C_y$

$$\sin\varphi = \sin\lambda \frac{v_c(t_z + T_{y_o})}{D} . \qquad /306/$$

Przy $t_z = 0$ ze wzoru /306/, otrzymamy

$$\sin\varphi_o = \sin\lambda \frac{v_c T_{y_o}}{D} . \qquad /307/$$

Z kolei, przy locie prostolinijnym samolotu myśliwskiego i celu ze stałymi prędkościami, ma miejsce taki stosunek /patrz wzór /322/ /

$$\omega_c D^2 = \text{const} . \qquad /308/$$

Wówczas $\omega_c D^2 = \omega_{c_o} D_o^2$, skąd

$$\frac{\omega_c}{\omega_{c_o}} = \frac{D_o^2}{D^2} . \qquad /309/$$

Podstawiając wyrażenia dla $\sin\varphi$, $\sin\varphi_o$ i $\frac{\omega_c}{\omega_{c_o}}$ ze wzorów /306/, /307/ i /309/ do wzoru /305/, otrzymamy

$$A = \frac{D_o}{D} \frac{T_{y_o}}{t_z + T_{y_o}} . \qquad /310/$$

Jeśli założymy, że różnica kątów $\varphi - \varphi_o$ jest mała, czyli podczas zbliżania φ mało się różni od φ_o, to można napisać dla t_z taki wzór przybliżony

$$t_z = \frac{D_o - D}{|\dot{D}|} . \qquad /311/$$

Ze wzorów /310/ i /311/ wynika, że można dobrać wzór przybliżony dla A o postaci

$$A \cong A(t_z) \qquad /312/$$

pod warunkiem, aby w $t_z = 0$, $A(0) = 1$.

Obliczenie A według wzoru przybliżonego doprowadzi do tego, że lot samolotu myśliwskiego w czasie praktycznego wykonywania zbliżania będzie się nieco różnić od lotu prostolinijnego.

Po wybraniu zależności zmiany A podczas zbliżania, można otrzymać nowe wzory dla błędów pokrycia, które powinien wypracowywać celownik z punktem wyprzedzenia. Ze wzorów /298/ po uwzględnieniu wzoru /302/, otrzymamy

$$N'_{1yD} = A\psi_{oyD} + \omega_{zD}\frac{T_{obl_o}}{A},$$

$$N'_{1zD} = A\psi_{ozD} - \omega_{yD}\frac{T_{obl_o}}{A}.$$

Do momentu strzelania w $t_z=0$ wartość $A=1$ i następuje równość

$$N'_{1yD} = N_{1yD}; \qquad N'_{1zD} = N_{1zD}.$$

Pozostało do rozpatrzenia zagadnienie o wyborze wartości D_o. Odległość D_o powinna być wybrana z zakresu skutecznych odległości strzelania. Jednak w czasie wyboru D_o należy również zapewnić nie rażenie strzelającego samolotu myśliwskiego podczas wybuchów wystrzelonych przez niego pocisków i niemożliwość zderzenia się jego z celem. Ostatnie dwa wymagania zostaną spełnione drogą porównania wybranej wartości D_o z tak zwaną odległością rażenia D_r i z odległością minimalną D_{min} lotu celu w stosunku do samolotu myśliwskiego. Odległość D_{min} niekiedy nazywamy "chybieniem".

Odległością rażenia D_r nazywa się względna odległość wyprzedzona lub odległość między samolotem myśliwskim i pociskiem, w momencie, gdy pocisk osiąga cel.

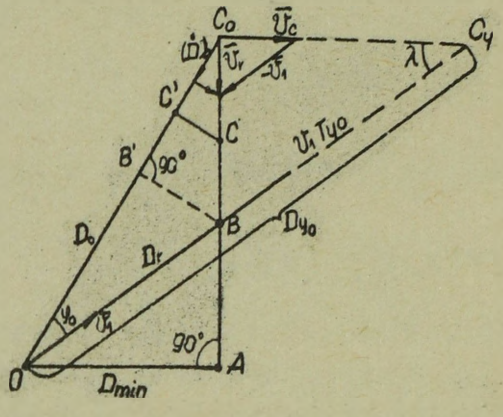
$$D_r = D_{y_o} - v_1 T_{y_o}. \qquad /313/$$

Odległość minimalna / D_{min} / jest odległością minimalną, w której cel przelatuje od samolotu myśliwskiego, jeśli kontynuuje on lot prostolinijny po wystrzale.

Po wybraniu D_o, należy sprawdzić, czy dla różnych warunków strzelania D_r i D_{min} nie są mniejsze, od minimalnie dopuszczalnych. Wobec tego, wymagana jest znajomość związku odległości D_r i D_{min} z odległością początkową D_o i jak D_r i D_{min} zależą od warunków strzelania.

Odległości D_o, D_r i D_{min} dla wypadku ataku płaskiego i prostolinijnego ruchu celu oraz samolotu myśliwskiego

pokazane są na rys. 75. Schemat na rys. 75 odpowiada momentowi otwarcia ognia. Na schemacie $OC_o = D_o$, $OC_y = D_{y_o}$,



Rys. 75.

$OB = D_r$, $OA = D_{min}$, $\bar{v}_r = \bar{v}_c - \bar{v}_1$ – prędkość względna celu w stosunku do samolotu myśliwskiego , $C_o C_{y_o} = v_c T_{y_o}$, $BC_y = v_1 T_{y_o}$.

Aby ustalić związek między D_r i D_o rozpatrzymy ruch względny celu na rys. 75. Cel przemieszcza się względem samolotu myśliwskiego po prostej $C_o A$ z prędkością stałą v_r . Niech po upływie pewnego dowolnego czasu t , od momentu wystrzału, cel znajdzie się w punkcie C . Zrzutujemy punkt C na kierunek $C_o O$. Jeśli za czas t cel przebędzie drogę $C_o C = v_r t$, to rzut C' , przemieszczając się z prędkością $(\dot{D})$ wzdłuż kierunku $C_o O$, przejdzie odległość $C_o C' = (\dot{D}) t$. W momencie $t = T_{y_o}$ cel znajdzie się w punkcie B , a rzut – w punkcie B' . Wtedy

$$C_o B = v_r T_{y_o} ; \qquad C_o B' = (\dot{D}) T_{y_o}. \qquad /314/$$

Jeżeli zrzutować odcinki D_r i $C_o B$ na kierunek OC_o oraz uwzględniając wzory /314/, to otrzymamy

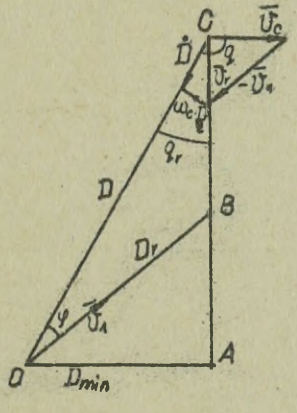
$$D_o = D_r \cos \varphi_o + (\dot{D}) T_{y_o}. \qquad /315/$$

Ponieważ prędkość zbliżania $(\dot{D})$ posiada znak ujemny, to ze wzoru /315/, ostatecznie otrzymamy

$$D_o = D_r \cos \varphi_o - (\dot{D}) T_{y_o}. \qquad /316/$$

Wzór /316/ ustala związek między D_o i D_r. Czas wyprzedzony T_{y_o} lotu pocisku określa się za pomocą tabel balistycznych w zależności od wysokości lotu, temperatury ładunku prochowego, D_{y_o} i v_1.

Rozpatrzymy, jak zależy D_r od warunków strzelania. W tym celu rozpatrzymy schemat ataku płaskiego na rys.76, odpowiadający pewnemu dowolnemu momentowi czasu.



Rys. 76.

Z trójkąta OCB, mamy

$$D_r = D\,\frac{\sin q_r}{\sin(q_r+\varphi)}\,. \qquad /317/$$

Rozłożymy v_r na składowe poprzeczną $\omega_c D$ i podłużną $\dot{D}$. Wówczas

$$\left.\begin{aligned}\sin q_r &= \frac{\omega_c D}{v_r}\,;\\ \cos q_r &= \frac{|\dot{D}|}{v_r}\,.\end{aligned}\right\} \qquad /318/$$

Przepiszemy wzór /317/ w postaci

$$D_r = D\,\frac{\omega_c D}{v_r(\sin q_r\cos\varphi + \sin\varphi\cos q_r)}\,. \qquad /319/$$

Podstawiając do wzoru /319/ $\sin q_r$ i $\cos q_r$ ze wzorów /318/, otrzymamy

$$D_r = \frac{\omega_c D^2}{\omega_c D\cos\varphi + |\dot{D}|\sin\varphi} \qquad /320/$$

Wzór /320/ ustala zależność D_r od warunków strzelania czyli od takich parametrów, jak ω_c, $\dot{D}$, φ i D.

Za pomocą schematu podanego na rys.76 można ustalić zależność D_{min} od warunków strzelania. Aby określić D_{min}, przeprowadzimy prostopadłą z punktu O na prostą, przedłużającą wektor $\bar{v}_1$. Odległość $OA = D_{min}$.

Z trójkąta prostokątnego OCA

$$D_{min} = D \sin q_r .$$

Ponieważ $\sin q_r = \frac{\omega_c D}{v_r}$, to

$$D_{min} = \frac{\omega_c D^2}{v_r} \qquad /321/$$

Podczas ataku, w wypadku prostolinijnego i jednostajnego lotu samolotu myśliwskiego i celu, D_{min} i v_r pozostają stałe. Oznacza to, że przy takim ataku

$$\omega_c D^2 = const. \qquad /322/$$

Ze schematu na rys. 76 wynika, że

$$v_r = \sqrt{(\omega_c D)^2 + (\dot{D})^2} .$$

Wówczas ze wzoru /321/, otrzymamy

$$D_{min} = \frac{\omega_c D^2}{\sqrt{(\omega_c D)^2 + (\dot{D})^2}} . \qquad /323/$$

Wzór /323/ ustala zależność D_{min} od warunków strzelania.

Dla momentu otwarcia ognia, wzór /323/ można przedstawić w postaci

$$D_{min} = \frac{\omega_{c_o} D_o^2}{\sqrt{(\omega_{c_o} D_o)^2 + (\dot{D})^2}} . \qquad /324/$$

Wzór /324/ wskazuje, jak D_{min} zależy od D_o.

Na zakończenie stwierdzimy, że można organizować naprowadzanie bliższe, jeśli utrzymywać nie D_o, lecz zadaną wartość D_r lub D_{min}.

W tym paragrafie rozpatrzyliśmy naprowadzanie bliższe za pomocą celownika z punktem wyprzedzenia. Takie naprowadzanie jest półautomatyczne, gdyż utrzymywanie warunków lotu samolotu myśliwskiego wykonywane jest przez pi-

lota. System celowniczy jedynie określa i wskazuje pilotowi niezbędny kierunek lotu w zależności od parametrów warunków naprowadzania, które mierzone są automatycznie.

Możliwa jest całkowita automatyzacja etapu naprowadzania bliższego za pomocą pokładowej maszyny matematycznej, która bez udziału pilota rozwiązuje zadanie naprowadzania bliższego i wykonuje sterowanie samolotem myśliwskim, wysyłając odpowiednie sygnały na jego stery.

Obecnie rozpatrzymy niektóre zagadnienia organizacji naprowadzania dalszego.

§ 18. NAPROWADZANIE DALSZE

Naprowadzanie dalsze wykonuje się za pomocą naziemnych środków radiotechnicznych. Możliwe są dwa sposoby wykorzystania środków naziemnych w celu zabezpieczenia naprowadzania dalszego samolotów myśliwskich.

W pierwszym sposobie środki naziemne, posiadające w swoim składzie, oprócz radiolokacyjnych stacji wykrywania i środków łączności, specjalne matematyczne maszyny naprowadzania, które odpowiednio do informacji o ruchu celu i samolotu myśliwskiego oraz do wybranej metody naprowadzania określają i przekazują drogą radiową na pokład samolotu sygnały wykonawcze niezbędne do naprowadzania.

W drugim sposobie środki naziemne przekazują drogą radiową na pokład samolotu myśliwskiego tylko współrzędne celu. Na samolocie myśliwskim zamontowana jest maszyna naprowadzania, która sama wypracowuje niezbędne sygnały wykonawcze do kierowania samolotem.

Skonstruowanie maszyny naprowadzania o małych gabarytach i ciężarze, możliwej do zamontowania na samolocie myśliwskim jest jeszcze trudne, dlatego w obecnym czasie stosuje się pierwszy sposób.

W zależności od stopnia automatyzacji naprowadzanie może być:

a/ nieautomatyczne /wzrokowe/;
b/ półautomatyczne;
c/ automatyczne.

Przy naprowadzaniu nieautomatycznym komendy niezbędne dla samolotu myśliwskiego określa się przez operatora na RLS lub przez nawigatora na SD samolotami myśliwskimi drogą obliczeń lub za pomocą przyrządów specjalnych. W czasie obliczeń wykorzystuje się dane o kursie, wysokości i prędkości celu. Komendy wykonawcze na pokład samolotu przekazywane są głosem przez radio.

Podczas naprowadzania półautomatycznego, zadanie naprowadzania rozwiązuje się automatycznie za pomocą maszyny matematycznej, przy czym dane o celu mogą być przekazywane do maszyny również automatycznie bezpośrednio ze stacji wykrywania. Wypracowane sygnały przekazywane są przez radio pilotowi na wskaźnik, który kieruje samolotem myśliwskim, utrzymując zadane z ziemi wskazania wskaźnika.

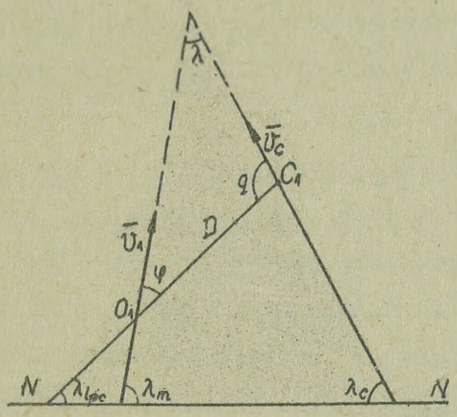
W czasie naprowadzania automatycznego cały proces naprowadzania dalszego włączający otrzymanie danych o celu, wypracowanie sygnałów /komend/, przekazanie sygnałów i kierowanie samolotem myśliwskim, odbywa się automatycznie.

Zasadniczym wymaganiem do organizacji naprowadzania dalszego jest to, że w wyniku tego naprowadzania samolot myśliwski powinien być wyprowadzony w takie położenie względem celu, w którym zapewnia się uchwycenie celu przez środki pokładowe samolotu i może być wykonane naprowadzanie bliższe, kończące się skutecznym atakiem celu.

Wybrana metoda naprowadzania dalszego powinna zapewniać, w miarę możliwości, większe oddalenie rubieży przechwycenia i mniejsze przeciążenia samolotu myśliwskiego podczas manewrowania.

1. METODY NAPROWADZANIA DALSZEGO. Naprowadzanie dalsze według wybranej metody przeważnie wtedy wykonuje się, gdy samolot myśliwski osiągnie tę samą wysokość, którą posiada cel. Daje to podstawę do tego, że podczas naprowadzania samolot myśliwski i cel przemieszczają się w jednej płaszczyźnie, zawierającej wektory $\bar{v}_i$ i $\bar{v}_c$. Przyjmiemy również, że wektor $\bar{v}_i$ pokrywa się z osią samolotu, czyli

kąty natarcia i ślizgu samolotu myśliwskiego są równe zeru. Przy podanych założeniach można otrzymać stosunki kinematyczne, charakteryzujące tę lub inną metodę, podczas naprowadzania w jednej płaszczyźnie /naprowadzanie płaskie/.



Rys. 77.

Rozpatrzymy schemat podany na rys. 77, który odpowiada pewnemu dowolnemu momentowi czasu w procesie naprowadzania. Na schemacie literami NN został oznaczony kierunek początkowy odmierzania kątów kursowych /na przykład, może to być południk magnetyczny/, λ_c - kąt kursowy celu, λ_m - kąt kursowy samolotu myśliwskiego, λ_{lpc} - kąt kursowy linii położenia celu.

Dla naprowadzania należy przede wszystkim zadać samolotowi myśliwskiemu określony kurs λ_{zm}. Wybrana metoda naprowadzania, określa zasadę zmiany kursu zadanego samolotowi myśliwskiemu.

Ze schematu podanego na rys. 77 wynika, że

$$\lambda_m = \lambda_{lpc} + \varphi, \qquad /325/$$

gdzie: φ - namiar celu.

