



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz. Nr.....

**ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO
I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA
SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO-
BOMBOWYCH
(MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)**

Zeszyt Nr 4

Podstawy budowy systemów celowniczych
opracował: płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)

11055

AKCJA
BIOTERI SZKOLENIA
AKCJA SZTABU GENERALNEGO
34550

WARSZAWA

STYCZEŃ

1958



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

~~TOP SECRET~~

Egz. Nr..... 2

ZASTOSOWANIE BOJOWE RAKIETOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO UZBROJENIA SAMOLOTÓW MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO- BOMBOWYCH (MYŚLIWSKO-SZTURMOWYCH)

Zeszyt Nr 4

Podstawy budowy systemów celowniczych
opracował: płk dypl. Stefan PAWŁOWSKI

(Wydanie tymczasowe)

~~11055~~

AKOPI
BIOTERI SZKOLENIA
AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

34550

WARSZAWA

STYCZEŃ

1968

AKADEMIA SZTĄBU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

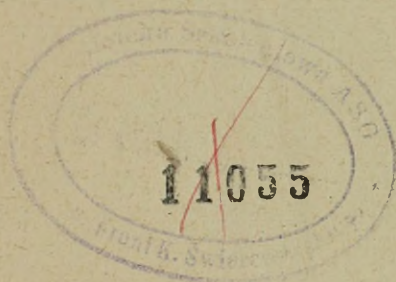
ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

~~SECRET~~

~~SECRET~~

Egz.nr.....

2



ZASTOSOWANIE BOJOWE
RAKietOWEGO I ARTYLERYJSKIEGO
UZBROJENIA SAMOLOTÓW
MYŚLIWSKICH I MYŚLIWSKO - BOMBOWYCH
/MYŚLIWSKO - SZTURMOWYCH/

ZESZYT NR 4

PODSTAWY BUDOWY SYSTEMÓW
CELOWNICZYCH

OPRACOWAŁ:

PLK DYPL. STEFAN PAŃŁOWSKI

/ WYDANIE TYMCZASOWE /

BIOTKI SZKOLENIA
DEMI SZTĄBU GENERALNEGO
gen. broni K. Świerczewskiego
34559

WARSZAWA

STYCZEŃ

1968 R.

§ 1. OGÓLNA ZASADA BUDOWY SYSTEMÓW CELOWNICZYCH^{x/}

System celowniczy jest częścią składową kompleksu uzbrojenia samolotu. Zasadniczym zadaniem systemu celowniczego jest zapewnienie wykonania operacji celowania przy strzelaniu do celów powietrznych i naziemnych.

Oprócz zasadniczego zadania, systemy celownicze samolotów myśliwskich zapewniają rozwiązanie szeregu innych zadań, których ilość i charakter określa się przeznaczeniem samolotu, typem środka rażenia i możliwościami systemu celowniczego, zamontowanego na samolocie.

Takimi zadaniami są:

- poszukiwanie i wykrycie celów powietrznych;
- rozpoznanie celu /wspólnie z aparaturą rozpoznania/;
- uchwycenie i automatyczne prowadzenie celu według odległości i współrzędnych kątowych;
- zapewnienie zbliżenia samolotu myśliwskiego do celu przy braku widzialności wzrokowej;
- określenie zakresu dozwolonej odległości odpalenia rakiet kierowanych;
- zapewnienie radiolokacyjnego naświetlenia celu przy stosowaniu rakiet samonaprowadzających się z półaktywnym koordynatorem radiolokacyjnym i naprowadzenie na cel rakiet, kierowanych za pomocą wiązki prowadzącej;
- zapewnienie bezpiecznego wyjścia samolotu myśliwskiego z ataku.

Oprócz tego, system celowniczy może być stosowany do naprowadzania samolotu myśliwskiego na cel za pomocą zautomatyzowanego naziemnego systemu naprowadzania.

Systemy celownicze często po prostu nazywane są celownikami strzelania powietrznego.

W zależności od typu urządzenia wizyjnego, za pomocą którego określa się współrzędne celu i wykonuje celowanie

x/ Schematy konstrukcyjne, zasada działania i zastosowanie bojowe konkretnych systemów celowniczych rozpatrywane są w specjalnych podręcznikach.

oraz zbliżanie do celu, systemy celownicze dzielą się na optyczne, radiolokacyjne, na podczerwień i telewizyjne. Niektóre systemy celownicze mogą posiadać dwa urządzenia wizyjne, na przykład, optyczne i na podczerwień, optyczne i radiolokacyjne lub radiolokacyjne i na podczerwień, co rozszerza możliwe warunki ich zastosowania bojowego, szczególnie przy stosowaniu przez przeciwnika różnego rodzaju zakłóceń.

Celowniki telewizyjne w obecnym czasie montuje się tylko na samolotach bombowych. Wyższość ich w porównaniu z celownikami optycznymi polega na tym, że do obserwacji tylnej półsfery samolotu i celowania nie potrzebna jest na samolocie kabina ogonowa.

W zależności od stopnia automatyzacji rozwiązania zadania celowania i zbliżania do celu, systemy celownicze dzielą się na trzy grupy: zwykłe / nieautomatyczne/, półautomatyczne i automatyczne.

Celowniki zwykłe przedstawiają sobą proste urządzenia wizyjne i nie wypracowują żadnych poprawek. Przy wykonywaniu celowania pilot powinien wzrokowo uwzględniać potrzebne poprawki kątowe lub też mogą być one uwzględniane wartościami średnimi w czasie przystrzeliwania broni. Dlatego dokładność strzelania z wykorzystaniem celowników zwykłych jest bardzo mała.

W celownikach zwykłych urządzenie wizyjne może być różnego typu. Przykładami celowników zwykłych są: optyczny wizjer kolimatorowy PKI, optyczny celownik półautomatyczny ASP - 5 nd przy ustawieniu jego na "Niepod" i wizjer na podczerwień SIW - 52.

Celowniki zwykłe stosuje się w charakterze dublerów do półautomatycznych i automatycznych systemów celowniczych, a także samodzielnie w tych przypadkach, kiedy w czasie wykonywania celowania nie trzeba uwzględniać poprawek kątowych, na przykład, do naprowadzania na cel osi unieruchomionego koordynatora rakiet samonaprowadzających się, do naprowadzania na cel wiązki prowadzącej, unieruchomionej względem samolotu.

Półautomatyczne systemy celownicze wypracowują potrzebne poprawki kątowe za pomocą urządzenia licząco - rozwiązującego. Dane wejściowe,

potrzebne do obliczania poprawek, wprowadza się do urządzenia licząco- rozwiązującego od odpowiednich dajników i mierników.

Półautomatyczne systemy celownicze mogą obliczać poprawki kątowe, potrzebne nie tylko do celowania, lecz i do zbliżenia samolotu myśliwskiego do celu. Oprócz poprawek kątowych, obliczają one dozwoloną odległość odpalenia rakiet kierowanych i bezpieczną odległość wyjścia z ataku. Pilotowanie samolotu podczas celowania wykonywane jest przez pilota odpowiednio do poprawek kątowych, wypracowywanych przez system celowniczy.

W obecnym czasie półautomatyczne systemy celownicze znalazły szerokie rozpowszechnienie, dlatego w dalszej części podręcznika zostaną rozpatrzone budowa i zasada działania w głównej mierze półautomatycznych systemów celowniczych.

A u t o m a t y c z n e s y s t e m y c e l o w n i c z e w pełni automatyzują proces zbliżania do celu i celowanie. W tych systemach celowniczych tak samo, jak w półautomatycznych, wypracowuje się potrzebne poprawki kątowe i dozwolone odległości odpalenia rakiet, a pilotowanie samolotu w procesie celowania i zbliżania do celu wykonuje pilot automatyczny bez udziału człowieka /pilota/. W automatycznym systemie celowniczym urządzenie licząco - rozwiązujące oblicza potrzebne poprawki kątowe i porównuje je z bieżącymi współrzędnymi kątowymi celu.