Kąt kursowy linii położenia celu w sposób dostatecznie prosty i dokładny określa się przez środki naziemne na podstawie współrzędnych samolotu myśliwskiego i celu, jako danych otrzymanych od środków wykrywania. Dlatego

zamiast kursu, można przyjąć namiar φ_z i określić λ_{zm} ze wzoru /325/

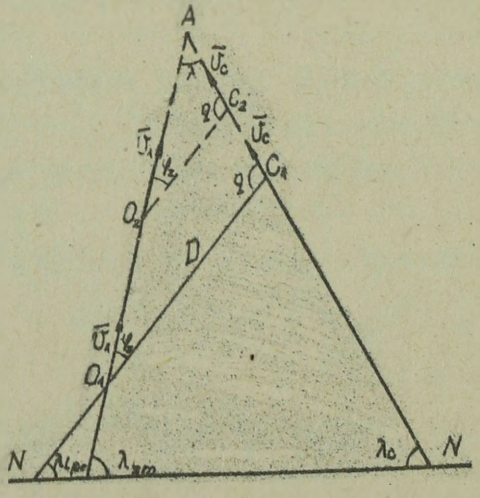
$$\lambda_{zm} = \lambda_{lpc} + \varphi_z . \qquad /326/$$

Rozpatrzymy kilka możliwych metod naprowadzania.

METODA ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO. W metodzie zbliżania równoległego, jak wiadomo, utrzymuje się zerową prędkość kątową linii położenia celu /linii O_1C_1 na rys. 77/

$$\omega_{lpc} = const = 0 . \qquad /327/$$

Jeśli cel wykonuje lot prostolinijny i jednostajny / $\bar{v}_c$ = const/, to przy tej metodzie naprowadzania samolot myśliwski będzie wykonywać lot prostolinijny do natychmiastowego punktu spotkania z celem, namiar φ i kąt kursowy celu q pozostaną stałe, a przyśpieszenie normalne samolotu myśliwskiego będzie równe zeru /patrz wzory /279/,/280/. przy czym we wzorze /280/ należy przyjąć, że $\psi = \varphi$ /. Przyśpieszenie normalne będzie występować podczas manewru celu w kierunku /zmiana kursu/ lub prędkością.. Metodę zbliżania równoległego wygodnie jest stosować podczas naprowadzania na dużych wysokościach, gdy przeciążenia rozporządzalne są małe, a manewr celu utrudniony.



Rys. 78.

Na rys. 78 przedstawiony jest schemat naprowadzania płaskiego metodą zbliżania równoległego i v_c = const. Kąty λ_{zm} i φ_z - zadany kurs i manewr samolotu myśliwskiego, A - natychmiastowy punkt spotkania. Podczas naprowadzania kąty φ_z i q_y nie ulegają zmianie i linia położenia celu jest równoległa do położenia początkowego $(O_2C_2 \parallel O_1C_1)$.

Zadany kąt φ_z może być określony za pomocą wzoru /293/

$$\varphi_z = \text{arc sin} \frac{v_c}{v_1} \sin q_y . \qquad /328/$$

Ze schematu na rys.78 wynika, że

$$q_y = \lambda_{1pc} + \lambda_c . \qquad /329/$$

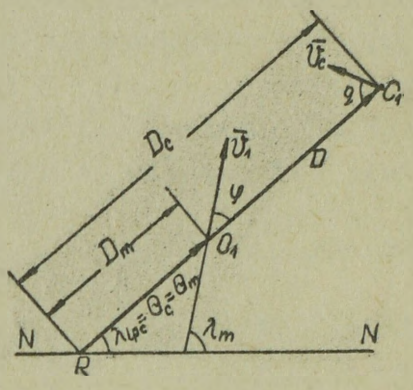
W ten sposób, dla określenia zadanego samolotowi myśliwskiemu namiaru φ_z lub kursu λ_{zm} /rys./78/ / wymagane jest określenie parametrów, charakteryzujących ruch samolotu myśliwskiego i celu, takich jak $\lambda_{1pc}, v_c, \lambda_c, v_1$.

Rozpatrzymy drugą metodę naprowadzania, która podczaj jej wykonywania praktycznego nie wymaga pomiaru parametrów ruchu celu - prędkości i kursu.

METODA "TRZECH PUNKTÓW" /metoda pokrycia/. W czasie zbliżania samolotu myśliwskiego do celu według metody trzech punktów, trzy punkty, oznaczające położenie stacji wykrywania, samolotu myśliwskiego i celu, powinny się znajdować podczas naprowadzania w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez stację i cel, czyli azymuty samolotu myśliwskiego i celu powinny być jednakowe. Ponieważ rozpatrujemy naprowadzanie samolotu myśliwskiego na jednej i tej samej wysokości z celem, to schemat, odpowiadający pewnemu dowolnemu momentowi czasu, mieć będzie obraz, przedstawiony na rys.79.

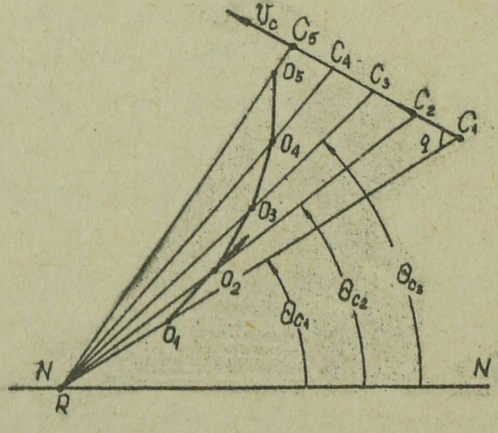
Na schemacie oznaczono przez Θ_c - azymut celu, R - położenie naziemnej stacji radiolokacyjnej, D_c i D_m - odległości od stacji do celu i samolotu myśliwskiego.

Ze schematu wynika, że podczas naprowadzania według tej metody również zapewnia się pokrycie wektorów $\bar{D}_c$ i $\bar{D}_m$, dlatego metodę tę nazywamy metodą pokrycia.



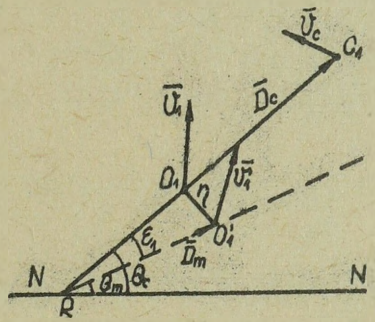
Rys. 79.

Tor lotu samolotu myśliwskiego, podczas zbliżania według metody trzech punktów, będzie w tym wypadku prostolinijny, gdy cel leci w kierunku na stację /wektory $\bar{V}_c$ i $\bar{D}_c$ pokrywają się/. W ogólnym wypadku tor lotu samolotu myśliwskiego, nawet przy braku manewru celu jest krzywolinijny i przyśpieszenie normalne będzie różne od zera.



Rys. 80.

Na rys.80 pokazana jest budowa ozęści toru lotu samolotu myśliwskiego na podstawie odoinków $v_1 \Delta t$ przy założeniu, że podozas naprowadzania $\bar{v}_c = \text{oonst}$ i $\bar{v}_1 = \text{oonst}$. Na rys.80 RC_1, RC_2, RC_3 itd. są to promienie przeprowadzane od stacji na oel; $\theta_{c1}, \theta_{c2}, \theta_{c3}$ itd. - azymuty celu; $C_1C_2 = C_2C_3 = \ldots = v_c \Delta t$ - odoinki drogi przebyte przez oel za Δt ; $O_1O_2 = O_2O_3 = \ldots = v_1 \Delta t$ - odoinki drogi samolotu myśliwskiego za Δt .Po przeprowadzeniu krzywej, styoznej do odoinków O_1O_2 , O_2O_3 , O_3O_4 , ... można otrzymać przybliżony tor lotu samolotu myśliwskiego podozas naprowadzania.



Rys. 81.

Naprowadzanie przy wykorzystaniu metody trzech punktów można wykonywać według kąta ε_1 między wektorami D_c i D_m /rys.81/. Przy prawidłowym naprowadzaniu

$$\varepsilon_1 = \theta_c - \theta_m = 0. \qquad /330/$$

W tym wypadku nie ma potrzeby dokonywania pomiaru odległośoi, wystarozająca jest jedynie znajomość azymutów celu i samolotu myśliwskiego, a jeśli nie są sobie równe, to należy podawać odpowiednie komendy samolotowi myśliwskiemu. Przy takim sposobie naprowadzania metoda ta posiada dużą odporność na zakłóoenia, ponieważ nie ma potrzeby dokonywania pomiaru odległośoi.

Naprowadzanie można wykonywać, wykorzystując odległość liniową η od samolotu myśliwskiego do promienia

RC_1 /rys. 81/.

W tym wypadku należy zmierzyć D_m, ponieważ

$$\eta \cong D_m \varepsilon_1 . \qquad /331/$$

Aby porównać rozpatrywaną metodę z metodą zbliżania równoległego według wielkości potrzebnych namiarów zadanych, otrzymamy wzór dla φ_z podczas naprowadzania według metody trzech punktów. W tym celu posłużymy się równaniem azymutów celu i samolotu myśliwskiego, które powinno mieć miejsce przy prawidłowym naprowadzaniu metodą trzech punktów. Ponieważ $\Theta_c = \Theta_m$ /rys.79/, to

$$\dot{\Theta}_c = \dot{\Theta}_m .$$

Jeśli uwzględnić, że

$$\Theta_c = \frac{v_c \sin q}{D_c} ;$$

$$\Theta_m = \frac{v_1 \sin \varphi_z}{D_m} ,$$

to otrzymamy

$$\sin \varphi_z = \frac{D_m}{D_c} \frac{v_c}{v_1} \sin q . \qquad /332/$$

Ponieważ $D_m = D_c - D$, to wzór /332/ można wyrazić w postaci

$$\sin \varphi_z = \left(1 - \frac{D}{D_c}\right) \frac{v_c}{v_1} \sin q . \qquad /333/$$

Ze wzoru /333/ wynika, że na dużych odległościach od celu, gdy D mało się różni od D_c, zadany namiar bliski jest zeru. W pobliżu celu, gdy D jest mała, a D_c duża, w obu metodach zadane namiary mało się różnią między sobą /rys. 80/.

Przy dużych sylwetkach celu /dużych sin q / φ_z będą znaczne i mogą w sposób istotny różnić się od potrzebnych kątów wyprzedzenia. Dla samolotów myśliwskich, na których broń zamontowana jest nieruchomo, trzeba by w pobliżu celu namiar mało się różnił od potrzebnego wyprzedzenia. Wtedy podczas naprowadzania bliższego samolot myśliwski będzie mógł szybko i prawie bez manewru wyjść na pozycję ogniową. Przeciwnie, jeśli różnica $\varphi_z - \psi$ w pobliżu celu jest duża, to samolot myśliwski, aby wyjść na pozycję ogniową, zmuszony będzie wykonywać manewr ze znacznymi przeciążeniami.

przy małych przeciążeniach etap naprowadzania bliższego zbyt rozciągnie się w czasie i atak może być zerwany.

Tym samym, rozpatrzone metody nie są zbyt sprzyjające do naprowadzania samolotów myśliwskich z bronią zamontowaną nieruchomo. Jednak mogą one znaleźć zastosowanie do naprowadzania samolotów myśliwskich, uzbrojonych w działka ruchome lub rakiety kierowane. Jeśli działka samolotu myśliwskiego są ruchome, to potrzebny kąt wyprzedzenia może być zadany drogą przesunięcia luf broni, bez istotnej zmiany kierunku lotu samolotu myśliwskiego. Rozpatrzone metody szczególnie będą sprzyjające dla naprowadzania dalszego samolotów myśliwskich z takimi rakietami kierowanymi, które po odpaleniu same naprowadzają się według metody zbliżania równoległego lub metody trzech punktów. W tym wypadku różnica między potrzebnym kątem wyprzedzenia przy odpaleniu i zadanym namiarem będzie minimalna.[x/]

Minimalnie zadane namiary są charakterystyczne dla metody pościgu.

METODA POŚCIGU. W czasie naprowadzania metodą pościgu zadane namiary przyjmuje się równe zeru, czyli wektor $\bar{v}_1$ skierowany jest na cel. Tor lotu samolotu myśliwskiego podczas naprowadzania metodą pościgu przy założeniu, że $\bar{v}_c = \text{const}$ i $\bar{v}_1 = \text{const}$, zbudowany według odcinków drogi $v_1 \Delta t$ pokazany jest na rys.82. Na tym wysunku $C_1C_2 = C_2C_3 = \ldots = v_c \Delta t$ - drogi, przebyte przez cel za Δt, $O_1O_2 = O_2O_3 = \ldots = v_1 \Delta t$ - drogi, przebyte przez samolot myśliwski za Δt. Krzywa, styczna do odcinków O_1O_2, O_2O_3 .... , będzie przybliżonym torem lotu samolotu myśliwskiego. Tor lotu samolotu myśliwskiego przy tej metodzie naprowadzania nazywa się krzywą pościgu.

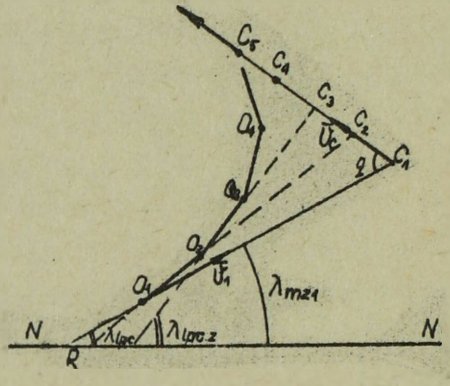
Metoda pościgu tym jest charakterystyczna, że podczas jej wykonywania praktycznego nie potrzeba określać parametrów ruchu celu i samolotu myśliwskiego. Dla określenia kursu φ_z zadanego samolotowi myśliwskiemu należy jedynie

---

x/ Celowanie przy strzelaniu rakietami samonaprowadzającymi się rozpatrywane jest w rozdziale V.

znać współrzędne celu i samolotu myśliwskiego. Na podstawie współrzędnych, jak poprzednio było już wspomniane, można określić kąt kursowy linii położenia celu λ_{lpc}. Wówczas

$$\lambda_{zm} = \lambda_{lpc}. \qquad /334/$$



Rys. 82.

Wobec tego, podczas naprowadzania według metody pościgu szybko można określić niezbędny kurs dla samolotu myśliwskiego. Oprócz tego, metoda ta mało jest czuła na błędy w różnych ogniwach systemu naprowadzania, natomiast bardzo czuła na manewr celu. Do cech ujemnych metody pościgu zaliczamy poniższe. Tor lotu samolotu myśliwskiego podczas naprowadzania, w większości wypadków jest długi, a samolot myśliwski w ciągu długiego czasu powinien wykonywać lot z przechyłem i wytrzymywać przeciążenia. Niekiedy, szczególnie na dużych wysokościach, przeciążenia mogą przekraczać wielkości przeciążeń rozporządzalnych. Na skutek tych cech ujemnych nie jest pożądane stosowanie metody pościgu na całym etapie naprowadzania dalszego. Jednak można ją stosować:

1/ na początku naprowadzania, gdy istnieje potrzeba szybkiego zadania kursu samolotowi myśliwskiemu;

2/ w końcu etapu naprowadzania dalszego, gdy naprowadza się samoloty myśliwskie z działkami zamontowanymi

nieruchomo, z których można wykonywać tylko strzelanie towarzyszące lub samoloty myśliwskie uzbrojone w rakiety, kierowane za pomocą wiązki prowadzącej[x/] i nie wyposażone w specjalne celowniki strzelania powietrznego;

3/ w wypadku manewru celu.

Podczas naprowadzania samolotu myśliwskiego metodami zbliżania równoległego, trzech punktów lub pościgu, samolot wyprowadzony jest na pewien kierunek względem celu, do chwili uchwycenia celu według odległości przez jego środki pokładowe. Przy tym odległość do celu i kierunek lotu samolotu myśliwskiego w końcu etapu naprowadzania dalszego w rozpatrywanych metodach zawczasu nie są uwarunkowane. Dla określonej metody będą one zależyć od warunków naprowadzania i odległości uchwycenia celu w tych warunkach.

Rozpatrzymy taką metodę naprowadzania, w której zapewnia się wyprowadzenie samolotu myśliwskiego na określoną odległość od celu w końcu etapu naprowadzania dalszego.

METODA ZBLIŻANIA BEZPOŚREDNIEGO. Podczas naprowadzania tą metodą na cel lecący prostolinijnie i jednostajnie samolot myśliwski, leci również prostolinijnie i w końcu naprowadzania znajdzie się w zawczasu określonej odległości zadanej od niego. Schemat naprowadzania przedstawiony jest na rys. 83.

Na rys. 83 punktami O_1 i C_1 oznaczone są położenia początkowe samolotu myśliwskiego i celu, punktami O i C_0 - położenia samolotu myśliwskiego i celu w końcu naprowadzania, D^* - odległość do celu w końcu naprowadzania, L i S - drogi, przebyte przez samolot myśliwski i cel w czasie naprowadzania.

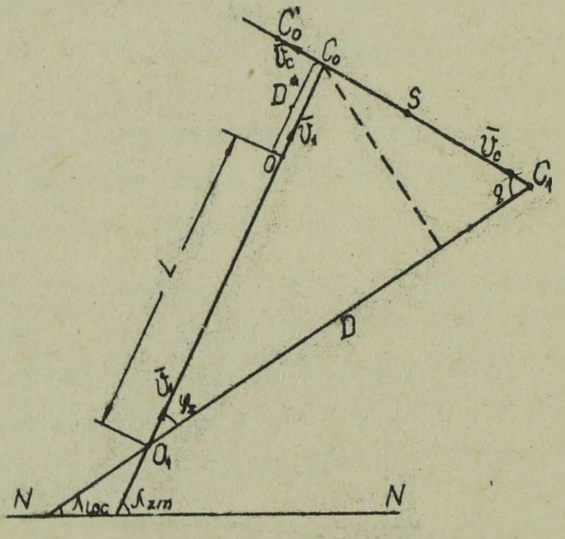
Przy naprowadzaniu według metody zbliżania bezpośredniego, samolot myśliwski nie naprowadza się w natychmiastowym punkt spotkania z celem, jak miało to miejsce w metodzie zbliżania równoległego, lecz w pewien punkt przesunięty. W tym momencie, gdy samolot myśliwski przetnie

---

x/ Celowanie rakietami, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej rozpatruje się w rozdziale V.

linię kursową celu /prostą C_1C_o /, cel będzie się znajdować w pewnej odległości $C_oC'_o$, która określa przesunięcie natychmiastowego punktu spotkania. Podczas naprowadzania według metody zbliżania równoległego w momencie przecięcia linii kursowych samolotu myśliwskiego i celu, samolot myśliwski powinien się spotkać z celem, tj. przesunięcie $C_oC'_o$ równe jest zeru.

Przy metodzie zbliżania bezpośredniego punkt spotkania w procesie naprowadzania nie zmienia swojego położenia. Możliwe są odmiany tej metody, gdy punkt przesunięcia okaże się ruchomy.



Rys. 83.

Otrzymamy wzór dla namiaru zadanego samolotowi myśliwskiemu. Ze schematu na rys. 83 można otrzymać potrzebne stosunki wyjściowe do naprowadzania wzoru.

Z trójkąta $O_1C_oC_1$ na podstawie twierdzenia sinusów

$$\frac{L + D^*}{\sin q_v} = \frac{S}{\sin \varphi_z} . \qquad /335/$$

Po zrzutowaniu odcinków O_1C_o i C_1C_o na kierunek odległości D, otrzymamy

$$D = (L + D^*) \cos \varphi_z + S . \cos q_v . \qquad /336/$$

Ponieważ czas lotu samolotu myśliwskiego do punktu 0 i celu do punktu C_a jest jednakowy, to

$$L = S \frac{v_1}{v_c} . \qquad /337/$$

Ze wzorów /335/ i /337/ wynika, że

$$D^* v_c \sin \varphi_z = S (v_c \sin q_v - v_1 \sin \varphi_z) . \qquad /338/$$

Ze wzoru /291/ można otrzymać

$$v_c \sin q_v - v_1 \sin \varphi_z = \omega_c D .$$

Wówczas wzór /338/ przyjmie postać

$$D^* v_c \sin \varphi_z = S \omega_c D . \qquad /339/$$

Podstawiając L ze wzoru /337/ do wzoru /336/, można S wyrazić w postaci

$$S = \frac{(D - D^* \cos \varphi_z) v_a}{v_c \cos q_v + v_1 \cos \varphi_z} , \qquad /340/$$

gdzie

$$v_c \cos q_v + v_1 \cos \varphi_z = |\dot{D}| . \qquad /341/$$

We wzorze /341/ przez $|\dot{D}|$ oznaczono wartość bezwzględną prędkości zbliżania.

Podstawiając S ze wzoru /340/ do wzoru /339/ i uwzględniając wzór /341/, to po przekształceniu otrzymamy wyrażenie ostateczne dla φ_z:

$$\sin \varphi_z = \omega_c \frac{D}{|\dot{D}|} \left(\frac{D}{D^*} - \cos \varphi_z \right) . \qquad /342/$$

Wzór /342/ można wyrazić w takiej postaci:

$$\sin \varphi_z = \omega_c T_{obl} \qquad /343/$$

gdzie

$$T_{obl} = \frac{D}{|\dot{D}|} \left(\frac{D}{D^*} - \cos \varphi_z \right) . \qquad /344/$$

Składnik T_{obl} przy ω_c we wzorze /343/ posiada wymierność czasu, dlatego można go nazwać czasem obliczeniowym. Wzór /343/ podaje zależność zmiany zadanego samolotowi myśliwskiemu namiaru podczas naprowadzania według metody zbliżania bezpośredniego. Porównamy namiar zadany w tej metodzie z namiarem zadanym w metodzie zbliżania równoległego. W tym celu przepiszemy wzór /343/ z uwzględnieniem

wzoru /291/

$$\sin \varphi_z = \frac{v_c \sin q_v - v_1 \sin \varphi_z}{D} T_{obl} . \qquad /345/$$

Wyrażenie /345/ po przekształceniu można doprowadzić do postaci:

$$\sin \varphi_z = \frac{v_1 T_{obl}}{D + v_1 T_{obl}} \frac{v_c}{v_1} \sin q_v . \qquad /346/$$

Ponieważ $\frac{v_c}{v_1} \sin q_v = \varphi_{zn}$, gdzie φ_{zn} - zadany namiar przy metodzie zbliżania równoległego, to ze wzoru /346/ wynika, że namiar zadany przy metodzie zbliżania bezpośredniego jest mniejszy od namiaru przy metodzie zbliżania równoległego, gdyż składnik

$$\frac{v_1 T_{obl}}{D + v_1 T_{obl}} < 1 .$$

W związku z tym metoda zbliżania bezpośredniego może być stosowana do naprowadzania samolotów myśliwskich z bronią umocowaną nieruchomo, mając na uwadze wykonanie strzelania zaporowego.

Rozpatrzone powyżej metody naprowadzania dalszego nie zapewniały wyprowadzenie samolotu myśliwskiego w części końcowej etapu w zawczasu określone położenie zadane względem celu. Można powiedzieć, że takie wymaganie w stosunku do metod naprowadzania dalszego nie jest obowiązkowe, dlatego, że na kolejnym etapie naprowadzania bliższego istnieją możliwości w sposób określony skorygować lot samolotu myśliwskiego i wyprowadzić go na pozycję ogniową. Jednak w oddzielnych wypadkach niezbędne jest wyprowadzenie samolotu myśliwskiego w części końcowej naprowadzania dalszego w określone położenie względem celu, ponieważ w przeciwnym wypadku może się okazać niemożliwe wykonanie naprowadzania bliższego i ze względu na duże potrzebne przeciążenia atak będzie niewykonalny. Jest to charakterystyczne dla samolotów myśliwskich z bronią umocowaną nieruchomo, przeznaczoną do strzelania towarzyszącego. Przed atakiem takie samoloty myśliwskie, podczas zbliżania do celu wykonują lot po krzywej pościgu. Przeciążenia samolotu myśliwskiego na krzywej pościgu zależą od wartości początkowych sylwetki celu i odległości. Przy pewnych

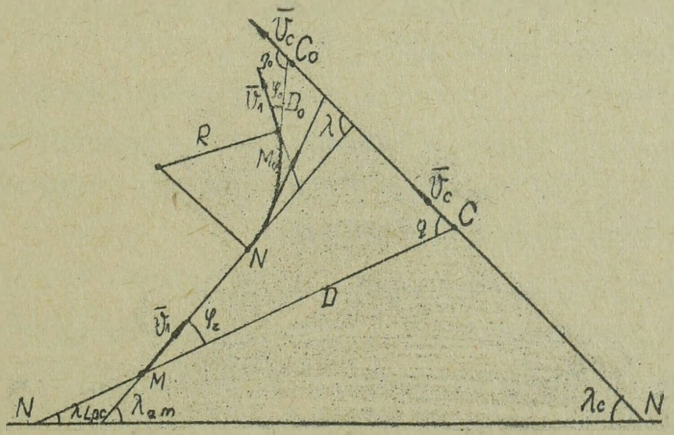
wartościach tych parametrów możliwe jest w trakcie zbliżania trafienie samolotu myśliwskiego w strefę przeciążeń, większych od dopuszczalnych lub rozporządzalnych, co prowadzi do zerwania ataku.

W obecnym czasie znane są następujące metody, które zapewniają wyprowadzenie samolotu myśliwskiego w określone położenie względem celu:

- metoda "bezpośrednia z zakrętem";
- metoda "przechwycenie korygowane";
- metoda "manewr".

Wzory dla zadanych kursów samolotowi myśliwskiemu w tych metodach naprowadzania są dość skomplikowane. Wyprowadzanie tych wzorów nie będzie rozpatrywane, lecz zostanie podany jedynie krótki opis wyżej wymienionych metod z objaśnieniami na schematach.

METODA "BEZPOŚREDNIA Z ZAKRĘTEM". Tor lotu samolotu myśliwskiego podczas naprowadzania według tej metody na cel lecący prostolinijnie i jednostajnie składa się z odcinków prostej na początku naprowadzania i łuku okręgu – – w końcu naprowadzania. W wyniku wykonania zakrętu o zadanym promieniu samolot myśliwski zostaje wyprowadzony w określone położenie względem celu. Schemat ruchu samolotu myśliwskiego i celu podczas naprowadzania tą metodą przedstawiony jest na rys. 84.



Rys. 84.

Na rys. 84 oznaczono: MNM_o – droga samolotu myśliwskiego, CC_o – droga celu, punktami M_o i C_o – położenie samolotu myśliwskiego i celu w końcu naprowadzania, D_o, q_o i φ_o – odległość, kąt kursowy celu i namiar w końcu naprowadzania, R – promień pełnego zakrętu /wirażu/, λ – bieżący kąt przechwycenia.

Kurs zadany samolotowi myśliwskiemu φ_{zm} zależyć będzie od D, q, $k = \frac{v_c}{v_1}$, D_o, q_o, φ_o, wysokości lotu celu H i minimalnie możliwego promienia R_{min} pełnego zakrętu samolotu myśliwskiego na wysokości H. Parametry D, q, H i $k = \frac{v_c}{v_1}$ określą się i oblicza według współrzędnych celu i samolotu myśliwskiego, otrzymanych przez naziemne stacje radiolokacyjne.

Przed rozpoczęciem zakrętu /punkt N na rys. 84/ samolot myśliwski po to wykonuje lot prostolinijny, aby szybciej się zbliżyć do celu. Na tym odcinku

$$\left.\begin{aligned} \lambda_{zm} &= \lambda_{1pc} + \varphi_z; \\ \varphi_z &= \lambda - q. \end{aligned}\right\} \qquad /347/$$

Kąt λ określa się w wyniku rozwiązania, metodą kolejnych przybliżeń, równania

$$f_1(\lambda, R, \varphi_o, q_o, k, D, D_o) = 0, \qquad /348/$$

w którym R określa się według wzoru doświadczalnego w zależności od R_{min} i H. Oprócz tego, na odcinku lotu oblicza się czas t_{zakr}, pozostały do rozpoczęcia zakrętu:

$$t_{zakr} = t_{zakr}(\lambda, k, D, q, q_o, \varphi_o, R, v_1, D_o). \qquad /349/$$

W momencie rozpoczęcia zakrętu $t_{zakr} = 0$.

W czasie zakrętu λ_{zm} określa się również odpowiednio ze wzorami /347/, w których potrzebny kąt przechwycenia λ_{zakr} na zakręcie oblicza się ponownie drogą rozwiązania równania metodą kolejnych przybliżeń:

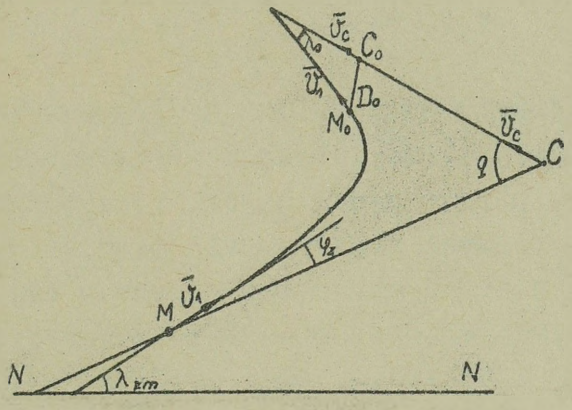
$$f_2 = (\lambda_{zakr}, k, D, q, q_o, \varphi_o, D_o). \qquad /350/$$

W ten sposób, przy praktycznym wykonywaniu naprowadzania według metody "bezpośrednia z zakrętem" należy rozwiązywać dość skomplikowane równania /348/ – /350/. Wskutek tego, możliwe są znaczne błędy w określaniu kursu zadanego samolotowi myśliwskiemu.

METODA "PRZECHWYCENIA KORYGOWANE". Metoda naprowadzania "przechwycenie korygowane" oparta jest na korygowaniu zadanego samolotowi myśliwskiemu namiaru w porównaniu z namiarem, odpowiadającym metodzie zbliżenia równoległego. Zadany namiar określa się według wzoru:

$$\varphi_z = \arcsin \frac{v_c}{v_1} \sin q + \Delta\varphi. \qquad /351/$$

Poprawkę korygującą $\Delta\varphi$ określa się za pomocą dość prostego wzoru w zależności od bieżących wartości D, q, v_1, v_c i zadanych D_o i λ_o - odległości i kąta przechwycenia dla końca naprowadzania.



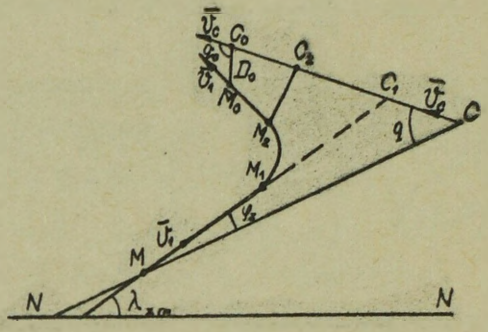
Rys. 85.

Schemat ruchu samolotu myśliwskiego i celu przedstawiony jest na rys. 85.

METODA "MANEWR". Podczas naprowadzania według metody "manewr" tor samolotu myśliwskiego buduje się z odcinków lotu prostolinijnego i zakrętu o określony kąt, po okręgu o pewnym promieniu.

W odróżnieniu od metody "bezpośrednia z zakrętem", w której zakręt rozpoczyna się i kończy w pełni określonych momentach czasu, w metodzie "manewr" nie nakłada się ścisłych ograniczeń co do momentu rozpoczęcia i zakończenia zakrętu. Dlatego w metodzie "manewr" przewiduje się jeszcze dodatkowy odcinek poszukiwania po wykonaniu

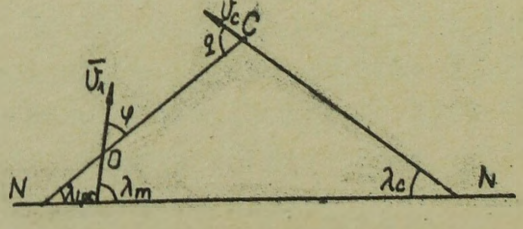
zakrętu dla wyjścia w określone położenie względem celu. Odpowiedni schemat podany jest na rys. 86.



Rys. 86.

2. WPŁYW MANEWRU CELU NA PRZYŚPIESZENIE NORMALNE SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO. Rozpatrując różne metody naprowadzania dalszego, przyjmowano, że cel leci prostolinijnie i równomiernie. Podczas manewru celu samolot myśliwski zmuszony będzie również wykonywać manewr z określonymi przeciążeniami. Manewr celu może być wykonywany kosztem zmiany kursu λ_c i prędkości v_c. Rozpatrzymy, jak wpływa manewr celu na przyśpieszenie normalne samolotu myśliwskiego.

Jak wiadomo /wzór /279/ /, przyśpieszenie normalne samolotu myśliwskiego $j_m = v_1 \omega_{\bar{v}_1}$. Przyjmiemy, że $\bar{v}_1$ = = const i określimy $\omega_{\bar{v}_1}$.



Rys. 87.