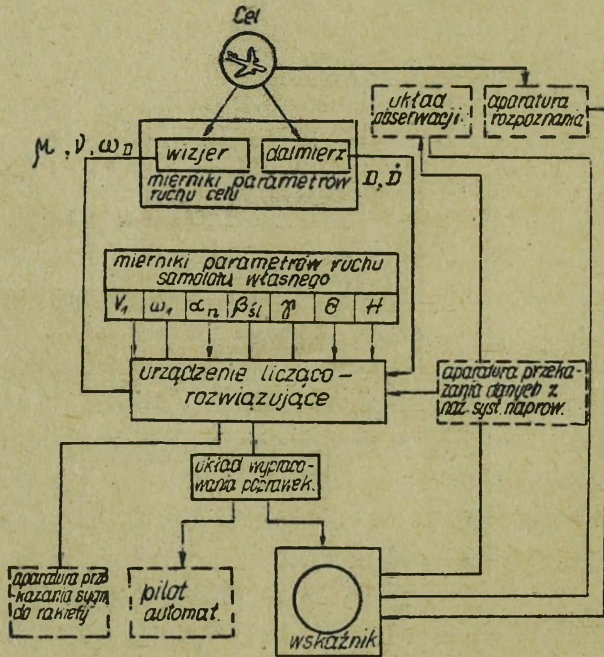
Różnica między współrzędnymi kątowymi celu i obliczonymi poprawkami kątowymi określa błędy naprowadzania/ błędy pilotowania samolotu/, które wprowadza się do pilota automatycznego. Pilot automatyczny steruje samolotem w ten sposób, aby błędy naprowadzania sprowadzić do zera. Błędy naprowadzania nie tylko podaje się do pilota automatycznego, lecz na wskaźnik celowniczy, jak w celownikach półautomatycznych. Za pomocą wskaźnika celowniczego pilot może kontrolować prawidłowość pracy systemu celowniczego i w razie potrzeby przyjąć na siebie sterowanie samolotem.

W ten sposób, zadanie pilota przy stosowaniu automatycznego systemu celowniczego w znacznym stopniu upraszcza się. Pilot powinien wykryć, rozpoznać i uchwycić cel, ustalić potrzebne warunki strzelania i kontrolować prawidłowość

pracy systemu celowniczego.

Aby mieć pojęcie o tym, z jakich podstawowych węzłów składa się system celowniczy, rozpatrzmy jego schemat strukturalny /rys. 1/.

Podstawowymi węzłami systemu celowniczego są: wizjer, dalmierz, mierniki parametrów ruchu samolotu własnego i celu, urządzenie obliczające, układ wypracowania poprawek, wskaźnik celowniczy. Oprócz tych węzłów, w skład systemu celowniczego mogą wchodzić radiolokacyjne lub na podczerwień środki poszukiwania i wykrycia celu/ układ obserwacji/, aparatura rozpoznania, aparatura łączności z raketami kierowanymi, aparatura łączności z zautomatyzowanym naziemnym systemem naprowadzania i pilot automatyczny.



Rys. 1. Schemat strukturalny celownika.

Wizjer przeznaczony jest do pomiaru współrzędnych katowych celu.

Prędkość kątową linii odległości ω_D / pochodne współrzędnych katowych celu $\dot{\beta}$, $\dot{\eta}$ / mierzy się za pomocą

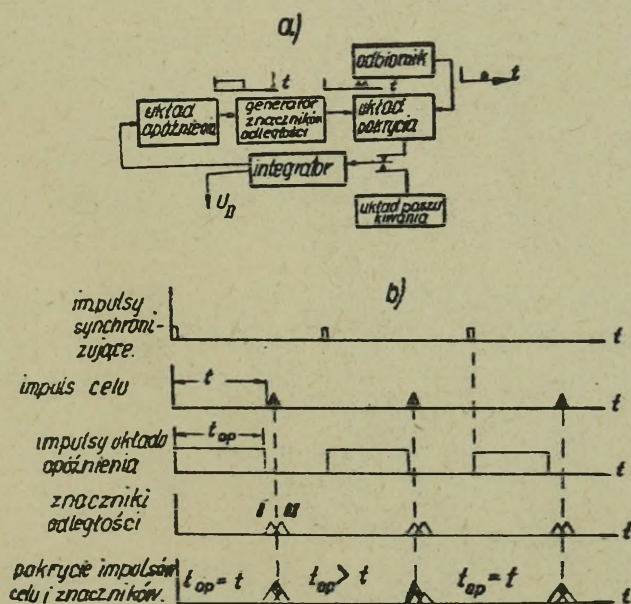
urządzeń giroskopowych.

Zasada pracy giroskopu o dwóch i trzech stopniach swobody przy pomiarze prędkości kątowej linii odległości i wypracowania poprawek rozpatrzona będzie nieco później.

Odległość do celu mierzy się za pomocą dalmierza radiolokacyjnego lub optycznego.

Pomiar i wprowadzenie odległości do urządzenia licząco-rozwiązującego za pomocą dalmierza radiolokacyjnego lub bloku odległości celownika radiolokacyjnego dokonuje się drogą automatycznego prowadzenia celu według odległości i pomiaru czasu opóźnienia impulsu odbitego od celu.

Schemat ideowy pomiaru odległości przez dalmierz radiolokacyjny i diagramy czasowe pokazane są na rys. 2.



Rys. 2. Schemat ideowy dalmierza radiolokacyjnego i diagramy czasowe.

Prowadzenie celu według odległości wykonuje się drogą porównania czasu opóźnienia t impulsu odbitego od celu, i czasem opóźnienia znaczników odległości t_{op} .

Impuls celu i znacznik odległości podawane są na układ zgodności / koincydencji/, który steruje przyrządem całkującym /integratorem/. Impulsy z układu zgodności podawane są na kondensator całkujący, który steruje układem opóźnienia znaczników odległości. Kondensator całkujący rozładowuje się w momencie pokrycia impulsu celu z pierwszym znacznikiem i ładuje przy pokryciu impulsu z drugim znacznikiem odległości. Jeśli czas opóźnienia znacznika t_{op} równy jest czasowi opóźnienia impulsu celu t , to impuls celu znajdzie się między znacznikami /rys. 2, b/ i napięcie na kondensatorze całkującym U_D nie zmienia się.

Przy zmniejszeniu odległości $t_{op} > t$. Impuls celu będzie się pokrywać z pierwszym znacznikiem w ciągu dłuższego czasu, aniżeli z drugim, co prowadzi do zmniejszenia napięcia na kondensatorze całkującym, a tym samym i czasu opóźnienia znaczników. t_{op} do tych pór, póki nie nastąpi równość $t_{op} = t$. Napięcie U_D , zdejmowane z przyrządu całkującego, będzie proporcjonalne odległości do celu, a jego pochodna \dot{U}_D - prędkości zmiany odległości \dot{D} .

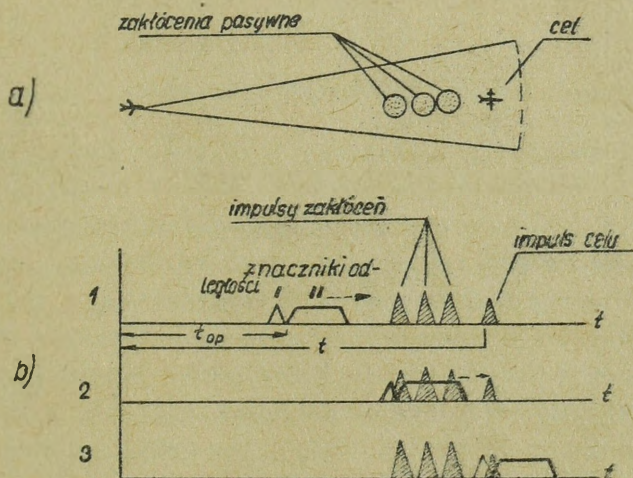
Napięcia te podawane są do urządzenia licząco-rozwiązującego systemu celowniczego dla wypracowania poprawek kątowych, dozwolonej odległości odpalenia rakiet, odległości wyjścia z ataku itd.

W tym celu, aby dalmierz radiolokacyjny prowadził cel, należy uprzednio pokryć znaczniki odległości z impulsem celu. Pokrycie wykonuje się za pomocą układu poszukiwania celu według odległości, który płynnie zmienia czas opóźnienia znaczników odległości - przesuwając znaczniki odległości po osi czasu/rys. 2, b/. W momencie pokrycia impulsu celu ze znacznikami odłącza się układ poszukiwania.

Cechą ujemną dalmierza radiolokacyjnego jest to, że przeciwnik może zerwać prowadzenie celu przez użycie pasywnych lub aktywnych zakłóceń radiolokacyjnych.

Dla zabezpieczenia dalmierza przed zakłóceniami pasywnymi stosuje się różne układy: niesymetrycznych znaczników odległości, selekcji prędkości lotu celu według odległości i inne. W układzie z niesymetrycznymi znacznikami odległości, długość drugiego znacznika znacznie jest większa niż

pierwszego. Przy wykonywaniu ataku z tylnej półsfery i zrzucaniu przez cel odbijaczy dipolowych cel będzie na większej odległości, aniżeli zakłócenia pasywne/rys. 3,a/. Podczas poszukiwania celu najpierw znaczniki pokryją się z impulsami zakłóceń, jednak dalmierz nie będzie prowadził, ponieważ drugi znacznik pokrywa się z zakłóceniami dłużej czas niż pierwszy. Znaczniki odległości będą "ślizgać się" po zakłóceniach do tych pór, póki najbardziej oddalony impuls celu nie znajdzie się między znacznikami odległości. Drugim sposobem zabezpieczenia bloku dalmierzowego przed zakłóceniami pasywnymi przy wykonywaniu ataków z tylnej półsfery celu jest wykonywanie poszukiwania celu od większych odległości do mniejszych. W tym przypadku dalmierz także przechodzić będzie na prowadzenie najbardziej oddalonego celu od samolotu myśliwskiego. Należy zaznaczyć, że te sposoby zabezpieczenia nie zapewniają prowadzenia celu, jeżeli cel tworzy zakłócenia pasywne w przedniej półsfery przez strzelanie rakietami niekierowanymi lub pociskami artyleryjskimi z odbijaczami dipolowymi.

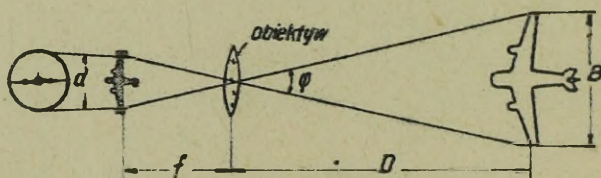


Rys.3. Schemat prowadzenia celu według odległości w warunkach zakłóceń pasywnych przy znacznikach niesymetrycznych

Przed zakłóceniami aktywnymi blok dalmierzowy zabezpiecza się drogą przestrojenia częstotliwości magnetronu.

Cechą ujemną dalmierzy radiolokacyjnych jest niemożliwość stosowania ich na małych wysokościach i przy strzelaniu do celów naziemnych. W tych warunkach wprowadzanie odległości do celownika może być wykonywane od dalmierza optycznego.

Pomiar odległości za pomocą dalmierza optycznego wykonuje się drogą pomiaru kąta ψ , pod którym widziany jest określony, zawczasu znany pilotowi, wymiar celu /baza/. Schemat ideowy dalmierza optycznego podany jest na rys. 4.



Rys. 4. Schemat ideowy dalmierza optycznego

W płaszczyźnie ogniskowej obiektywu umieszczona jest siatka w postaci pierścienia, której średnica d może się zmieniać. Dla zmierzenia odległości pilot powinien ustawić bazę, równą rozpiętości samolotu celu, i obramować cel pierścieniem dalmierzowym. Przy obramowaniu celu pierścieniem dalmierzowym i prawidłowo ustawionej bazie kąt ψ , pod którym widziany jest cel, będzie równy rozmiarowi kątowemu pierścienia dalmierzowego.

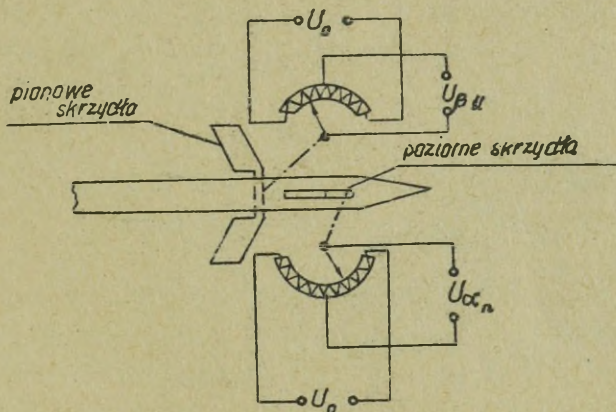
Ze względu na to, że ψ jest mały, to odległość określa się stosunkiem:

$$D = 10^3 \frac{B}{\psi^T},$$

gdzie: B - baza celu;
 ψ^T - rozmiar kątowy pierścienia dalmierzowego w tysięcznych.

Dokładność pracy dalmierza optycznego zależy od dokładności ustawienia bazy zgodnie z wymiarem celu i prawidłowości jego obramowania. Na odległościach do 1000 m średnie błędy w pomiarze odległości za pomocą dalmierza optycznego wynoszą około 10% od mierzonej odległości. Przy małych wymiarach celu, a także na dużych odległościach błędy w pomiarze odległości poważnie wzrastają.

Pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu własnego dokonuje się za pomocą dajników H i V , które pracują analogicznie jak prędkościomierz i wysokościomierz.



Rys.5. Schemat ideowy dajnika kątów natarcia i ślizgu.

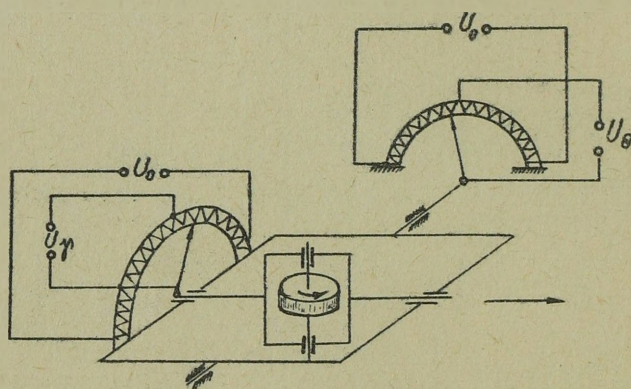
Kąty natarcia i ślizgu wprowadza się od dajnika kątów natarcia i ślizgu / DUAS/, którego schemat ideowy podany jest na rys. 5. Dajnik kątów natarcia i ślizgu składa się z pary skrzydeł w postaci deflektora, które połączone są potencjometrem. Deflektor, rozmieszczony w płaszczyźnie symetrii samolotu, mierzy kąt ślizgu bocznego β_{sl} , a deflektor, rozmieszczony w płaszczyźnie skrzydła, - kąt natarcia samolotu α_n .

Dajnik kątów natarcia i ślizgu montuje się na pręcie w strumieniu niezaburzonym i konstrukcyjnie wykonuje się łącznie z odbiornikiem ciśnienia statycznego.

Kąty przechyłu i wychylenia mierzy się za pomocą dajnika girskopo-wego /sztucznego horyzontu/, którego schemat ideowy pokazany jest na rys. 6. Dajnik składa się z giroskopu

o trzech stopniach swobody i dwóch potencjometrów.

Do pomiaru kąt wychylenia /wzdłużnego/ Θ podstawę potencjometra umocowuje się do samolotu, suwak - na osi ramki zewnętrznej, a do pomiaru kątów przechyłu γ podstawę potencjometra umocowuje się na ramce zewnętrznej, suwak - na osi ramki wewnętrznej. Przy pomiarze położenia samolotu oś giroskopu zachowuje niezmiennie swoje położenie w przestrzeni i suwaki potencjometrów przemieszczają się proporcjonalnie do kąta wychylenia Θ i kąta przechyłu γ .