Ze schematu na rys. 87 można otrzymać:

$$\omega_{v_1} = \dot{\lambda}_m ; \qquad /352/$$

$$\lambda_m = \lambda_{lpc} + \varphi ; \qquad /353/$$

$$q = \lambda_c + \lambda_{lpc} . \qquad /354/$$

Ze wzorów /352/ i /353/, otrzymamy

$$\omega_{v_1} = \dot{\lambda}_{lpc} + \dot{\varphi} . \qquad /355/$$

Namiar φ , jak zostało stwierdzone podczas rozpatrywania różnych metod, zależy od q , D i $k = \frac{v_c}{v_1}$.

$$\varphi = \varphi(q, D, k) . \qquad /356/$$

Wówczas

$$\dot{\varphi} = \frac{\partial \varphi}{\partial q}\dot{q} + \frac{\partial \varphi}{\partial D}\dot{D} + \frac{\partial \varphi}{\partial k}\dot{k} . \qquad /357/$$

We wzorze /357/

$$\dot{k} = \frac{d}{dt}\left(\frac{v_c}{v_1}\right) = k\,\frac{\dot{v}_c}{v_1} ;$$

$$\dot{q} = \dot{\lambda}_c + \lambda_{lpc} .$$

Podstawiając $\dot{\varphi}$ do wzoru /355/, otrzymamy dla j_m takie wyrażenie:

$$j_m = \left[\dot{\lambda}_{lpc}\left(1 + \frac{\partial \varphi}{\partial q}\right) + \frac{\partial \varphi}{\partial D}\dot{D} + \frac{\partial \varphi}{\partial q}\dot{\lambda}_c + \frac{\partial \varphi}{\partial k}\dot{k}\,\frac{\dot{v}_c}{v_c}\right] v_1 . \qquad /358/$$

Ze wzoru /358/ wynika, że związek między przyśpieszeniem normalnym i manewrem celu według kursu $\dot{\lambda}_c$ i według prędkości $\dot{v}_c$ może być ustalony za pomocą pochodnych cząstkowych $\frac{\partial \varphi}{\partial q}$ i $\frac{\partial \varphi}{\partial k}$. Przy dużych wartościach tych pochodnych manewr celu powoduje znaczne potrzebne przyśpieszenia normalne, a tym samym i nadmiar przeciążenia samolotu myśliwskiego.

Przy wybranej metodzie naprowadzania pochodne $\frac{\partial \varphi}{\partial q}$ i $\frac{\partial \varphi}{\partial k}$ określają stopień wrażliwości danej metody na manewr celu. W wyniku naprowadzania na cel manewrujący należy wybierać taką metodę, w której wartości $\frac{\partial \varphi}{\partial q}$ i $\frac{\partial \varphi}{\partial k}$ są minimalne.

Manewr celu również prowadzi do zwiększenia błędów w określaniu współrzędnych i parametrów ruchu celu, co zwiększa błędy w określaniu sygnałów naprowadzania.

W celu zmniejszenia wrażliwości metody na manewr i wpływu błędów w sygnałach naprowadzania na wahania

kursu samolotu myśliwskiego należy wygładzać sygnały naprowadzania.

Kończąc rozpatrywanie oddzielnych zagadnień organizacji naprowadzania bliższego i dalszego, należy podkreślić, że jedynie ograniczono się do poznania tych zagadnień dla wypadku naprowadzania samolotu myśliwskiego, uzbrojonego w działka nieruchome lub rakiety niekierowane, w jednej wspólnej płaszczyźnie poziomej. Jednak w ogóle ma się doczynienie z naprowadzaniem przestrzennym. Dla poznania naprowadzania przestrzennego dzieli się je zazwyczaj na naprowadzanie w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Wówczas mówi się o naprowadzaniu rzutu samolotu myśliwskiego na rzut celu w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Naprowadzanie poziome i pionowe ściśle związane są między sobą, i rzadko ma się doczynienie z poznaniem oddzielnie jednego z nich. Rozpatrywano wypadek naprowadzania, gdy samolot myśliwski początkowo osiąga wysokość lotu celu, a następnie rozpoczyna je według określonej metody. Naprowadzanie pionowe tym było zapewnione, że samolot myśliwski nabierał wysokość w najwygodniejszych warunkach lotu, przy tym ruch jego prawie nie był łączony z ruchem celu.

Przy wyborze metod naprowadzania dalszego i bliższego samolotów myśliwskich, uzbrojonych w rakiety kierowane klasy "powietrze - powietrze", trzeba uwzględniać właściwości wykonania celowania przy strzelaniu tymi rakietami.

Rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu z samolotu myśliwskiego rakietami kierowanymi klasy "powietrze - powietrze" różnych typów rozpatruje się w następnym rozdziale. -

ROZDZIAŁ V

CELOWANIE PRZY STRZELANIU RAKIETAMI KIEROWANYMI

§ 19. WŁAŚCIWOŚCI ROZWIAZANIA ZADANIA CELOWANIA

Dotychczas rakiety kierowane stosuje się tylko przy strzelaniu z samolotów myśliwskich. Właściwości rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu rakietami kierowanymi w pewnej mierze określa się właściwościami pracy systemu kierowania rakietą. W tym rozdziale rozpatrzone będą rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu zasadniczymi typami rakiet kierowanych: kierowanymi autonomicznie, samonaprowadzającymi się i telekierowanymi.

RAKIETA KIEROWANA AUTONOMICZNIE po odpaleniu wykonuje lot według zawczasu określonego toru zadanego. System kierowania rakietą utrzymuje ten tor, autonomicznie /samodzielnie/ sterując rakietą.

RAKIETA SAMONAPROWADZAJĄCA SIĘ, po odpaleniu również sterowana jest samodzielnie, lecz w zależności od współrzędnych celu, ich pochodnych i innych parametrów warunków strzelania. Rakieta posiada koordynator, który śledząc cel określa jego współrzędne i inne dajniki parametrów warunków strzelania. System kierowania zapewnia naprowadzenie rakiety na cel, odpowiednio z przyjętym prawem naprowadzania, współrzędnymi celu i innymi parametrami warunków strzelania. Ze względu na to, że rakieta samonaprowadzająca się sterowana jest samodzielnie, to po odpaleniu jej manewr samolotu myśliwskiego może być dowolny.

RAKIETA TELEKIEROWANA sterowana jest zdalnie sygnałami z samolotu myśliwskiego. Rakieta posiada urządzenie

odbiorcze, które przyjmuje sygnały z samolotu i przekazuje do systemu kierowania dla korygowania jej lotu. Podczas strzelania takimi rakietami dla naprowadzania ich na cel potrzebny jest w procesie celowania określony manewr samolotu. Rakiety telekierowane są dwóch rodzajów: z kierowaniem dowódczym lub z kierowaniem za pomocą wiązki radiolokacyjnej.

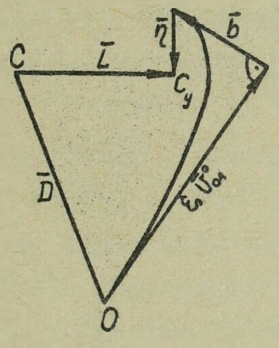
Oprócz zasadniczych typów rakiet, mogą być rakiety z kierowaniem kombinowanym. Na przykład, rakieta kierowana autonomicznie z samonaprowadzaniem w pobliżu celu lub rakieta telekierowana z samonaprowadzaniem w pobliżu celu itp.

Rozpatrzone właściwości kierowania wywierają wpływ na rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania rakietami kierowanymi.

W czasie strzelania rakietami niekierowanymi i z działek zadanie celowania formułowane było jako zadanie określenia takiego zorientowania broni przed wystrzałem, przy którym wystrzelony pocisk trafia w cel. Podczas rozwiązywania zadania celowania przyjmowano, że w pełni określonymi są tory pocisku i celu za czas T_y . W takim sformułowaniu, zadanie celowania może być postawione i dla rakiet kierowanych autonomicznie.

1. WŁAŚCIWOŚCI ROZWIĄZANIA ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI KIEROWANYMI AUTONOMICZNIE. Po odpaleniu rakieta kierowana autonomicznie tak samo, jak i rakieta niekierowana czy pocisk z działka posiada określony tor lotu. Dlatego w celu rozwiązania zadania celowania powinien być zasady tor ruchu celu za czas T_y . Wektorowy schemat celowania przy strzelaniu rakietami kierowanymi autonomicznie przedstawiony jest na rys.88. Ten schemat analogiczny jest do schematu celowania przy strzelaniu pociskami /rakietami niekierowanymi i pociskami z działek/ podanego na rys.55. Właściwością schematu podanego na rys. 88 jest obecność w nim wektora $\bar{b}$, który uwzględnia odchylenie programowanego toru lotu rakiety od kierunku wektora $\bar{v}_{01}^{o}$. W czasie określania potrzebnych poprawek kątowych

uwzględnienie tego wektora w zasadzie niczym nie będzie się różnić od uwzględnienia innych poprawek ($\bar{L}$ i η).



Rys. 88.

Wymagania pod względem dokładności rozwiązania zadania celowania pozostają te same, jak i podczas strzelania rakietami niekierowanymi i z działek. Rakiety kierowane autonomicznie mało wrażliwe są na zakłócenia stosowane przez samolot atakowany. Oprócz tego, istnieje możliwość nadania rakiecie takiego toru lotu, aby podczas wybuchu znalazła się daleko z boku samolotu myśliwskiego. Umożliwia to zapewnienie bezpieczeństwa samolotowi myśliwskiemu podczas strzelania rakietami z atomowymi częściami bojowymi.

Jednak strzelanie rakietami kierowanymi autonomicznie na duże odległości, znacznie przekraczające odległości strzelania rakietami niekierowanymi lub z działek, posiada małą dokładność na skutek dużych błędów celowania, błędów od nieuwzględnienia manewru celu za czas T_y i błędów w utrzymywaniu zadanego toru lotu. Można zapewnić dostatecznie dużą dokładność strzelania na duże odległości drogą zastosowania rakiet z kierowaniem kombinowanym i autonomicznym w części początkowej oraz samonaprowadzeniem w części końcowej toru lotu rakiety. System naprowadzania, włączający się w pobliżu celu, niwelować będzie powyżej podane błędy.

2. WŁAŚCIWOŚCI ROZWIĄZANIA ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI SAMONAPROWADZAJĄCYMI SIĘ I TELEKIEROWANYMI. Rakiety samonaprowadzające się i telekierowane odrazu po odpaleniu lub po upływie pewnego czasu kierowane są, w ten sposób, aby trafiły w cel. W związku z tym, przy strzelaniu rakietami kierowanymi dokładność rozwiązania zadania celowania może nie być tak dużą, jak podczas strzelania rakietami niekierowanymi czy też z działek.

Przy strzelaniu rakietami kierowanymi przede wszystkim można nie uwzględniać manewru celu za czas T_y . To objaśnia się tym, że rakieta kierowana prześladuje cel, przy manewrze dowolnie wykonywanym przez niego. Podczas strzelania do samolotów możliwości manewrowe rakiet są większe od możliwości manewrowych celów.

Dlatego, jeśli w czasie strzelania rakietami niekierowanymi czy z działek, szczególnie z dużych odległości, dokładność uwzględnienia manewru celu określa możliwości strzelania wycelowanego, to przy stosowaniu rakiet kierowanych można we wszystkich wypadkach, gdy manewr celu zawczasu nie jest znany, przyjmować hipotezę o jednostajnym i prostolinijnym ruchu celu. W wypadkach, gdy manewr celu zawczasu jest znany, pożądanym jest uwzględnienie jego w celu zmniejszenia potrzebnych przeciążeń rakiety podczas naprowadzania jej na cel.

Nieznaczne pod względem wielkości poprawki na obniżenie toru, kąty natarcia i ślizgu samolotu myśliwskiego można nie brać pod uwagę. Daje to podstawę ku temu, że w czasie rozwiązywania zadania celowania rozpatruje się atak płaski, wykonywany w płaszczyźnie trójkąta wyprzedzenia.

Ponieważ przy stosowaniu rakiet kierowanych można rozwiązywać zadanie celowania z mniejszą dokładnością uwzględniając to, że system kierowania niweluje błędy, powstałe podczas orientowania rakiety przed odpaleniem, to maksymalna odległość strzelania wycelowanego rakietami kierowanymi będzie określana nie tyle dokładnością rozwiązania zadania celowania, jak to ma miejsce przy strze-

laniu rakietami niekierowanymi lub z działek, lecz innymi czynnikami, a mianowicie: odległością działania systemu kierowania, minimalnie potrzebną prędkością rakiety przy celu, odległością wykrycia celu przez środki pokładowe itp.

Dlatego maksymalne odległości strzelania rakietami kierowanymi mogą znacznie przekraczać odległości strzelania rakietami niekierowanymi albo z działek i osiągnąć wielkości rzędu dziesiątków kilometrów, co umożliwia wykonywanie ataków do celu o dużych prędkościach lotu z przedniej półsfery.

Uwzględniając także to, że trafienie rakiety kierowanej w cel, w głównej mierze, zależy od normalnej pracy jej systemu kierowania, zatem trzeba w czasie rozwiązywania zadania celowania dążyć do tego, by po odpaleniu, rakieta osiągała warunki normalnego naprowadzania, gdy parametry kierowania i ich pochodne mają wartości minimalne, bliskie zeru. Przy małych wartościach parametrów kierowania większa jest pewność, że system kierowania normalnie będzie pracować przy włączeniu jego po odpaleniu rakiety.

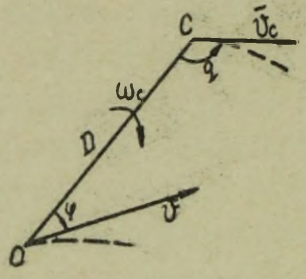
Dlatego nieco inaczej formułuje się zadanie celowania przy strzelaniu rakietami kierowanymi. Brzmi ono następująco: należy określić taką orientację osi rakiet przed odpaleniem, aby po odpaleniu rakieta osiągnęła normalne warunki naprowadzania.

Tak podwiesza się rakietę kierowaną pod samolotem, żeby oś jej równoległa była do osi samolotu. Ponieważ rakiety jest mała, to można przyjmować, że w momencie odpalenia kierunek jej lotu będzie zgodny z kierunkiem wektora $\bar{v}_1$. Jeśli nie brać pod uwagę kątów natarcia i ślizgu samolotu, to wektor $\bar{v}_1$ pokrywa się z osią samolotu myśliwskiego. Wówczas w czasie rozwiązywania zadania celowania można określić orientację osi samolotu myśliwskiego przed odpaleniem rakiety.

Podczas wyboru metody naprowadzania rakiety i rozwiązywania zadania celowania należy uwzględniać przyśpieszenie normalne, działające na rakietę w locie /które

powodują przeciążenia rakiety/ dążąc do możliwie małych wartośoi tych przyśpieszeń. Rozpatrzymy, od jakich parametrów strzelania zależy przyśpieszenie normalne rakiety w locie kierowanym.

3. WZÓR DLA PRZYŚPIESZENIA NORMALNEGO RAKIETY. Przy wyprowadzaniu wzoru rozpatrywać będziemy atak płaski. Odpowiedni schemat przedstawiony jest na rys.89, na którym $\bar{v}$ - prędkość rakiety. Dodatni kierunek odczytu ω_c i kątów q i φ pokazany jest strzałkami. Oznaczając przy-



Rys. 89.

śpieszenie normalne rakiety literą j , wówczas

$$j = \omega_{\bar{v}} v , \qquad /359/$$

gdzie: $\omega_{\bar{v}}$ - prędkość kątowa wektora $\bar{v}$.

Analogicznie, przyśpieszenie normalne celu

$$j_c = \omega_{\bar{v}_c} v_c . \qquad /360/$$

Z rys. 89 wynika, że

$$\omega_v = \omega_c + \dot{\varphi} ;$$
$$\omega_{v_c} = \omega_c - \dot{q} .$$

Wtedy

$$j = (\omega_c + \dot{\varphi}) v ;$$
$$j_c = (\omega_c - \dot{q}) v_c ;$$

skąd

$$\left.\begin{aligned} v\dot{\varphi} &= j - \omega_c v ; \\ v_c \dot{q} &= \omega_c v_c - j_c . \end{aligned}\right\} \qquad /361/$$

Następnie przypomnimy znany stosunek dla prędkości kątowej

linii położenia celu ω_c :

$$\omega_c D = v_c \sin q - v_1 \sin \varphi , \qquad /362/$$

który po zróżniczkowaniu w stosunku do czasu, da postać

$$\dot{\omega}_c D + \omega_c \dot{D} = \omega_c \cos q \dot{q} - v_c \cos \varphi \dot{\varphi} - \dot{v} \sin \varphi . \qquad /363/$$

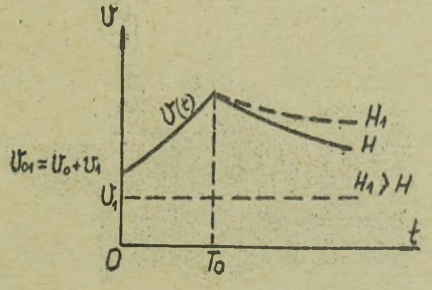
Przy różniczkowaniu przyjmujemy v_c = const. Posługując się wzorami /361/ i /363/ oraz uwzględniając, że

$$\dot{D} = -(v_c \cos q + v \cos \varphi), \qquad /364/$$

otrzymamy następujący wzór dla przyśpieszenia normalnego rakiety:

$$j \cos \varphi = -j_c \cos q - \dot{v} \sin \varphi - (\dot{\omega}_c D + 2 \omega_c \dot{D}) . \qquad /365/$$

Pierwszy człon prawej części wzoru /365/ określa się manewrem celu - zmianą prędkości rakiety, trzeci - przyjętą metodą naprowadzania rakiety. Przykładowy charakter zmiany prędkości rakiety w czasie pokazany jest na rys. 90, gdzie T_o - moment czasu, odpowiadający końcowi aktywnego odcinka toru.



Rys. 90.

Obliczanie j według wzoru /365/, w ogólnym wypadku, jest utrudnione, gdyż należy znać wartości φ , ω_c i $\dot{\omega}_c$. Jednak istnieją takie metody naprowadzania rakiety, w których j oblicza się dość prosto. Na przykład, metoda zbliżania równoległego, gdy podczas naprowadzania utrzymuje się zerową prędkość kątową linii położenia celu, $\omega_c = \omega_{co} = 0$ /ω_{co} - prędkość kątowa linii położenia celu w momencie odpalenia/, i metoda naprowadzania z utrzymywaniem stałej prędkości kątowej linii położenia celu, różnej od zera:

$$\omega_c = \omega_{co} = \text{const}.$$

Wzór /365/ przyjmie następujące postacie:

- przy pierwszej metodzie naprowadzania

$$j\cos\psi = -j_c\cos q - \dot{v}\sin\psi; \qquad /366/$$

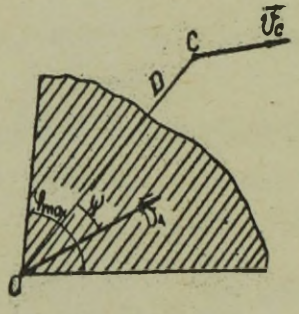
- przy drugiej metodzie naprowadzania

$$j\cos\psi = -j_c - \dot{v}\sin\psi - 2\dot{D}\omega_{co}. \qquad /367/$$

§ 20. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI SAMONAPROWADZAJACYMI SIE

1. UZASADNIENIE KONIECZNOŚCI ROZWIĄZANIA ZADANIA CELOWANIA. Przyjmiemy, że koordynator rakiety posiada dużą odległość uchwycenia, tj. uchwycenie celu następuje przed odpaleniem. Wówczas, można ogólnie rozwiązać zadanie celowania.

Niech do momentu odpalenia samolot myśliwski znajduje się w punkcie O , a cel – w punkcie C /rys. 91/.



Rys. 91.

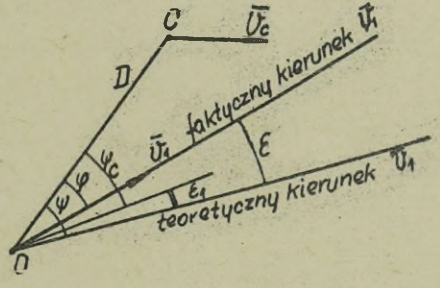
Oznaczymy przez ψ kąt między linią OC i kierunkiem wektora $\bar{v}_1$ w momencie odpalenia, odpowiadający przyjętej dla rakiety metodzie naprowadzania, przez ψ_{max} – maksymalny kąt uchwycenia koordynatora rakiety. Ze schematu na rys.91 wynika, że uchwycenie nastąpować będzie przy położeniu wektora $\bar{v}_1$ w strefie zakreskowanej, tj. przy stosunkowo dowolnej orientacji osi samolotu przed odpaleniem.

Powstaje pytanie, czy istnieje potrzeba określania kąta ψ, czyli dostatecznie dokładne naprowadzanie samolotu przed odpaleniem rakiety ? Okazuje się, że istnieje potrzeba i to ze względu na poniższe przyczyny.

1. Błąd naprowadzania nie powinien przekraczać takiej wielkości, którą jest w stanie usunąć system kierowania rakiety za czas T_y.

2. Jeżeli zawczasu określać kąt ψ i orientować oś samolotu pod tym kątem do linii OC w momencie odpalenia, to warunki pracy koordynatora są ułatwione i pracować on będzie dokładniej.

3. Jeśli rozwiązywać zadanie celowania /określać kąt ψ / dość dokładnie, to można stawiać mniejsze wymagania przed dokładnością naprowadzania samolotów przez środki naziemne lub pokładowe.



Rys. 92.

Rozpatrzymy nieco dokładniej ostatnie zagadnienie. Niech znana będzie dokładna wartość kąta ψ /rys.92/. Podczas naprowadzania trudno wyprowadzić tak samolot, aby utrzymać kąt ψ. Powstaje błąd. Oznaczymy przez ψ faktyczny kąt między OC i $\bar{v}_1$, przez ε - maksymalny błąd dopuszczalny, który może usunąć system kierowania rakiety w czasie T_y. Wtedy trzeba do momentu odpalenia, aby

$$|\psi - \varphi| < \varepsilon.$$

/368/

Teraz załóżmy, że dokładna wartość kąta ψ nie jest znana, lecz określa się niedokładną wartość tego kąta z błędem ε_1 , tj.

$$|\psi - \psi_{odp}| = \varepsilon_1 . \qquad /369/$$

Porównując wzory /368/ i /369/, otrzymamy nowe warunki odpalenia przy niedokładnym rozwiązaniu zadania celowania /określenie kąta ψ /

$$|\psi_{odp} - \psi| < \varepsilon - \varepsilon_1 . \qquad /370/$$

Przy takich warunkach odpalenia błąd naprowadzania powinien być mniejszy /$\varepsilon - \varepsilon_1$ zamiast ε /.

Zatem, na podstawie szeregu rozważań istnieje konieczność rozwiązywania zadania celowania przy strzelaniu rakietami samonaprowadzającymi się, przy tym dostatecznie dokładnie, żeby stworzyć sprzyjające warunki dla pracy systemu kierowania rakiety, jej koordynatora i środków naprowadzania samolotu myśliwskiego.

2. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PODCZAS NAPROWADZANIA RAKIETY WEDŁUG METODY ZBLIŻANIA RÓWNOLEGŁEGO. Przyjmiemy, że koordynator rakiety samonaprowadzającej się posiada dużą odległość uchwycenia celu. Wówczas uchwycenie celu przez koordynator rakiety nastąpi jeszcze przed jej odpaleniem, a włączenie systemu kierowania może być dokonane w momencie odpalenia. Jeśli,w tym wypadku, naziemne lub pokładowe środki naprowadzania samolotu myśliwskiego, wyprowadzą samolot na cel według metody zbliżania równoległego, to zawsze będą sprzyjające warunki do odpalenia, aby tylko odległość odpalenia była mniejsza od odległości uchwycenia celu przez koordynator. Oznacza to, że przy strzelaniu rakietami wyposażonymi w koordynatory o dużej odległości uchwycenia, rozwiązanie zadania celowania może być zapewnione przez środki naprowadzania samolotu myśliwskiego bez jakichkolwiek urządzeń dodatkowych.

Jednak przy takim sposobie celowania mogą powstać znaczne przyśpieszenia normalne rakiety, szczególnie przy dużych sylwetkach celu. Przy dużych sylwetkach celu i metodzie zbliżania równoległego kąty φ /patrz rys.89/ będą

znaczne, ponieważ

$$\sin\psi = \frac{v_c}{v_1}\sin q, \qquad /371/$$

gdzie: $\sin q$ - sylwetka celu.

Wtedy ze wzoru /366/ wynika, że przyśpieszenia normalne rakiety wzrastają kosztem zwiększenia członu $\dot{v}\sin q$. Największą wielkość osiągną one na aktywnym odcinku toru lotu rakiety, gdy $\dot{v}$ jest duża /patrz rys. 90/.

W celu zmniejszenia przyśpieszeń normalnych i stworzenia bardziej sprzyjających warunków dla pracy systemu kierowania należy włączyć go po upływie pewnego czasu T_1 od momentu odpalenia, przy czym T_1 powinno być wybrane z warunku

$$T_1 \geq T_0 . \qquad /372/$$

Do czasu włączenia systemu kierowania, rakieta leci jako niekierowana, praktycznie w kierunku $\bar{v}_1$ i jej przyśpieszenie normalne jest minimalne. Po włączeniu systemu kierowania na pasywnym odcinku toru lotu przyśpieszenie normalne, nawet przy dużych sylwetkach celu, nie będzie duże, ponieważ $\dot{v}$ jest mała i zmniejsza się ze zwiększeniem wysokości lotu samolotu myśliwskiego /patrz rys.90/.

Wobec tego, celowym jest rozpatrzyć rozwiązanie zadania celowania, w którym zakłada się, że rakieta w ciągu czasu T_1 od momentu odpalenia leci, jak niekierowana i do chwili włączenia systemu kierowania /moment T_1 / wychodzi na tor zbliżania równoległego z celem.

Dla rozwiązania zadania celowania, tj. dla określenia potrzebnej orientacji osi samolotu myśliwskiego przed odpaleniem, rozpatrzymy schemat podany na rys. 93. Na schemacie w punktach O i C znajdują się samolot myśliwski i cel w momencie odpalenia rakiety. Rakieta w czasie lotu niekierowanego T_1 przebędzie drogę w kierunku wektora $\bar{v}_1$. Trzeba określić tak kąt ψ , aby w punkcie B /moment T_1 / wektor prędkości rakiety $\bar{v}$ i wektor prędkości celu $\bar{v}_c$ zorientowane były zgodnie z metodą zbliżania równoległego. Za czas T_1 cel przebędzie drogę $\bar{L}$:

$$\bar{L} = \bar{v}_c T_1 \qquad /373/$$

i znajdzie się w punkcie C_1 . Rakieta w tym samym czasie będzie w punkcie B. Aby do momentu T_1 zapewnione było zbliżenie równoległe rakiety z celem, należy by końce wektorów $\bar{v}_c$ i $\bar{v}$ znajdowały się na prostej, równoległej do B_1C_1 , tj. wektor prędkości względnej rakiety $\bar{v} - \bar{v}_c$ i wektor $\bar{\xi}$ powinny być kolinearne.

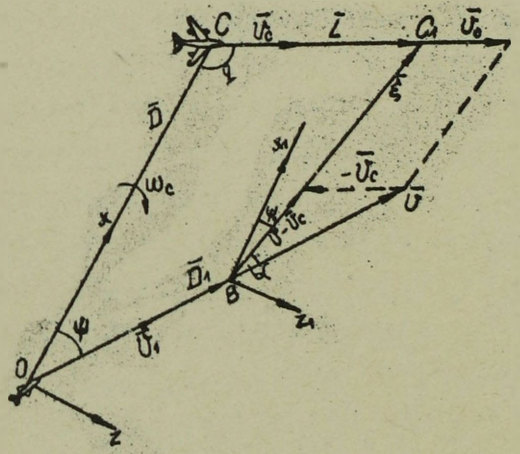
Warunek kolinearności podanych wektorów może być przedstawiony w postaci

$$\bar{v} - \bar{v}_c = k\bar{\xi} , \qquad /374/$$

gdzie: k - stały współczynnik.

W celu określenia $\bar{\xi}$ z wielokąta OCC_1B można otrzymać następujący stosunek

$$\bar{\xi} = \bar{D} + \bar{v}_c T_1 - D_1 \bar{v}_1^\circ \qquad /375/$$



Rys. 93.

Porównując wzory /374/ i /375/, otrzymamy równanie wektorowe, przedstawiające rozwiązanie zadania celowania:

$$\bar{v} - \bar{v}_c = k\left(\bar{D} + \bar{v}_c T_1 - D_1 \bar{v}_1^\circ\right). \qquad /376/$$

Dla określenia kąta ψ przedstawimy równanie wektorowe /376/ na osie prostokątnego układu współrzędnych Oxz lub Bxz $\left[\bar{x}^\circ = \bar{x}_1^\circ = \bar{D}^\circ, \quad \bar{z}^\circ = \bar{z}_1^\circ\right]$, oś Oz leży w płaszczyźnie ataku i prostopadła jest do osi Ox /rys. 93/

Rzuty oddzielnych wektorów, które wchodzą w skład równania /376/ zapisujemy w postaci

$$\left.\begin{aligned} v_x &= v\cos\psi;\\ v_z &= v\sin\psi;\\ D_x &= 0;\\ D_z &= 0;\\ v_{cx} &= v_{1x} + \dot{D} = v_1\cos\psi + \dot{D};\\ v_{cz} &= v_{1z} + \omega_c D = v_1\sin\psi + \omega_c D;\\ \bar{v}^{\circ}_{1x} &= \cos\psi;\\ \bar{v}^{\circ}_{1z} &= \sin\psi. \end{aligned}\right\} \qquad /377/$$

Odległość D_1 może być określona, jeśli znana jest prędkość średnia lotu rakiety $v_{śr}$ za czas T_1 :

$$D_1 = v_{śr} T_1 . \qquad /378/$$

Przedstawiając równanie /376/ na osie $0z$ i $0x$ z uwzględnieniem /377/ i /378/, odpowiednio otrzymamy

$$\left.\begin{aligned} (v - v_1)\sin\psi - \omega_c D &= k T_1 \left[\omega_c D - (v_{śr} - v_1)\sin\psi\right];\\ (v - v_1)\cos\psi - \dot{D} &= k T_1 \left[D/T_1 + \dot{D} - (v_{śr} - v_1)\cos\psi\right]. \end{aligned}\right\} \qquad /379/$$

Z równań /379/, otrzymamy

$$\left[(v - v_1)\sin\psi - \omega_c D\right]\left[D/T_1 + \dot{D} - (v_{śr} - v_1)\cos\psi\right] = \left[(v - v_1)\cos\psi - \dot{D}\right]\left[\omega_c D - (v_{śr} - v_1)\sin\psi\right] . \qquad /380/$$

Po przekształceniu z /380/, otrzymamy wzór dla kąta ψ :

$$\sin\psi\left[D/T_1 (v - v_1) + \dot{D}(v - v_{śr})\right] = \omega_c D\left[D/T_1 + (v - v_{śr})\cos\psi\right]. \qquad /381/$$

Celownik samolotu myśliwskiego powinien zapewnić obliczenie i wypracowanie kąta ψ . Samolot myśliwski należy tak pilotować, aby do momentu odpalenia rakiety między osią samolotu i linią położenia celu był kąt ψ . Wtedy rakieta po upływie czasu T_1 od momentu odpalenia wyjdzie na zbliżenie równoległe z celem. W tym momencie włącza się system kierowania rakiety i rakieta zaczyna się

naprowadzać na cel. Dalszy lot samolotu myśliwskiego po odpaleniu rakiety może być dowolny.

Czas T_1 występujący we wzorze /381/ wybiera się z warunku /372/. Należy mieć na uwadze, że przy dużych czasach T_1, system kierowania rakiety posiada mało czasu na kompensację błędów celowania.

Jeśli D_u - odległość uchwycenia koordynatora rakiety, nie jest duża, to odpalenie rakiety może być dokonane na $D > D_u$, aby tylko do momentu T_1 odległość ξ była mniejsza od D_u.

Aby w momencie włączenia systemu oś koordynatora rakiety skierowana była na cel, należy przed odpaleniem przesunąć ją o kąt ψ_1 względem linii położenia celu. W tym wypadku początkowe błędy koordynatora będą minimalne. Z rys. 93 wynika, że

$$tg\,\psi_1 = \frac{(\bar{v} - \bar{v}_c)_z}{(\bar{v} - v_c)_x}, \qquad /382/$$

gdzie: $(\bar{v} - \bar{v}_c)_z$, $(v - v_c)_x$ - rzuty wektora prędkości względnej rakiety na oś Oz i Ox, które określa się wyrażeniem /379/.

Wtedy

$$tg\,\psi_1 = \frac{(v - v_1)\sin\psi - \omega_c D}{(v - v_1)\cos\psi - \dot{D}} =$$

$$= \frac{\omega_c D - (v_{śr} - v_1)\sin\psi}{D/T_1 + \dot{D} - (v_{śr} - v_1)\cos\psi} \qquad /383/$$

Na zakończenie należy zwrócić uwagę na to, że wzory /382/ i /383/ można uprościć, jeśli przyjąć założenie, iż prędkość średnia rakiety $v_{śr}$ za czas T_1 może być określona jako półsuma

$$v_{śr} = \frac{v_1 + v}{2} \qquad /384/$$

Prędkość średnia lotu rakiety na odcinku aktywnym określana będzie wzorem /384/ gdy przyjmie się, że względna prędkość początkowa rakiety v_0 przy odpaleniu równa jest zeru i rakieta na aktywnym odcinku toru leci z jednakowym przyśpieszeniem.