Rys.6. Schemat ideowy pomiaru kąta przechyłu γ i kąta wychylenia /wzdłużnego/ Θ samolotu.

Zasada pracy systemu celowniczego sprowadza się do poniższego. Za pomocą środków naziemnych samolot myśliwski wyprowadza się na odległość wykrycia celu przez środki pokładowe. Przy tym system celowniczy może być wykorzystany również i w procesie naprowadzania, jeżeli posiada on łączność z zautomatyzowanym naziemnym systemem naprowadzania. W tym przypadku dane z naziemnego systemu naprowadzania wchodzi do urządzenia obliczającego, które wypracowuje błędy naprowadzania i przekazuje je na wskaźnik. Kierowanie systemem celowniczym samolotu, także może się odbywać z naziemnego systemu naprowadzania / włączenie wysokiego napięcia, przesunięcie strefy obserwacji w zależności od miejsca

znajdowania się celu itd/.

Podczas zbliżania do celu na odległość jego wykrycia pilot wykonuje poszukiwanie i rozpoznanie celu, wykonuje uchwycenie celu. Po uchwyceniu celu system celowniczy wykonuje automatyczne prowadzenie celu według odległości i współrzędnych kątowych, do urządzenia obliczającego postępują dane wyjściowe o celu i ruchu samolotu własnego od odpowiednich dajników.

Na podstawie tych danych wyjściowych urządzenie obliczające wypracowuje potrzebne poprawki kątowe, oblicza dozwoloną odległość odpalenia rakiet i podaje je na wskaźnik celowniczy. Oprócz tego, urządzenie obliczające może wypracowywać sygnały na przygotowanie rakiet do odpalenia, odległość wyjścia z ataku itd.

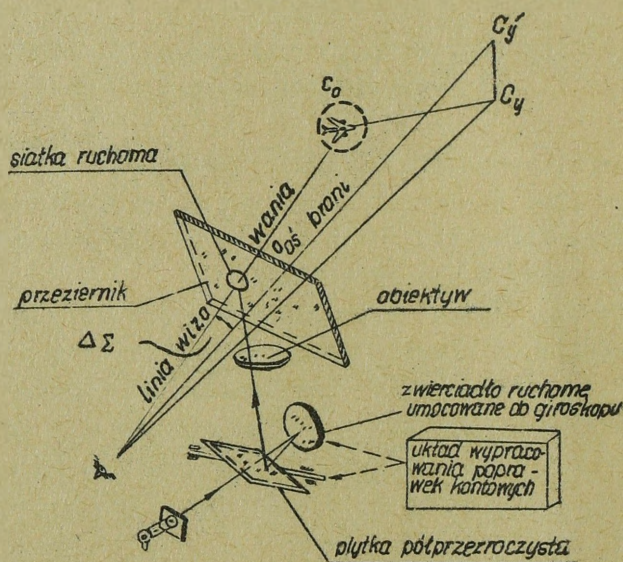
§ 2. SPOSOBY WYPRACOWANIA POPRAWEK KĄTOWYCH PRZEZ PÓLAUTOMATYCZNE SYSTEMY CELOWNICZE

W wyniku obliczenia oddzielnych poprawek system celowniczy powinien zbudować sumaryczną poprawkę kątową w postaci kąta między linią wizowania i osią broni. Poprawka ta może być wypracowana dwoma sposobami.

Pierwszy sposób wypracowania poprawki sumarycznej polega na tym, że linia wizowania odchyła się od osi podłużnej broni za pomocą układu wypracowania poprawek w stronę, przeciwną do tej, gdzie trzeba skierować broń względem celu. Wówczas przy pokryciu linii wizowania z celem oś broni okaże się odchyloną od celu o wielkość sumarycznej poprawki kątowej w potrzebną stronę. Taki sposób wypracowania poprawek kątowych stosuje się przeważnie w systemach celowniczych z wizjerem optycznym /rys. 7/. Za pomocą systemu optycznego typu kolimatorowego w polu widzenia pilota na przezierniku tworzy się siatka w postaci pierścienia z punktem środkowym. Linią wizowania w czasie celowania jest linia, przechodząca przez oko pilota i punkt środkowy siatki. Ruchliwość linii wizowania przy wypracowaniu poprawek kątowych zapewnia się drogą przemieszczenia siatki kosztem elementów ruchomych układu optycznego.

Systemy celownicze z siatką ruchomą nazywają się celownikami z zależnym kierowaniem linii wizowania. Taka nazwa wynika z tego, że położenie linii wizowania zależy od wielkości sumarycznej poprawki kątowej, wypracowywanej przez celownik.

Zadanie pilota podczas wykonywania celowania polega na tym, żeby pokryć siatkę ruchomą z celem. W celu prawidłowego wypracowania poprawek pilot przed strzelaniem powinien manewrem samolotu śledzić cej, tj. utrzymywać w ciągu określonego czasu punkt środkowy siatki na celu. Przy dokładnym śledzeniu, prędkość kątowa linii wizowania będzie równa prędkości kątowej linii odległości, a kąt między linią wizowania i osią samolotu - równym sumarycznej poprawce kątowej $\Delta \Sigma$.

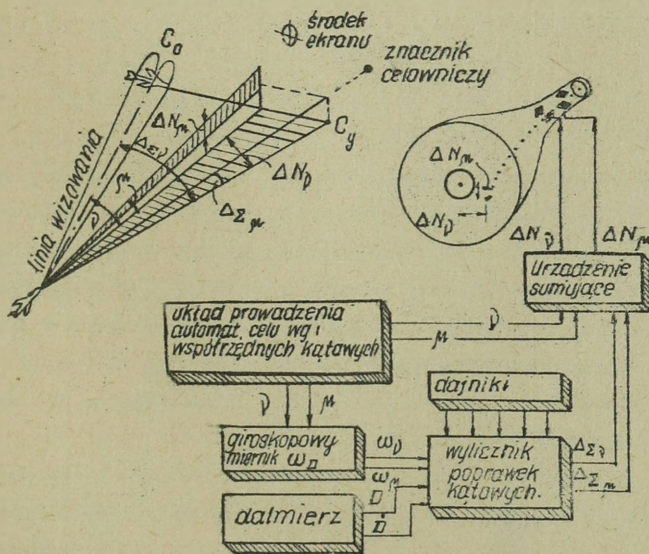


Rys.7. Schemat ideowy wypracowania poprawek kątowych przez systemy celownicze z zależnym kierowaniem linii wizowania.

Do celowania w warunkach braku widzialności wzrokowej celu półautomatyczne celowniki optyczne sprzężają się z wizjerem na podczerwień lub radiolokacyjnym. W tym wypadku

celowanie wykonuje się przez pokrycie punktu środkowego siatki ze znacznikiem celu lub jego sztucznym obrazem. Połączenie na jednym urządzeniu wskaźnikowym siatki ruchomej i znacznika celu możliwe jest dwiema drogami: bądź przeniesieniem siatki ruchomej w pole widzenia wizjera za pomocą optycznego elementu sprzężenia /tak przeważnie sprzęża się wizjery na podczerwień /, bądź projekcją sztucznego znacznika celu w pole widzenia pilota /na przeziernik celownika optycznego/.

Systemy celownicze z siatką ruchomą i wizjerem na podczerwień lub radiolokacyjnym często nazywają się celownikami z punktem początkowym. Taka nazwa wynika z tego, że wizjery na podczerwień lub radiolokacyjny tworzą w polu widzenia pilota znacznik celu, który odpowiada położeniu początkowemu /punktowi początkowemu/ celu w czasie celowania. Jeśli pilot podczas celowania wzrokowo widzi cel, to on obserwowany jest w kierunku jego znacznika.



Rys. 8. Schemat ideowy wypracowania poprawek katowych.