W praktyce dopuszczalne jest posługiwanie się wzorem /384/ dla obliczenia prędkości średniej lotu rakiety za czas T_1 . Jeśli czas T_1 mało się różni od T_0 , to prędkość początkowa rakiet kierowanych bliska jest zeru i zależność $v/t/$ na odcinku aktywnym bliska liniowej, tj.w przybliżeniu rakieta leci ze stałym przyśpieszeniem /patrz rys.90/.

Wówczas ze wzoru /384/ otrzymamy, że

$$v - v_{śr} = v_{śr} - v_1 \; ; \qquad /385/$$

$$v - v_1 = 2(v_{śr} - v_1). \qquad /386/$$

i wzory /381/ i /383/ możemy wyrazić w postaci

$$\sin\psi\,(v_{śr} - v_1)(2D/T_1 + \dot{D}) = \omega_c D\,[D/T_1 + (v_{śr} - v_1)\cos\psi] \; ; \qquad /387/$$

$$tg\psi_1 = \frac{(v_{śr} - v_1)\sin\psi}{D/T_1 + (v_{śr} - v_1)\cos\psi} \qquad /388/$$

3. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI NAPROWADZAJĄCYMI SIĘ WEDŁUG METODY WYTRZYMANIA $\omega_c = \omega_{co} = const$. Przyśpieszenie normalne rakiet, naprowadzających się według metody wytrzymania stałej, lecz nie zerowej prędkości kątowej linii położenia celu, określane jest za pomocą wzoru /367/. W celu zmniejszenia przyśpieszenia normalnego przy włączeniu systemu kierowania w momencie odpalenia rakiety pożądane jest posiadanie kąta $\psi = 0$. Można to zapewnić przez nadanie systemowi kierowania rakiety odpowiedniej prędkości ω_{co} . Odległość odpalenia oznaczymy przez D_{odp} . Ponieważ odległość tą wybiera się z uwzględnieniem otrzymania dostatecznej prędkości rakiety przy celu, nierażenie samolotu myśliwskiego przy zadziałaniu rakiety w pobliżu celu itp.

Przy odpaleniu rakiety z $D = D_{odp}$ i przy $\psi = 0$ system kierowania powinien zapewnić lot rakiety ze stałą ω_{co} :

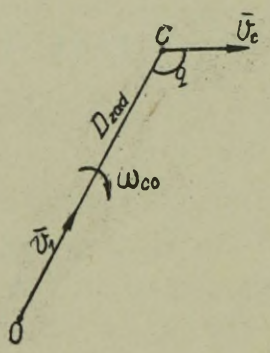
$$\omega_{co} = \frac{v_c \sin q}{D_{odp}} \qquad /389/$$

Nie należy obliczać prędkości kątowej ω_{co} za pomocą wzoru /389/, ponieważ ona może być wprowadzona do systemu kierowania rakiety podczas celowania. Dlatego, w czasie celowania należy pilotować tak samolot, aby oś jego skie-

rowana była na cel /kąt $\varphi = 0$ / i mierzyć prędkość kątową linii położenia celu. Gdy $D = D_{odp}$, to prędkość kątowa linii położenia celu będzie równa ω_{co} /389/. Tą prędkość kątową należy przekazać do systemu kierowania rakiety w momencie odpalenia.

Wzór /389/ umożliwia określenie tych prędkości kątowych /w zależności od prędkości celu i sylwetek strzelania/, dla których powinien być obliczony system kierowania rakiety.

Położenie samolotu myśliwskiego i celu w momencie odpalenia rakiety pokazane jest na rys. 94. W momencie



Rys. 94.

odpalenia /punkt 0 / kąt $\varphi = 0$, $D = D_{odp}$ i $\omega_c = \omega_{co}$. Po upływie pewnego czasu lotu rakiety T prędkość kątowa linii położenia celu ulegnie zmianie i będzie się różnić od ω_{co}. System kierowania przesunie tak rakietę, aby utrzymać ω_{co}. Wówczas kąt φ będzie różny od zera. Jednak przy niedużych czasach T lotu na odcinku aktywnym wektor prędkości rakiety odchyli się nieznacznie od kierunku na cel. Kąt φ pozostanie małym i przyśpieszenie normalne rakiety na odcinku aktywnym będzie nieznaczne /we wzorze /367/ człon $\dot{v} \sin q$ będzie mały/. Na pasywnym odcinku lotu, przyśpieszenie normalne rakiety może być duże. Tłumaczy się to tym, że nadana systemowi kierowania ω_{co} mieć będzie znak dodatni, ponieważ przy dowolnych q we wzorze

/389/ ω_{co} pozostanie dodatnią. Wtedy we wzorze /367/ dwa ostatnie człony będą dodatnie /$\dot{D}>0$/ i po dodaniu, dadzą znaczne przyśpieszenia normalne rakiety na pasywnym odcinku jej lotu.

W celu zmniejszenia przyśpieszenia normalnego rakiety na odcinku pasywnym można nadać systemowi kierowania w momencie odpalenia prędkość kątową o znaku ujemnym /$\omega_{co} < 0$ / i zapewnić na tym odcinku wzajemną kompensację $\dot{v}\sin\varphi$ i $2\omega_{co}\dot{D}$. Lecz wówczas na odcinku aktywnym nie będzie zapewniona równość zera kąta φ, ponieważ można to osiągnąć tylko przy nadaniu ω_{co} znaku dodatniego.

Aby nie dopuścić do dużych przyśpieszeń normalnych rakiety na odcinku aktywnym, można jak i poprzednio /patrz punkt 2 tego paragrafu/, włączać system kierowania w $T_1 \geq T_0$. Wtedy na odcinku aktywnym rakieta nie będzie kierowana, a jej przyśpieszenie normalne - minimalne.

Ujemna prędkość kątowa ω_{co} nadana będzie systemowi kierowania rakiety w momencie jego włączenia. Wtedy można określić taki kąt wyprzedzenia ψ dla momentu odpalenia, przy którym przyśpieszenie normalne rakiety w momencie włączenia systemu będzie minimalne. Prędkość kątową linii położenia celu, odpowiadającą temu momentowi, należy nadać systemowi kierowania.

Na zakończenie paragrafu wyjaśnimy, dlaczego pożądanym jest by rakieta na odcinku pasywnym posiadała małe przyśpieszenie normalne, szczególnie w pobliżu celu. W pobliżu celu system kierowania rakiety praktycznie przestaje pracować na skutek "oślepienia" koordynatora rakiety. Zrozumiałym jest, że przy wyłączeniu systemu chybienie rakiety będzie tym mniejsze, czym mniejsza jest krzywizna jej toru /czyli przyśpieszenie normalne/ do momentu wyłączenia systemu kierowania.

§ 21. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI TELEKIEROWANYMI

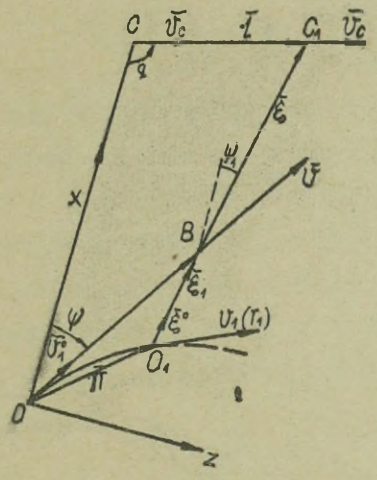
1. UZASADNIENIE POTRZEBY ROZWIĄZANIA ZADANIA CELOWANIA. Rozpatrzymy rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu rakietami, kierowanymi za pomocą jednej wiązki radiolokacyjnej, która jednocześnie prowadzi cel. System kierowania rakiety zapewnia znajdowanie się rakiety w wiązce w czasie trwania jej lotu do celu.

Najbardziej sprzyjające warunki do odpalenia rakiety będą w wypadku ataku z tyłu celu pod sylwetkami bliskimi zeru. Przy takim ataku oś samolotu myśliwskiego i oś wiązki radiolokacyjnej praktycznie są równoległe oraz minimalna prędkość kątowa wiązki. Podczas wejścia rakiety w wiązkę jej prędkość poprzeczna względem wiązki jest mała i nie ma obawy wyjścia rakiety z wiązki.

Jednak ataki z tyłu celu pod małymi sylwetkami nie są wygodne, gdyż w trakcie ich wykonywania traci się dużo czasu na naprowadzanie samolotu myśliwskiego i występują sprzyjające warunki do prowadzenia ognia obronnego z samolotu przeciwnika.

W czasie ataków pod dużymi sylwetkami prędkości kątowe wiązki będą dość duże. Rakieta przy wejściu w wiązkę mieć będzie w stosunku do niej duże prędkości poprzeczne, co może doprowadzić do wyjścia rakiety z wiązki. Aby zapewnić sprzyjające warunki w pracy systemu kierowania przy takich atakach, należy rozwiązywać zadanie celowania. Trzeba znaleźć taki kąt wyprzedzenia ψ dla momentu odpalenia i nadać określony manewr samolotowi myśliwskiemu, który powinien przestrzegać po odpaleniu, aby odpalona rakieta weszła w wiązkę i w momencie wejścia miała by małą prędkość poprzeczną w stosunku do wiązki.

2. ROZWIĄZANIE ZADANIA CELOWANIA PRZY STRZELANIU RAKIETAMI, KIEROWANYMI ZA POMOCĄ WIĄZKI RADIOLOKACYJNEJ. Rozpatrzymy rozwiązanie zadania celowania dla ataku płaskiego i przy hipotezie $\bar{v}_c$ = const. Odpowiedni schemat podany jest na rys. 95. W momencie odpalenia rakiety



Rys. 95

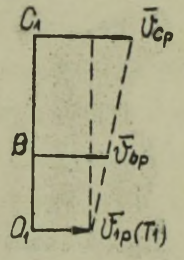
samolot myśliwski i cel odpowiednio znajdują się w punktach O i C. Zorientowanie osi samolotu myśliwskiego względem linii położenia celu w momencie odpalenia określa się kątem ψ. Po odpaleniu rakieta jako niekierowana porusza się w kierunku $\bar{v}_1$ i przebywa pewną odległość D_1 do czasu wejścia w wiązkę. Przy wejściu w wiązkę rakieta posiada prędkość $\bar{v}$. Oznaczymy przez T_1 czas, po upływie którego rakieta powinna wejść w wiązkę. Za czas T_1 cel przesunie się do punktu C_1, samolot myśliwski wykonując pewien manewr, znajdzie się w punkcie O_1. Wiązka stacji radiolokacyjnej samolotu myśliwskiego zajmie położenie O_1C_1, określane wektorem jednostkowym /wersorem/ $\bar{\xi}^\circ$. Rakieta powinna wejść w wiązkę w punkcie B, której położenie w wiązce określa się odległościami ξ_1 i ξ /$O_1B = \xi_1$; $BC = \xi$/. Ponieważ wiązka jest prostolinijna to warunkiem wejścia rakiety do niej, będzie położenie punktów O_1, B_1 i C_1 na jednej prostej. Położenie punktów O_1, B_1 i C_1 względem punktu O określa się odpowiednio wektorami $\bar{\Pi}$, $\bar{D}$ i $\bar{D}_1$, $\bar{L}$. Wówczas warunki wejścia rakiety w wiązkę można wyrazić w następującej postaci wektorowej:

$$-\bar{\Pi} + \bar{D} + \bar{v}_c T_1 = (\xi + \xi_1)\bar{\xi}^\circ, \qquad /390/$$

$$-\bar{\Pi} + D_1 \bar{v}_1^\circ = \xi_1 \bar{\xi}^\circ, \qquad /391/$$

gdzie: $\bar{v}_c T = \bar{L}$.

Rakieta przy wejściu w wiązkę powinna mieć minimalną prędkość początkową względem wiązki. Zapewnimy równość prędkości poprzecznych rakiety w punkcie B i wiązki w tym samym punkcie, czyli równość zera prędkości poprzecznej rakiety względem wiązki. Ten warunek zapiszemy w postaci wektorowej. Na rys.96 pokazana jest wiązka O_1C_1 i prędkości poprzeczne punktami O_1, B i C_1



Rys. 96.

Ze schematu na rys.96 wynika, że

$$\frac{\bar{v}_{cp} - \bar{v}_{1p}(T_1)}{\bar{v}_{bp} - \bar{v}_{1p}(T_1)} = \frac{\xi_1 + \xi}{\xi_1}$$

Po przekształceniu tego wyrażenia i zamianie prędkości poprzecznej v_{bp} punktu B wiązki na prędkość poprzeczną $\bar{v}_p$ rakiety przy wejściu jej w wiązkę, otrzymamy warunek równości zera prędkości poprzecznej rakiety względem wiązki:

$$\bar{v}_p(\xi_1 + \xi) = \bar{v}_{cp}\xi_1 + \bar{v}_{1p}(T_1)\xi. \qquad /392/$$

Określimy składowe prędkości poprzecznych, wchodzące w skład wyrażenia /392/ w postaci wektorowej. Dla przykładu rozpatrzymy, jak określić składową prędkości poprzecz-

nej $\bar{v}_c$. Na rys. 97 prędkość $\bar{v}_c$ rozłożona jest na składową poprzeczną $\bar{v}_{cp}$ i składową podłużną $\bar{v}_c'$ /wzdłuż wiązki O_1C_1 /. Ze schematu na rys. 97 wynika, że

$$\bar{v}_{cp} = \bar{v}_c - \bar{v}_c' .$$

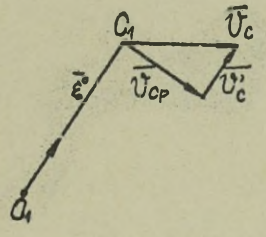
Ponieważ

$$\bar{v}_c' = \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_c \bar{\xi}^\circ),$$

to

$$\bar{v}_{cp} = \bar{v}_c - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_c \bar{\xi}^\circ), \qquad /393/$$

gdzie: $\bar{\xi}^\circ$ – wektor jednostkowy wiązki w położeniu O_1C_1.



Rys. 97.

Analogicznie do wyrażenia /393/ można wyrazić inne prędkości poprzeczne:

$$\bar{v}_{1p}(T_1) = \bar{v}_1(T_1) - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_1(T_1)\bar{\xi}^\circ); \qquad /394/$$

$$\bar{v}_p = \bar{v} - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}\,\bar{\xi}^\circ).$$

Wówczas z równania /392/ otrzymamy warunek równości poprzecznych rakiety i wiązki w punkcie B , w postaci

$$(\xi + \xi_1)\, v \left[\bar{v}_1^\circ - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_1^\circ \bar{\xi}^\circ)\right] =$$

$$= \xi_1 \left[\bar{v}_c - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_c \bar{\xi}^\circ)\right] + \xi \left[\bar{v}_1(T_1) - \bar{\xi}^\circ (\bar{v}_1(T_1)\bar{\xi}^\circ)\right] \qquad /395/$$

Równania wektorowe /390/, /391/ i /395/ podają rozwiązanie zadania celowania, spełniające postawione poprzednio warunki. W tych warunkach pozostaje nie określonym wektor $\bar{\Pi}$. W celu określenia wektora $\bar{\Pi}$ należy przyjąć prawo ruchu samolotu myśliwskiego za czas T_1

Zadane samolotowi myśliwskiemu prawo ruchu powinno być w miarę możliwości dostatecznie proste.