W radiolokacyjnych systemach celowniczych często stosuje się inny sposób wypracowania poprawki sumarycznej /rys. 8/. W tym sposobie linią wizowania jest oś strefy równosygnalowej anteny, która śledzi cel niezależnie od manewru samolotu własnego. Śledzenie celu wykonuje się drogą automatycznego prowadzenia celu przez oś strefy równosygnalowej. Przy śledzeniu celu według danych wejściowych, postępujących od wizjera, dalmierza i odpowiednich dajników, urządzenie obliczające daje sumaryczną poprawkę kątową w postaci dwóch składowych $\Delta_{\Sigma_{\mu}}$ i $\Delta_{\Sigma_{\nu}}$. Składowe poprawki kątowej w odróżnieniu od pierwszego sposobu wypracowania poprawek nie podaje się na wskaźnik celowniczy, lecz do urządzenia sumującego, w którym dokonuje się porównanie obliczonych poprawek kątowych z bieżącymi współrzędnymi kątowymi celu.

Różnica pomiędzy współrzędnymi kątowymi celu μ i ν , i poprawkami kątowymi w odpowiednich płaszczyznach $\Delta_{\Sigma_{\mu}}$ i $\Delta_{\Sigma_{\nu}}$ są błędami naprowadzania samolotu w czasie celowania ΔN_{μ} i ΔN_{ν} . Przeważnie porównuje się nie same współrzędne kątowe i poprawki, lecz ich sinusy :

$$\Delta N_{\mu} = \sin \mu - \sin \Delta_{\Sigma_{\mu}} ;$$

$$\Delta N_{\nu} = \sin \nu - \sin \Delta_{\Sigma_{\nu}} ;$$

Błędy naprowadzania podaje się na wskaźnik pilota w postaci odchylenia znacznika celowniczego od środka ekranu.

Jeżeli znacznik celowniczy znajduje się w środku ekranu, to błędy naprowadzania równe są zeru, tj. współrzędne kątowe celu równe składowym sumarycznej poprawce kątowej i zadanie celowania będzie rozwiązane. Dlatego zadanie pilota w czasie celowania polega na tym, aby pokryć środek ekranu ze znacznikiem celowniczym.

Systemy celownicze z takim układem wypracowania poprawek kątowych nazywają się celownikami z niezależnym kierowaniem linii wizowania lub celownikami z punktem wyprzedzonym. Taka nazwa wynika z tego, że położenie linii wizowania nie zależy od poprawek kątowych, wypracowywanych przez wylicznik, a znacznik celowniczy na ekranie pokazuje położenie nie początkowe, lecz wyprzedzone /punkt wyprzedzenia/ celu.

Jeśli pilot obserwował cel wzrokowo, to zobaczył by go nie w kierunku znacznika celowniczego, lecz pod kątem, równym sumarycznej poprawce kątowej względem kierunku na znacznik celowniczy.

Cechą dodatnią systemów celowniczych z punktem wyprzeżonym jest to, że pomiar prędkości kątowej linii odległości nie jest związany z wykonywaniem w pełni określonego manewru samolotu myśliwskiego podczas celowania, co zezwala na stosowanie systemu celowniczego zarówno przy strzelaniu towarzyszącym, jak i przy zaporowym. Oprócz tego, przy takim sposobie wypracowania poprawek upraszcza się czynności pilota podczas zbliżania z celem i celowania, a także istnieje możliwość całkowitego zautomatyzowania procesu zbliżania po uchwyceniu celu i celowania, jeśli błędy naprowadzania wprowadzić do pilota automatycznego, który będzie pilotował samolot bez udziału człowieka /pilota/.

Na zakończenie należy podkreślić, że potrzebna dokładność w rozwiązywaniu zadania celowania przez półautomatyczny system celowniczy zależy od tego środka, dla którego został on przeznaczony. Największa dokładność budowy poprawek kątowych potrzebna jest przy strzelaniu z działek i rakietami niekierowanymi. W tym wypadku system celowniczy powinien obliczać kąt wyprzedzenia, kąt celowania i poprawkę kątową na kąt natarcia i ślizgu samolotu.

Przy stosowaniu rakiet kierowanych nie jest potrzebna duża dokładność rozwiązania zadania celowania, ponieważ rakietą po odpaleniu posiada możliwość poprawienia błędów popełnionych podczas celowania.

W czasie strzelania rakietami samonaprowadzającymi się system celowniczy zapewnia naprowadzenie koordynatora rakiety na cel i naświetlenie celu/ dla rakiet z półaktywnym koordynatorem radiolokacyjnym/. Jeśli koordynator rakiety rozreguluje się przed odpaleniem, to system celowniczy przeważnie wypracowuje jedną poprawkę kątową - kąt wyprzedzenia, który zapewnia wyprowadzenie rakiety na tor metody samonaprowadzania, także podaje współrzędne kątowe celu do aparatury rakiety dla uchwycenia celu przez koordynator.

Jeżeli koordynator rozreguluje się z chwilą odpalenia, na przykład, w rakiecie R - 3s, to system celowniczy nie wypracuje żadnych poprawek i podczas wykonywania celowania wykorzystuje się go jako zwykły wizjer do naprowadzenia rozregulowanego koordynatora na cel.

Podczas strzelania raketami, kierowanymi za pomocą wiązki prowadzącej, system celowniczy zapewnia automatyczne prowadzenie celu przez wiązkę prowadzącą, tworzy w przestrzeni stabilizowaną siatkę współrzędnych i wypracowuje poprawki kątowe, zapewniające niezawodne wprowadzenie rakiety w wiązkę prowadzącą. Wiązka prowadząca jest dostatecznie szeroka, dlatego nie wymaga się dużej dokładności w wypracowywaniu poprawek kątowych. Szerokość wiązki pokrywa nieduże błędy, popełnione w czasie celowania. Przeważnie poprawki kątowe uwzględnia się wartościami średnimi dla szerokiego zakresu warunków strzelania.

W ten sposób, z jednej strony, systemy celownicze, przeznaczone do strzelania raketami kierowanymi, mogą mieć prosty wylicznik poprawek kątowych lub wykorzystuje się je przy celowaniu jako zwykłe wizjery; z drugiej strony, możliwe odległości odpalenia raket kierowanych poważnie zależą od warunków strzelania i odpalenie raket często wykonuje się przy braku widzialności wzrokowej celu. Dlatego wylicznik systemu celowniczego powinien wypracowywać dozwoloną odległość odpalenia, a także bezpieczną odległość wyjścia z ataku.

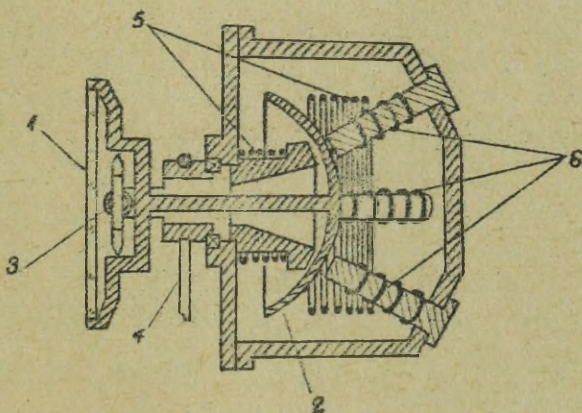
W radiolokacyjnych systemach celowniczych obliczanie dozwolonej odległości odpalenia i poprawek kątowych zazwyczaj dokonuje się za pomocą jednego urządzenia obliczającego, które podaje na wskaźnik celowniczy poprawki kątowe i dozwoloną odległość odpalenia.

W optycznych systemach celowniczych wylicznik dozwolonej odległości odpalenia może być skonstruowany w postaci oddzielnego urządzenia, nie związanego z celownikiem. Dane wyjściowe podaje się do wylicznika od dalmierza radiolokacyjnego i dajników V , H , znajdujących się na samolocie.

§ 3. ZASADA POMIARU PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ LINII ODLEGŁOŚCI
I WYPRACOWANIA POPRAWEK KĄTOWYCH ZA POMOCĄ GIROSKOPU
O TRZECH STOPNIACH SWOBODY ZE STEROWANIEM ELEKTROMAG-
NETYCZNYM

1. BUDOWA WĘZŁA GIROSKOPOWEGO

W celownikach półautomatycznych z wizjerem optycznym, zasadniczym urządzeniem, które wypracowuje poprawki kątowe jest węzeł giroskopowy, składający się z giroskopu o trzech stopniach swobody z elektromagnetycznym układem sterowania /rys. 9/.



Rys. 9. Schemat węzła giroskopowego.

Wirnik giroskopu przedstawia sobą pręt, gdzie na jednym końcu umocowane jest zwierciadło 1, wchodzące w skład optycznego układu kolimatorowego, na drugim - sferyczna czasza aluminiowa 2, obracająca się pomiędzy biegunami elektromagnesu.

Za pomocą zawieszenia kardanowego 3 wirnik umocowany jest w korpusie i wprawiany w ruch od silnika elektrycznego poprzez pasek sprężynowy.

Elektromagnetyczny układ sterowania giroskopem składa się z czterech rdzeni. Nad wszystkimi rdzeniami umieszczone jest uzwojenie zasadnicze/ uzwojenie kąta wyprzedzenia/, 5, zestawione z dwóch zezwojów. Na każdym z rdzeni znajduje się dodatkowe uzwojenie korekcji giroskopu 6, przy czym uzwojenie, umieszczone w płaszczyźnie symetrii i płaszczyźnie skrzydła

samolotu, połączone są między sobą odpowiednio parami.

Układ elektromagnetyczny umocowuje się w ten sposób, aby oś jego równoległa była do osi broni /samolotu/.

Poprawki kątowe wypracowuje się kosztem precesji, za pomocą węzła giroskopowego drogą odchylenia osi wirnika giroskopu względem osi układu elektromagnetycznego.

Siła zewnętrzna, zmuszająca giroskop do precesji, wytwarzana jest przez układ sterowania elektromagnetycznego.

2. ZASADA BUDOWY KĄTA WYPRZEDZENIA

Kąt wyprzedzenia buduje się przez węzeł giroskopowy w czasie obrotu samolotu w procesie śledzenia celu punktem środkowym siatki ruchomej.

W celu wyjaśnienia zasady pracy węzła giroskopowego podczas budowy kąta wyprzedzenia przyjmiemy, że w uzwojeniach dodatkowych nie ma prądu, a strumień magnetyczny pod biegunami rdzeni elektromagnetycznych tworzy się kosztem prądu, płynącego po uzwojeniu kąta wyprzedzenia /rys.10/.

W czasie obrotu czaszy giroskopu w polu magnetycznym, w jej elementach, przemieszczających się pomiędzy biegunami elektromagnesu, powstają siły hamujące p , których wielkość proporcjonalna jest do strumienia magnetycznego Φ i prędkości liniowej $v = \Omega r$ przemieszczania elementu czaszy, znajdującej się pod biegunem:

$$p = A \Phi^2 \Omega r, \quad /1 /$$

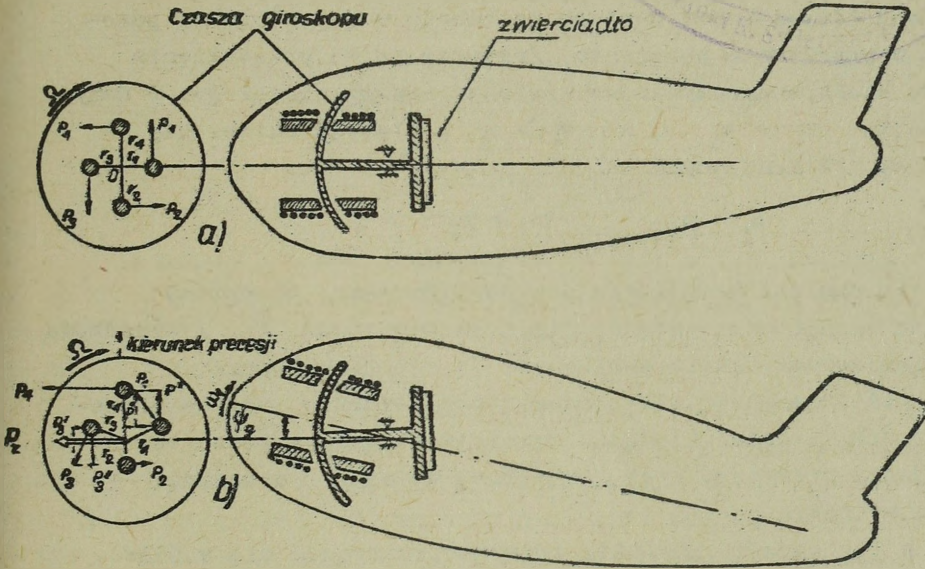
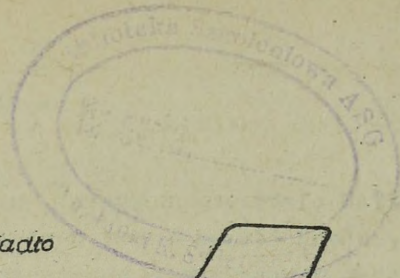
gdzie: A - stały współczynnik dla danego węzła giroskopowego;

Φ - strumień magnetyczny;

Ω - prędkość kątowa obrotu wirnika giroskopu;

r - odległość od środka czaszy do bieguna.

W czasie prostoliniowego lotu samolotu /rys. 10, a/ oś wirnika giroskopu pokrywa się z osią elektromagnesu i wszystkie rdzenie znajdują się w jednakowej odległości od środka czaszy $r_1 = r_2 = r_3 = r_4$. Strumienie magnetyczne w każdym rdzeniu są jednakowe, ponieważ one tworzone są przez ogólne uzwojenie kąta wyprzedzenia. Dlatego



Rys. 10. Schemat budowy kąta wyprzedzenia

też siły hamujące pod każdym rdzeniem również będą jednakowe $P_1 = P_2 = P_3 = P_4$, lecz każda z tych sił skierowana jest w stronę, przeciwną do kierunku ruchu elementu czaszy pod danym rdzeniem.

W wyniku działania tych sił, w czasie prostoliniżnego lotu samolotu, wypadkowa ich równa jest zero, lecz powstawać będzie moment hamujący, który pokonywany jest przez silnik giroskopu. Przy tym prędkość kątowa obrotu giroskopu Ω pozostaje stałą.

W ten sposób, podczas prostoliniżnego lotu samolotu myśliwskiego węzeł giroskopowy nie buduje żadnego kąta wyprzedzenia.

Przy śledzeniu celu w czasie celowania samolot obraca się z prędkością kątową ω_1 . Załóżmy, że pilot rozpoczął wykonywać zakręt w górę w płaszczyźnie pionowej, jak pokazano na rys. 10, b. Wspólnie z samolotem będzie się przekręcać

układ elektromagnetyczny, a wirnik giroskopu, starając się zachować niezmiennosc swojego położenia w przestrzeni, pozostaje w poprzednim położeniu. Prowadzi to do przesunięcia układu elektromagnetycznego względem czaszy giroskopu. W danym przypadku $\tau_1 = \tau_3$, a $\tau_4 > \tau_2$, dlatego zmieni się wielkość sił hamujących:

$$P_1 = P_3, \quad P_4 > P_2.$$

Zmiana sił hamujących prowadzi do tego, że oprócz momentu hamującego, pojawia się siła zewnętrzna P_z / wypadkowa sił hamujących/, która przyłożona do osi giroskopu.

Pod działaniem siły zewnętrznej giroskop zaczyna precesować. Jak wiadomo, kierunek precesji giroskopu można określić, jeśli przesunąć siłę zewnętrzną P_z o 90° w stronę obrotu wirnika.

W ten sposób, giroskop zaczyna przekreślać się w ślad za osią samolotu. W danym przypadku czasza będzie się podnosić w górę.