Po uwzględnieniu tego, przyjmiemy, że samolot myśliwski za czas T_1 przemieszcza się ze stałą według modułu prędkością v_1, którą posiadał w momencie odpalenia rakiety i ze stałym przyśpieszeniem normalnym $j_1 = \text{const}$. Przy takich założeniach tor lot samolotu myśliwskiego będzie parabolą, i wektory $\bar{\Pi}$ i $\bar{v}_1 / T_1$ / określa się za pomocą poniższych wyrażeń:

$$\bar{\Pi} = \bar{v}_1 T_1 + 0{,}5\,\bar{j}_1 T_1^2 ; \qquad /396/$$

$$\bar{v}_1(T_1) = \bar{v}_1 T_1 + \bar{j}_1 T_1 . \qquad /397/$$

Przy małych czasach T_1, gdy rozpatruje się nieduży odcinek 00_1 toru lotu samolotu myśliwskiego, praktycznie można przyjmować, że przemieszczenie jego następuje nie po paraboli, lecz po okręgu, tj. samolot po odpaleniu rakiety kontynuuje prawidłowy pełny zakręt z pewnym przyśpieszeniem normalnym

Aby określić kąt ψ i przyśpieszenie j_1, należy wyrazić równania wektorowe /390/, /391/ i /395/ w postaci skalarnej. W tym celu przedstawimy je na osie prostokątne Ox i Oz /patrz rys.95/. Początkowo określimy rzuty ozłonów o postaci $\bar{v} - \bar{\xi}^0(\bar{v}\bar{\xi}^0)$, wchodzące w skład równania /395/. Oznaczymy rzuty wektorów $\bar{v}$ i $\bar{\xi}^0$ na osiach Ox i Oz odpowiednio przez v_x, v_z i ξ^0_x, ξ^0_z. Wówczas

$$\left[\bar{v} - \bar{\xi}^0(\bar{v}\bar{\xi}^0)\right]_x = v_x - \xi^0_x(v_x\xi^0_x + v_z\xi^0_z) = v_x(1-\xi^{02}_x) - v_z\xi^0_z\xi^0_x ;$$

$$\left[\bar{v} - \bar{\xi}^0(\bar{v}\bar{\xi}^0)\right]_z = v_z - \xi^0_z(v_x\xi^0_x + v_z\xi^0_z) = v_z(1-\xi^{02}_z) - v_x\xi^0_z\xi^0_x .$$

Ponieważ

$$1-\xi^{02}_x = \xi^{02}_z ; \qquad 1-\xi^{02}_z = \xi^{02}_x ,$$

to ostatecznie otrzymamy

$$\left[\bar{v} - \bar{\xi}^0(\bar{v}\bar{\xi}^0)\right]_x = \xi^0_z(v_x\xi^0_z - v_z\xi^0_x); \qquad /398/$$

$$\left[\bar{v} - \bar{\xi}^0(\bar{v}\bar{\xi}^0)\right]_z = -\xi^0_x(v_x\xi^0_z - v_z\xi^0_x) . \qquad /399/$$

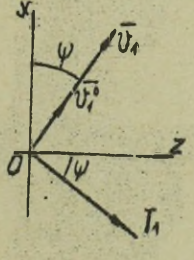
Posługując się tymi wyrażeniami, można otrzymać wyrażenia przedstawionego równania /395/ na osiach układu Oxz. Stwierdzamy, że we wzorach /398/ i /399/ wyraże-

nia w nawiasach zwykłych są jednakowe. Dlatego przy przedstawianiu równania wektorowego /395/ otrzymuje się nie dwa równania skalarne, lecz tylko jedno. Po uwzględnieniu tego stwierdzenia tymczasem zapiszemy rzuty równań wektorowych /390/, /391/ i /395/ w postaci ogólnej:

$$\left.\begin{aligned}
&-\Pi_x + D_x + v_{cx} T_1 = (\xi_1 + \xi)\xi^0_x \;;\\
&-\Pi_z + D_z + v_{cz} T_1 = (\xi_1 + \xi)\xi^0_z \;;\\
&-\Pi_x + D_1 v^0_{1x} = \xi_1 \xi^0_x \;;\\
&-\Pi_z + D_1 v^0_{1z} = \xi_1 \xi^0_z \;;\\
&(\xi_1 - \xi) v \left(v^0_{1x} \xi^0_z - v^0_{1z} \xi^0_x\right) = \xi_1 \left(v_{cx} \xi^0_z - v_{cz} \xi^0_x\right) + \\
&\qquad + \xi \left[v_{1x}(T_1)\xi^0_z - v_{1z}(T_1)\xi^0_x\right] .
\end{aligned}\right\} \quad /400/$$

Rzuty wektorów $\bar{v}_c$, $\bar{D}$ i $\bar{v}^0_1$, wchodzące w skład układu /400/, były określone poprzednio /patrz wzory /377/ /.

Aby znaleźć rzuty wektorów $\bar{\Pi}$ i $\bar{v}_1(T_1)$ /patrz wzory /396/ i /397/, uprzednio określimy rzuty wektorów $\bar{j}_1$ i $\bar{v}_1$. W tym celu rozpatrzymy schemat przedstawiony na rys. 98.



Rys. 98.

Ze schematu wynika, że

$$\left.\begin{aligned}
&v_{1x} = v_1 \cos\psi \;;\\
&v_{1z} = v_1 \sin\psi \;;\\
&j_{1x} = -j_1 \sin\psi \;;\\
&j_{1z} = j_1 \cos\psi \;.
\end{aligned}\right\} \quad /401/$$

Wówczas rzuty wektorów $\bar{\Pi}$ i $\bar{v}_1(T_1)$ zapiszemy w postaci

$$\left.\begin{aligned}
\Pi_x &= v_1 T_1 \cos\psi - 0{,}5\, T_1^2 j_1 \sin\psi;\\
\Pi_z &= v_1 T_1 \sin\psi + 0{,}5 T_1^2 j_1 \cos\psi;\\
v_{1x}(T_1) &= v_1 \cos\psi - T_1 j_1 \sin\psi;\\
v_{1z}(T_1) &= v_1 \sin\psi + T_1 j_1 \cos\psi.
\end{aligned}\right\} \qquad /402/$$

Podstawiając do równań /400/ wyrażenia dla rzutów wektorów $\bar{v}_c$, $\bar{D}$, $\bar{v}_1^0$, Π i $v_1(T_1)$, po przekształceniu otrzymamy następujący ostateczny układ równań skalarnych:

$$\left.\begin{aligned}
&D T_1 \omega_c - 0{,}5 T_1^2 j_1 \cos\psi = (\xi_1 + \xi)\xi_z^0;\\
&(D_1 - v_1 T_1)\cos\psi + 0{,}5 T_1^2 j_1 \sin\psi = \xi_1 \xi_x^0;\\
&(D_1 - v_1 T_1)\sin\psi - 0{,}5 T_1^2 j_1 \cos\psi = \xi_1 \xi_z^0;\\
&D + \dot{D} T_1 + 0{,}5 T_1^2 j_1 \sin\psi = (\xi_1 + \xi)\xi_x^0;\\
&(\xi_1 + \xi) v (\xi_z^0 \cos\psi - \xi_x^0 \sin\psi) =\\
&= \xi_1 \left[(v_1 \cos\psi + \dot{D})\xi_z^0 - (v_1 \sin\psi + \omega_c D)\xi_x^0\right] +\\
&+ \xi_1 \left[(v_1 \cos\psi - j_1 T_1 \sin\psi)\xi_z^0 -\right.\\
&\left. - (v_1 \sin\psi + j_1 T_1 \cos\psi)\xi_x^0\right].
\end{aligned}\right\} \qquad /403/$$

W układzie /403/ składającym się z pięciu równań, jest siedem niewiadomych: j_1, ψ, T_1, ξ_1, ξ, ξ_x^0 i ξ_z^0. Jednak dwie niewiadome ξ_x^0 i ξ_z^0 są równoznaczne jednej – kątowi ψ_1 /patrz rys. 95/, ponieważ

$$\frac{\xi_z^0}{\xi_x^0} = \operatorname{tg}\psi_1. \qquad /404/$$

Wtedy pozostaje jeszcze sześć niewiadomych. Jedną z nich można wybrać dowolnie. Na przykład, można wybrać, T_1 – czas lotu samolotu myśliwskiego do momentu wejścia w wiązkę, tak by przyśpieszenie normalne samolotu myśliwskiego j_1 było w miarę możliwości małe.

Po rozwiązaniu układu równań /403/ otrzymamy wzory ψ , ψ_1 , j_1 , ξ_1 i ξ , w których T_1 będzie parametrem. Najważniejsze z nich są wzory dla ψ , ψ_1 i j_1 .

Jeśli przyjąć założenie /384/, to rozwiązując układ równań, otrzymamy dla ψ i ψ_1 takie same wzory, jak wzory /387/ i /388/. Dla przyśpieszenia normalnego j_1 samolotu myśliwskiego, które powinien on utrzymać podczas lotu w ciągu T_1 od momentu odpalenia rakiety, można otrzymać następujące wyrażenie:

$$j_1 = \frac{2 \sin \psi (v_{śr} - v_1)}{T_1 [\cos \psi + (v_{śr} - v_1) T_1 / D]} . \qquad /405/$$

Ze wzoru /405/ wynika, że dla zmniejszenia przyśpieszenia normalnego samolotu myśliwskiego nadać rakiecie możliwie duży czas T_1 lotu niekierowanego. Jednak ze zwiększeniem T_1 systemowi kierowania rakiety pozostaje bardzo mało czasu na likwidację błędów, popełnionych podczas celowania. Oprócz tego, jeśli T_1 mało różni się od T_0 , to można wykorzystać stosunkowo proste wzory /387/ i /388/ dla obliczenia kątów ψ i ψ_1 . Uwzględniając te uwagi, wartości T_1 można przyjmować jako bliskie T_0.

W trakcie rozpatrywania rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu rakietami, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej, nie stawialiśmy zadań zapewnienia możliwie małych przyśpieszeń normalnych samolotowi myśliwskiemu i rakiecie. Wybierając te lub inne rozwiązanie zadania celowania, pożądanym jest dążyć zawsze do zmniejszenia przyśpieszeń normalnych samolotu myśliwskiego i rakiety. Przy zmniejszeniu przyśpieszeń samolotu myśliwskiego w czasie lotu, to podczas celowania rozszerza się strefa możliwych ataków, zmniejszenie zaś przyśpieszeń normalnych rakiecie w czasie lotu kierowanego stwarza bardziej sprzyjające warunki w pracy jej systemu kierowania.

W celu zmniejszenia przyśpieszeń normalnych samolotu myśliwskiego i rakiety, samolot myśliwski podczas celowania może wykonywać specjalny manewr, a odpalenie rakiety dokonywać w takich warunkach, w których w momencie wejścia w wiązkę będzie ona miała minimalne przyśpieszenie normalne.

W charakterze przykładu można wskazać na rozwiązanie zadania celowania w wypadku strzelania rakietą telekierowaną, pod warunkiem wyprowadzenia samolotu myśliwskiego i rakiety na zbliżanie równoległe z celem do momentu wejścia rakiety w wiązkę. Przy takim rozwiązaniu przyśpieszenia normalne rakiety i samolotu myśliwskiego będą minimalne /patrz wzór /366/ /.

Mając na uwadze wymaganie zmniejszenia przyśpieszeń normalnych samolotu myśliwskiego i rakiety, można zadać samolotowi myśliwskiemu inny manewr. Na przykład, można rozpatrzyć rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania rakietami telekierowanymi przy założeniu, że samolot myśliwski w ciągu czasu T_1 /do momentu wejścia rakiety w wiązkę/ wykonuje taki manewr, przy którym prędkość kątowa wiązki będzie stała. Wzór dla przyśpieszenia j_1 samolotu myśliwskiego można otrzymać w ten sam sposób, w jaki otrzymano wzór dla przyśpieszenia normalnego rakiety. Trzeba tylko na rys.89 zamienić wektor $\bar{v}$ na $\bar{v}_1$. Po powtórzeniu wyprowadzenia wzoru, wykonanego w punkcie 3 § 19 i przyjęciu, że cel leci z $\bar{v}_c$ = const, a prędkość $\bar{v}_1$ samolotu myśliwskiego podczas manewru pozostaje stałą według modułu, otrzymamy

$$j_1 \cos\varphi = -j_c \cos q - (\dot{\omega}_c D + 2\omega_c \dot{D}). \qquad /406/$$

Przy wytrzymywaniu stałej prędkości kątowej $\omega_c = \omega_{co}$:

$$j_1 \cos\varphi = -j_c \cos q - 2\omega_{co}\dot{D}. \qquad /407/$$

W tym wypadku przyśpieszenie normalne rakiety przy wejściu w wiązkę określane będzie według wzoru /367/. Ze wzorów /407/ i /367/ wynika, że przyjmując możliwie małe wartości dla ω_{co}, można otrzymać małe przyśpieszenia normalne rakiety i samolotu myśliwskiego. -

---

Z A Ł Ą C Z N I K I

Tabela 1.

TABELA ZNORMALIZOWANEJ ATMOSFERY ARTYLERYJSKIEJ

p_{oz} = 10336 kg/m^2, ρ_{oz} = 1,206 kg/m^3

y, km	T_{oz} (K)	H(y)	$\frac{p}{p_{oz}}$	y, km	T_{oz} (K)	H(y)	$\frac{p}{p_{oz}}$
0	288,9	1,000	1,000	21	221,5	0,0630	0,0484
1	282,3	0,9072	0,8875	22	221,5	0,0540	0,0414
2	276,2	0,8211	0,7853	23	221,5	0,0463	0,0355
3	269,9	0,7415	0,6928	24	221,5	0,0397	0,0304
4	263,6	0,6680	0,6096	25	221,5	0,0340	0,0261
5	257,3	0,6003	0,5347	26	221,5	0,0292	0,0224
6	250,9	0,5380	0,4673	27	221,5	0,0250	0,0192
7	244,6	0,4808	0,4072	28	221,5	0,0214	0,0164
8	238,3	0,4285	0,3533	29	221,5	0,0184	0,0141
9	231,9	0,3806	0,3055	30	221,5	0,0157	0,0121
10	226,2	0,3362	0,2633	31	221,5	0,0135	0,0103
11	222,6	0,2933	0,2261	32	222,3	0,0115	0,0089
12	221,5	0,2527	0,1939	33	224,5	0,0098	0,0076
13	221,5	0,2166	0,1661	34	228,3	0,0083	0,0065
14	221,5	0,1857	0,1424	35	233,5	0,0070	0,0056
15	221,5	0,1591	0,1220	36	239,5	0,0060	0,0049
16	221,5	0,1364	0,1046	37	245,5	0,0050	0,0042
17	221,5	0,1169	0,0896	38	251,5	0,0042	0,0037
18	221,5	0,1001	0,0768	39	257,5	0,0036	0,0032
19	221,5	0,0858	0,0658	40	263,5	0,0031	0,0028
20	221,5	0,0736	0,0564	41	269,5	0,0027	0,0025

/ciąg dalszy tabeli 1/

TABELA ZNORMALIZOWANEJ ATMOSFERY ARTYLERYJSKIEJ

y, km	T_{oz}(K)	H(y)	$\frac{p}{p_{oz}}$	y, km	T_{oz}(K)	H(y)	$\frac{p}{p_{oz}}$
42	275,5	0,0023	0,0022	62	311,5	0,00023	0,00025
43	281,5	0,0020	0,0019	63	305,5	0,00021	0,00022
44	287,5	0,0017	0,0017	64	299,5	0,00019	0,00020
45	293,5	0,0015	0,0015	65	293,5	0,00018	0,00018
46	299,5	0,0013	0,0014	66	287,5	0,00016	0,00016
47	305,5	0,0012	0,0012	67	281,5	0,00014	0,00014
48	311,5	0,0010	0,0011	68	275,5	0,00013	0,00012
49	317,5	0,0009	0,0010	69	269,5	0,00012	0,00011
50	323,5	0,0008	0,0009	70	263,5	0,00011	0,00010
51	323,5	0,00071	0,00078	71	257,5	0,00009	0,00008
52	323,5	0,00064	0,00071	72	251,5	0,00008	0,00007
53	323,5	0,00057	0,00064	73	245,5	0,00007	0,00006
54	323,5	0,00051	0,00058	74	239,5	0,00007	0,00005
55	323,5	0,00046	0,00052	75	233,5	0,00006	0,00005
56	323,5	0,00042	0,00047	76	227,5	0,00005	0,00004
57	323,5	0,00038	0,00042	77	221,5	0,00005	0,00004
58	323,5	0,00034	0,00037	78	215,5	0,00004	0,00003
59	323,5	0,00030	0,00034	79	209,5	0,00004	0,00003
60	323,5	0,00027	0,00031	80	203,5	0,00003	0,00002
61	317,5	0,00025	0,00028				

TABELE
ELEMENTÓW TORU POCISKU ARTYLERYJSKIEGO
/dla prawa Siacci/

Tabela 2.

PRAWO OPORU SIACCI

M	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
c_{xo}/M/	0,255	0,255	0,255	0,256	0,256	0,257
M	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
c_{xo}/M/	0,257	0,259	0,266	0,285	0,405	0,546
M	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5
c_{xo}/M/	0,546	0,639	0,690	0,718	0,731	0,734
M	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2,0
c_{xo}/M/	0,734	0,734	0,728	0,718	0,707	0,694
M	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5
c_{xo}/M/	0,694	0,681	0,667	0,653	0,639	0,625
M	2,5	2,6	2,7	2,8	2,9	3,0
c_{xo}/M/	0,625	0,611	0,597	0,585	0,572	0,559
M	3,0	3,1	3,2	3,3	3,4	3,5
c_{xo}/M/	0,559	0,546	0,536	0,524	0,514	0,503
M	3,5	3,6	3,7	3,8	3,9	4,0
c_{xo}/M/	0,503	0,493	0,483	0,474	0,464	0,456

Tabela 3.