W wyniku ruchu osi samolotu z prędkością kątową ω_1 i osi giroskopu z prędkością kątową ω_{pr} pomiędzy nimi powstanie kąt niezgodności ψ_g /rys. 10, b/.

Prędkość kątowna precesji giroskopu jest wprost proporcjonalna do wielkości siły zewnętrznej:

$$\omega_{pr} = k P_z, \quad / 2 /$$

gdzie: k - stały współczynnik dla danego węzła giroskopowego.

Wielkość siły zewnętrznej zależy od strumienia magnetycznego i kąta niezgodności:

$$P_z = B \Phi^2 \psi_g \quad / 3 /$$

gdzie: B - stały współczynnik dla danego węzła giroskopowego.

W procesie zakrętu samolotu w miarę zwiększenia kąta ψ_g będzie się zwiększać siła zewnętrzna P_z , a zatem i prędkość kątowna precesji giroskopu ω_{pr} .

Jeśli samolot wykonuje zakręt ze stałą prędkością kątową ω_1 i po uzwojeniu kąta wyprzedzenia przechodzi stały prąd, to po pewnym czasie nastąpi taki moment, kiedy prędkość kątowna precesji giroskopu będzie równa prędkości kątowej samolotu i zostanie przerwane zwiększanie kąta ψ_g .

Przepuszczając prąd po uzwojeniu kąta wyprzedzenia o większym lub mniejszym natężeniu, można otrzymać różne kąty niezgodności.

Wielkość kąta niezgodności można określić ze wzoru /3/, podstawiając do niego wartość P_z ze wzoru /2/

$$\psi_g = \frac{P_z}{B\Phi^2} = \omega_{pr} \frac{1}{k B \Phi^2} \quad /4/$$

Jak podane zostało poprzednio, na osi giroskopu umocowane jest zwierciadło, wchodzące w skład układu optycznego, dlatego siatka celownika przy odchyleniu giroskopu będzie się odchylać w tę samą stronę.

Dla polepszenia sterowności siatki/ zmniejszenia jej ruchliwości przy wahaniami samolotu / jest ona stłumiona. Tłumienie siatki może być wykonane kosztem współczynnika przekładni optycznej / tłumienie optyczne/ lub też drogą siłowego tłumienia elektromagnetycznego giroskopu.

Istota tłumienia optycznego siatki polega na tym, że przy odchyleniu osi giroskopu od osi samolotu o kąt niezgodności ψ_g siatka celownika/ linia wizowania/ odchyliła się o kąt ψ , o μ razy mniejszy od kąta ψ_g , tj. kąt wyprzedzenia, zbudowany przez celownik, będzie równy:

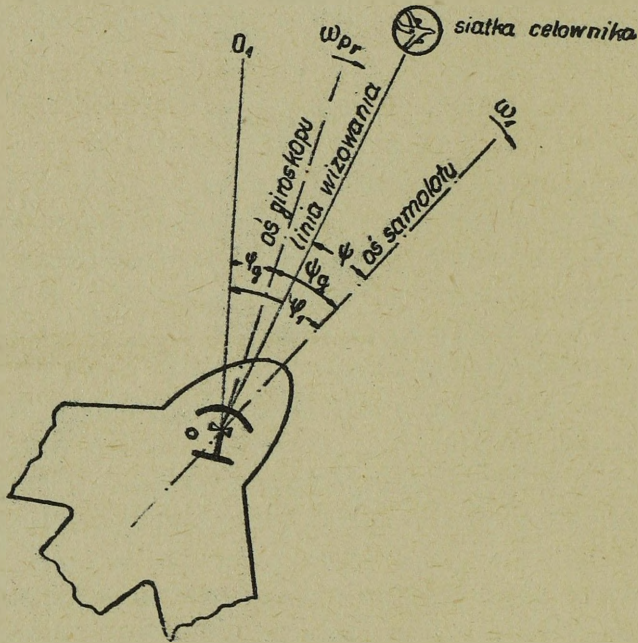
$$\psi = \frac{\psi_g}{\mu} = \omega_{pr} \frac{1}{k \mu B \Phi^2} \quad /5/$$

gdzie μ - współczynnik przekładni optycznej/ współczynnik tłumienia optycznego/.

W czasie celowania pilot powinien utrzymywać linię wizowania na celu, tj. punktem środkowym siatki celownika śledzić cel, dobierając taką prędkość kątową zakrętu swojego samolotu, przy której punkt środkowy siatki utrzymuje się na celu.

Wyprowadzimy wzór dla kąta wyprzedzenia, który powinien rozwiązywać celownik. W tym celu znajdziemy związek pomiędzy prędkością kątową precesji giroskopu i prędkością kątową zakrętu samolotu podczas śledzenia celu / rys. 11./.

Założmy, że podczas śledzenia osi samolotu myśliwskiego odchylił się od kierunku nieruchomego w przestrzeni OO_1 o kąt ψ_1 , a osi giroskopu, odstając od osi samolotu o kąt ψ_g , odchyliła się kosztem precesji o kąt ψ_g od tego samego kierunku.



Rys. 11. Schemat śledzenia celu

Na skutek pojawienia się kąta niezgodności ψ_g siatka odchyli się od osi samolotu o kąt wyprzedzenia $\psi = \frac{\psi_g}{\mu}$.

Z rys. 11 wynika, że

$$\psi_g = \psi_1 - \psi = \psi_1 - \mu\psi. \quad / 6 /$$

Po wykonaniu całkowania w czasie, obu części wzoru /6/, otrzymamy:

$$\dot{\psi}_g = \dot{\psi}_1 - \mu\dot{\psi}, \quad \dot{\psi}_g = \omega_{pr}, \quad \dot{\psi}_1 = \omega_1, \quad \omega_{pr} = \omega_1 - \mu\dot{\psi}. \quad / 7 /$$

Po podstawieniu wartości ω_{pr} do wzoru /5/, otrzymamy

$$\psi = (\omega_1 - \mu\dot{\psi}) \frac{1}{k\mu B\Phi^2}. \quad / 8 /$$

Żeby kąt wyprzedzenia, zbudowany przez celownik był teoretycznie równy potrzebnemu kątowi wyprzedzenia, wzór który został wyprowadzony w zeszycie nr 3, § 4, trzeba zmieniać

strumień magnetyczny $\dot{\phi}$ w zależności od czasu obliczeniowego T_{obl} tak, aby $T_{obl} = \frac{1}{k \mu B \dot{\phi}^2}$, wówczas wzór kąta wyprzedzenia przyjmie postać:

$$\psi = (\omega_1 - \mu \dot{\psi}) T_{obl}. \quad /9/$$

Zmiana strumienia magnetycznego $\dot{\phi}$ dokonywana jest drogą zmiany natężenia prądu i , przepływającego po uzwojeniu kąta wyprzedzenia, w zależności od wielkości czasu obliczeniowego T_{obl} :

$$i = \frac{c}{V T_{obl}}$$

gdzie: $c = \frac{1}{V k \mu B}$ - stały współczynnik.

W ten sposób, dla zbudowania kąta wyprzedzenia przez celownik, należy za pomocą manewru samolotu utrzymywać punkt środkowy siatki na celu/ śledzić cel/ i przepuszczać przez uzwojenie kąta wyprzedzenia prąd, którego natężenie będzie odwrotnie proporcjonalne pierwiastki kwadratowemu z czasu obliczeniowego T_{obl} .

Czas obliczeniowy wypracowuje się za pomocą urządzenia obliczającego w zależności od odległości do celu, wysokości i charakterystyk balistycznych broni.

Tłumienie siatki może być wykonane nie tylko kosztem współczynnika przekładni optycznej μ , lecz i drogą siłowego tłumienia elektromagnetycznego giroskopu. Istota tłumienia elektromagnetycznego polega na poniższym. Węzeł giroskopowy buduje kąt wyprzedzenia kosztem uzwojenia kąta wyprzedzenia, większy od potrzebnego. Ten kąt wyprzedzenia zmniejsza się kosztem działania na giroskop dodatkowego strumienia magnetycznego, wytwarzanego przez uzwojenie korekcji giroskopu.