FUNKCJA $q_w(c_HD, \tau_{01})$

c_HD \ τ_{01}	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	τ_{01} \ c_HD
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	0,843	0,841	0,840	0,843	0,846	0,850	0,854	0,857	0,861	0,866	0,869	500
1000	0,721	0,711	0,708	0,709	0,712	0,715	0,720	0,726	0,732	0,738	0,745	1000
1500	0,636	0,616	0,606	0,601	0,600	0,602	0,605	0,606	0,616	0,626	0,634	1500
2000	0,581	0,553	0,533	0,520	0,513	0,510	0,510	0,513	0,519	0,525	0,533	2000
2500	0,542	0,510	0,486	0,468	0,454	0,444	0,440	0,439	0,440	0,444	0,448	2500
3000	0,507	0,478	0,453	0,431	0,414	0,400	0,391	0,384	0,380	0,379	0,381	3000
3500	0,476	0,448	0,424	0,404	0,386	0,371	0,358	0,348	0,340	0,335	0,332	3500
4000	0,447	0,421	0,398	0,378	0,362	0,347	0,334	0,323	0,314	0,306	0,300	4000
4500	0,420	0,395	0,374	0,356	0,340	0,326	0,313	0,302	0,293	0,285	0,277	4500
5000	0,396	0,372	0,352	0,334	0,319	0,306	0,293	0,284	0,275	0,267	0,260	5000

FUNKCJA $g_u(c_{HD}, v_{01})$

c_{HD} \ v_{01}	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	v_{01} / c_{HD}
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	0,873	0,876	0,881	0,884	0,888	0,890	0,893	0,896	0,898	0,901	500
1000	0,752	0,759	0,765	0,771	0,777	0,783	0,788	0,794	0,799	0,804	1000
1500	0,642	0,650	0,658	0,666	0,674	0,682	0,690	0,696	0,703	0,710	1500
2000	0,541	0,550	0,559	0,568	0,577	0,586	0,595	0,604	0,613	0,621	2000
2500	0,455	0,462	0,470	0,480	0,488	0,498	0,508	0,517	0,527	0,536	2500
3000	0,384	0,390	0,396	0,403	0,412	0,420	0,429	0,438	0,447	0,457	3000
3500	0,331	0,333	0,336	0,340	0,346	0,353	0,360	0,369	0,378	0,387	3500
4000	0,295	0,292	0,292	0,292	0,295	0,299	0,305	0,311	0,318	0,325	4000
4500	0,272	0,267	0,264	0,261	0,260	0,260	0,263	0,266	0,270	0,275	4500
5000	0,253	0,248	0,243	0,238	0,236	0,234	0,232	0,233	0,235	0,239	5000

Tabela 4.

FUNKCJA $g_\eta(c_H D, v_{01})$

$c_H D$ \ v_{01}	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	v_{01} / $c_H D$
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	1,126	1,128	1,126	1,124	1,122	1,118	1,114	1,109	1,105	1,102	1,098	500
1000	1,272	1,277	1,277	1,272	1,266	1,258	1,250	1,241	1,232	1,224	1,216	1000
1500	1,434	1,451	1,456	1,454	1,445	1,434	1,422	1,406	1,391	1,377	1,364	1500
2000	1,605	1,642	1,661	1,665	1,658	1,646	1,629	1,608	1,586	1,564	1,543	2000
2500	1,775	1,842	1,884	1,904	1,908	1,900	1,883	1,859	1,831	1,802	1,772	2500
3000	1,941	2,04	2,11	2,16	1,18	2,19	2,18	2,16	2,13	2,09	2,05	3000
3500	2,10	2,24	2,34	2,42	2,47	2,50	2,50	2,50	2,48	2,44	2,40	3500
4000	2,27	2,44	2,57	2,68	2,77	2,82	2,86	2,87	2,86	2,84	2,80	4000
4500	2,44	2,63	2,81	2,95	3,07	3,16	3,22	3,26	3,28	3,27	3,24	4500
5000	2,61	2,84	3,04	3,22	3,37	3,50	3,59	3,66	3,71	3,73	3,73	5000

/ciąg dalszy tabeli 4/

FUNKCJA $g_\eta(c_{HD}, v_{01})$

c_{HD} \ v_{01}	1050	1100	1050	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	v_{01} / c_{HD}
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	1,094	1,091	1,088	1,086	1,084	1,082	1,079	1,076	1,074	1,072	500
1000	1,209	1,202	1,195	1,189	1,183	1,177	1,171	1,165	1,160	1,155	1000
1500	1,350	1,338	1,326	1,314	1,303	1,292	1,282	1,272	1,262	1,254	1500
2000	1,523	1,503	1,484	1,465	1,447	1,430	1,414	1,399	1,385	1,371	2000
2500	1,741	1,711	1,682	1,654	1,627	1,602	1,578	1,555	1,534	1,514	1500
3000	2,01	1,969	1,928	1,889	1,851	1,814	1,779	1,746	1,715	1,687	3000
3500	2,34	2,29	2,24	2,18	2,14	2,08	2,03	1,986	1,944	1,905	3500
4000	2,74	2,68	2,62	2,56	2,49	2,42	2,35	2,29	2,23	2,18	4000
4500	3,21	3,15	3,09	3,01	2,93	2,85	2,76	2,68	2,61	2,53	4500
5000	3,70	3,66	3,60	3,53	3,45	3,36	3,26	3,17	3,07	2,98	5000

Tabela 5.

FUNKCJA $q_t(c_HD, v_{01})$

c_HD \ v_{01}	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	v_{01} / c_HD
0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	1,092	1,094	1,093	1,091	1,088	1,086	1,083	1,080	1,078	1,076	1,073	500
1000	1,190	1,195	1,196	1,193	1,189	1,184	1,179	1,174	1,168	1,163	1,158	1000
1500	1,288	1,302	1,308	1,308	1,304	1,300	1,293	1,284	1,285	1,266	1,257	1500
2000	1,378	1,406	1,423	1,430	1,431	1,428	1,421	1,410	1,398	1,386	1,374	2000
2500	1,460	1,502	1,532	1,551	1,561	1,564	1,561	1,551	1,539	1,525	1,510	2500
3000	1,534	1,589	1,633	1,665	1,687	1,700	1,704	1,700	1,692	1,679	1,662	3000
3500	1,606	1,671	1,726	1,769	1,804	1,827	1,843	1,850	1,849	1,842	1,831	3500
4000	1,676	1,750	1,814	1,868	1,913	1,948	1,974	1,992	2,00	2,00	1,99	4000
4500	1,746	1,828	1,901	1,964	2,02	2,06	2,10	2,12	2,15	2,16	2,16	4500
5000	1,818	1,907	1,986	2,06	2,01	2,18	2,22	2,26	2,28	2,31	2,32	5000

/dalszy ciąg tabeli 5/

FUNKCJA $q_t(c_H D, \tau_{01})$

$c_H D$ \ τ_{01}	1050	1100	1150	1200	1250	1300	1350	1400	1450	1500	τ_{01} / $c_H D$
0	1.000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0
500	1,070	1,068	1,066	1,064	1,062	1,060	1,058	1,056	1,054	1,053	500
1000	1,152	1,147	1,142	1,138	1,134	1,129	1,125	1,121	1,117	1,113	1000
1500	1,248	1,240	1,252	1,224	1,216	1,208	1,202	1,195	1,188	1,183	1500
2000	1,361	1,348	1,335	1,323	1,311	1,300	1,290	1,280	1,272	1,264	2000
2500	1,493	1,476	1,459	1,439	1,426	1,410	1,395	1,381	1,368	1,357	2500
3000	1,643	1,623	1,602	1,581	1,560	1,539	1,519	1,500	1,483	1,467	3000
3500	1,811	1,789	1,767	1,743	1,718	1,692	1,666	1,641	1,620	1,598	3500
4000	1,985	1,968	1,947	1,922	1,895	1,865	1,835	1,806	1,777	1,751	4000
4500	2,155	2,145	2,128	2,098	2,058	2,06	2,028	1,996	1,963	1,931	4500
5000	2,32	2,32	2,31	2,30	2,28	2,26	2,24	2,20	2,18	2,14	5000

ALFABET GRECKI

Α α	alfa	Ν ν	ni
Β β	beta	Ξ ξ	ksi
Γ γ	gamma	Ο ο	omikron
Δ δ	delta	Π π	pi
Ε ε	epsilon	Ρ ρ	ro
Ζ ζ	dzeta	Σ σ	sigma
Η η	eta	Τ τ	tau
Θ ϑ	teta	Υ υ	ypsilon
Ι ι	jota	Φ φ	fi
Κ κ	kappa	Χ χ	chi
Λ λ	lambda	Ψ ψ	psi
Μ μ	mi	Ω ω	omega

T R E Ś Ć

CZĘŚĆ PIERWSZA

PODSTAWY BALISTYKI ZEWNĘTRZNEJ

Str.

W s t ę p 3

ROZDZIAŁ I. Ruch pocisku w próżni pod działaniem siły ciężkości.

§ 1. Siła ciężkości 5

1. Kształt i wymiary Ziemi 5
2. Siła przyciągania ziemskiego 6
3. Wpływ obrotu Ziemi na przyśpieszenie siły ciężkości 8
4. Zależność przyśpieszenia siły ciężkości od wysokości nad Ziemią 9

§ 2. Paraboliczny tor lotu pocisku 11

1. Równania ruchu 11
2. Elementy toru 13

ROZDZIAŁ II. Ruch środka masy pocisku w powietrzu.

§ 3. Atmosfera ziemska 16

1. Elementy meteorologiczne 16
2. Zmiana elementów meteorologicznych ze zmianą wysokości 17
3. Zależność zmiany elementów meteorologicznych ze zmianą wysokości 18

§ 4. Ruch środka masy pocisku w powietrzu w jednorodnym polu przyciągania 20

1. Równanie ruchu środka masy pocisku 22
2. Zadania balistyczne strzelania powietrznego 27

CZĘŚĆ II

PODSTAWY TEORII I ZASADY BUDOWY SYSTEMÓW CELOWNICZYCH STRZELANIA POWIETRZNEGO

ROZDZIAŁ III. Celowanie podczas strzelania z samolotu myśliwskiego do celu lecącego jednostajnie i prostolinijnie.

§ 5. Przedmiot teorii strzelania powietrznego. . . 36

1. Pojęcie strzelania powietrznego 36
2. Zadanie celowania 36
3. Przeznaczenie celowników strzelania powietrznego 38
4. Zadanie racjonalnej organizacji strzelania 39

§ 6. Rozwiązanie zadania celowania podczas strzelania z samolotu myśliwskiego 40
1. Schematy celowania podczas strzelania z samolotu myśliwskiego 40
2. Wyrażenie kąta wyprzedzenia przez prędkość powietrzną i sylwetkę celu 47
3. Metody wypracowania poprawek 49

§ 7. Obliczanie poprawek kątowych na podstawie prędkości kątowej linii położenia celu 52
1. Wyrażenie kąta wyprzedzenia przez prędkość kątową linii położenia celu 52
2. Właściwości określania poprawki kątowej na obniżenie w celownikach, opartych na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu. 54
3. Właściwości uwzględniania prędkości własnej w celownikach, opartych na pomiarze prędkości kątowej linii położenia celu 62

§ 8. Wygładzanie poprawek w celownikach strzelania powietrznego 65
1. Przyczyny warunkujące konieczność wygładzania 65
2. Tłumienie kąta wyprzedzenia 68
3. Błąd dynamiczny 71

§ 9. Klasyfikacja celowników strzelania powietrznego 74
1. Cechy klasyfikacyjne celowników strzelania powietrznego 74
2. Klasyfikacja celowników według stopnia automatyzacji i środków, wykorzystywanych do śledzenia celu 75
3. Klasyfikacja celowników według metod rozwiązania zadania celowania i sposobu wypracowania poprawek kątowych 77

§ 10. Wzory robocze celowników strzelania powietrznego z giroskopami o trzech stopniach swobody. 78
1. Zastosowanie giroskopu o trzech stopniach swobody dla określenia i wypracowania wyprzedzenia w celownikach strzelania powietrznego 78

2. Schematy optyczne celowników samolotów myśliwskich z giroskopami o trzech stopniach swobody 82

3. Wygładzanie za pomocą przekazania dodatkowego kąta odchylenia na giroskop 87

4. Wzory teoretyczne poprawek sumarycznych . . 88

5. Przykład przekształcenia wzorów teoretycznych we wzory robocze dla celowników z giroskopami o trzech stopniach swobody . . . 93

§ 11. Zastosowanie giroskopów o trzech stopniach swobody dla wypracowania poprawek sumarycznych i pomiaru składowych prędkości kątowej 98

1. Konstrukcja i zasada działania giroskopu zasadniczego. Wypracowanie kąta wyprzedzenia 98

2. Wypracowanie dodatkowych poprawek kątowych. 106

§ 12. Wzory dla poprawek w celownikach z punktem wyprzedzenia 109

1. Wzory teoretyczne celownika z punktem wyprzedzenia 109

2. Przykład przekształcenia wzorów teoretycznych w robocze dla celowników z giroskopami o dwóch stopniach swobody 113

§ 13. Zastosowanie giroskopów o dwóch stopniach swobody dla pomiaru składowych prędkości kątowej. 117

1. Zasada wykorzystania i konstrukcja giroskopów o dwóch stopniach swobody dla pomiaru składowych prędkości kątowej 117

2. Wykorzystanie giroskopów o dwóch stopniach swobody dla określenia składowych kąta wyprzedzenia 122

§ 14. Pojęcie o strzelaniu towarzyszącym i zaporowym. Wzory robocze dla określenia czasu obliczeniowego. 124

1. Pojęcie o strzelaniu towarzyszącym i zaporowym 124

2. Wzory robocze dla określenia czasu obliczeniowego przy strzelaniu towarzyszącym . . . 127

3. Wzory robocze dla określenia czasu obliczeniowego przy strzelaniu zaporowym 131

ROZDZIAŁ IV. Rozwiązanie zadania przechwycenia celu przez samoloty myśliwskie

§ 15. Zadanie przechwycenia i ogólna charakterystyka systemu przechwycenia 133

§ 16. Schemat lotu samolotu myśliwskiego na przechwycenie 136

§ 17. Ruch samolotu myśliwskiego podczas wykonywania ataku i organizacji naprowadzania bliższego 139

1. Ruch samolotu myśliwskiego podczas ataku z prowadzeniem strzelania towarzyszącego . 139

2. Ruch samolotu myśliwskiego podczas ataku z prowadzeniem strzelania zaporowego . . . 148

3. Naprowadzanie bliższe z odległości początkowej D_0 za pomocą celownika z punktem wyprzedzenia 151

§ 18. Naprowadzanie dalsze 159

1. Metody naprowadzania dalszego 160

2. Wpływ manewru celu na przyśpieszenia normalne samolotu myśliwskiego 176

ROZDZIAŁ V Celowanie przy strzelaniu rakietami kierowanymi.

§ 19. Właściwości rozwiązania zadania celowania . . 179

1. Właściwości rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu rakietami kierowanymi autonomicznie 180

2. Właściwości rozwiązania zadania celowania przy strzelaniu rakietami samonaprowadzającymi się i telekierowanymi 182

3. Wzór dla przyśpieszenia normalnego rakiety 184

§ 20. Rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu rakietami samonaprowadzającymi się 186

1. Uzasadnienie konieczności rozwiązania zadania celowania 186

2. Rozwiązanie zadania celowania podczas naprowadzania rakiety według metody zbliżania równoległego 188

3. Rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu rakietami naprowadzającymi się według metody wytrzymania $\omega_c = \omega_{co} = \text{const.}$. 193

§ 21. Rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu rakietami telekierowanymi 196

1. Uzasadnienie potrzeby rozwiązania zadania celowania 196

2. Rozwiązanie zadania celowania przy strzelaniu rakietami, kierowanymi za pomocą wiązki radiolokacyjnej 196

Z a ł ą c z n i k i

Tabela 1. Tabela znormalizowanej atmosfery artyleryjskiej 205
Tabela 2. Prawo oporu Siacci 207
Tabela 3. Funkcja 208
Tabela 4. Funkcja 210
Tabela 5. Funkcja 212
Alfabet grecki 214

Wykonano w 100 egz.
Egz.Nr 1-100 Bibl.Szkol.
Wyk. ppłk Pawłowski
Druk: LB dnia 17 07 1966r.
Nr ks. masz. 586/ ww
Poz. 02317/ww

BIBLIOTEKA NAUKOWA AWF W Archiwum Naukowe Katedry Fizjologii
Nr ewid. 043032