W ogólnym wypadku wzór roboczy, według którego wypracowuje się kąt wyprzedzenia, posiada postać:

$$\psi = (\omega_1 - k \dot{\psi}) T_{obl}, \quad /10/$$

gdzie k - współczynnik tłumienia, zależny od wybranego układu tłumienia siatki. Jeżeli tłumienie dokonuje się tylko kosztem współczynnika przekładni optycznej μ , to $k = \mu$

Przy tłumieniu siatki kosztem współczynnika przekładni optycznej, jak i za pomocą elektromagnetycznego tłumienia giroskopu $k > \mu$.

Na przykład, w celowniku ASP - 5nd $\mu = 1,066$, a $k = 1,2$.

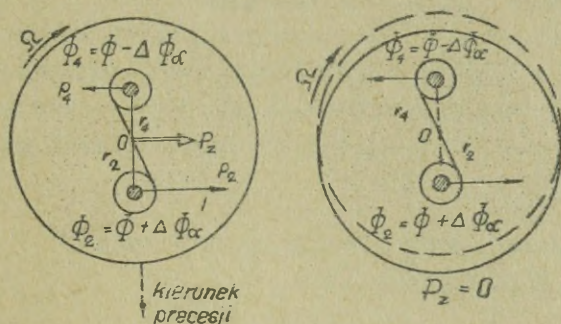
Z porównania wzoru /10/ ze wzorem teoretycznym kąta wyprzedzenia /28/, otrzymanego w § 4 w zeszycie nr 3 wynika, że kosztem wprowadzenia współczynnika tłumienia k kąt wyprzedzenia nie będzie dokładnie wypracowany przez celownik, jeśli $\psi \neq 0$, jednak tłumienie siatki jest niezbędne dla polepszenia warunków celowania.

W celu zmniejszenia błędów systematycznych, pojawiających się na skutek wprowadzenia współczynnika tłumienia k , zmienia się czas obliczeniowy T_{obl} . Dlatego we wzorze /10/ znajduje się czas obliczeniowy - poprawiony T_{obl}' , który oblicza się za pomocą celownika.

3. BUDOWA POPRAWEK KĄTOWYCH ZA POMOCĄ UZWOJEŃ KOREKCJI GIROSKOPU

W płaszczyźnie symetrii samolotu i w płaszczyźnie skrzydła poprawki kątowne buduje się za pomocą dwóch par uzwojeń korekcji giroskopu. Na przykład, w celowniku ASP - 5nd uzwojenia korekcji, umieszczone są w płaszczyźnie symetrii samolotu i wykorzystuje się je do budowy składowych pionowych kąta celowania, dodatkowego kąta wyprzedzenia, a uzwojenia korekcji umieszczone w płaszczyźnie skrzydła samolotu - do budowy odpowiednich składowych kąta celowania, dodatkowego kąta wyprzedzenia i poprawki na ślizg samolotu.

Rozpatrzmy w charakterze przykładu budowę składowej kąta celowania w płaszczyźnie symetrii samolotu α_{μ} /rys.12/. Na tym rysunku w celu uproszczenia pokazane są tylko rdzenie pionowe. Przyjmujemy, że samolot myśliwski leci prostolinijnie i kąt wyprzedzenia nie jest budowany. Dla zbudowania poprawki α_{μ} należy siatkę odchylić w dół w płaszczyźnie symetrii samolotu o wielkość α_{μ} . Dokonuje się tego drogą odchylenia giroskopu w dół o kąt α_q , o μ razy więcej od potrzebnej poprawki.



Rys. 12. Schemat budowy kąta celowania za pomocą uzwojeń korekcji giroskopu

Dla odchylenia giroskopu w dół w pionowych uzwojeniach korekcji przepuszcza się prąd w takim kierunku, aby dodatkowy strumień magnetyczny $\Delta\bar{\Phi}_\alpha$ w górnym biegunie był przeciętny, a w dolnym - pokrywał się z zasadniczym strumieniem magnetycznym $\bar{\Phi}$, wytwarzanym przez uzwojenie kąta wyprzedzenia:

$$\bar{\Phi}_2 = \bar{\Phi} + \Delta\bar{\Phi}_\alpha, \quad \bar{\Phi}_4 = \bar{\Phi} - \Delta\bar{\Phi}_\alpha. \quad /11/$$

Na skutek zmiany strumieni magnetycznych na giroskop działać będzie siła zewnętrzna $P_z = p_2 - p_4$. Pod działaniem tej siły giroskop zacznie precesować, w tym przypadku czasza będzie się opuszczać w dół. Przy przesunięciu czaszy zmieniają się promienie r_2 i r_4 / r_4 - zwiększa się, a r_2 - zmniejsza się /, co prowadzi do zwiększenia siły p_4 i zmniejszenia siły p_2 , a zatem i do zmniejszenia siły P_z .

Odchylenie czaszy przedłuża się do tych pór, póki siła zewnętrzna nie będzie równa zero. Zmieniając natężenie prądu, przechodzącego po pionowych uzwojeniach korekcji giroskopu, można zmieniać dodatkowy strumień magnetyczny $\Delta\bar{\Phi}_\alpha$, tak więc i kąt odchylenia siatki celownika. Dla budowy kąta celowania natężenie prądu w uzwojeniach korekcji zmienia się w zależności od odległości, wysokości i charakterystyk

balistycznych broni. Ten prąd wypracowuje się przez wylicznik czasu obliczeniowego. Dokładnie tak samo buduje się inne poprawki za pomocą uzwojeń korekcji giroskopu, tylko przy budowie poprawek w płaszczyźnie skrzydła wykorzystuje się uzwojenie poziome, a natężenie prądu, przechodzącego po uzwojeniach, zależy od parametrów wejściowych mierzonych przez odpowiednie dajniki.

4. BUDOWA POPRAWEK PRZEZ PRZEKREĆCENIE PŁYTKI PÓLPRZEZROCZYSTEJ

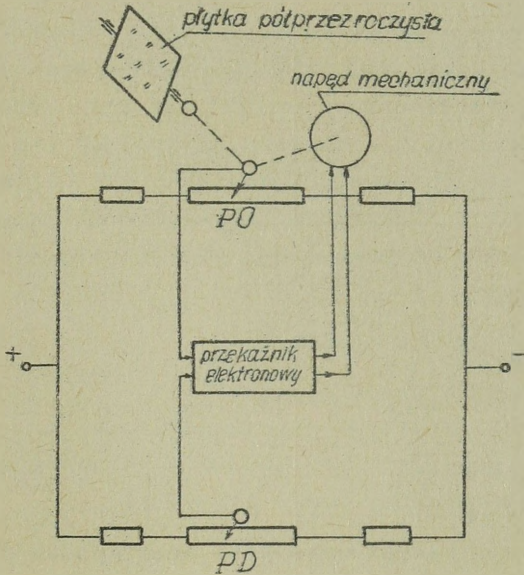
Poprawki kątowe w płaszczyźnie symetrii samolotu mogą być wypracowywane nie tylko za pomocą węzła giroskopowego, lecz i drogą przekręcenia płytki półprzezroczystej /patrz rys. 7/. Istotnie w celowniki ASP - 5 nd przez przekręcenie płytki półprzezroczystej wypracowuje się stałą składową kąta celowania i poprawkę na kąt natarcia samolotu przy strzelaniu rakietami niekierowanymi.

Wypracowanie poprawek wykonuje się za pomocą układów mostków elektrycznych /rys. 13/. W skład układu mostkowego wchodzi: potencjometr - dajnik / PD/, którego suwak przesuwają się od dajnika parametrów wejściowych i potencjometr - odbiornik /PO/, na którym wypracowuje się poprawkę kątową. Suwak potencjometra - odbiornika przesuwają się jednocześnie z płytką półprzezroczystą za pomocą rewersyjnego mechanizmu napędu.

W przekątnej mostku włączony jest przekaźnik elektronowy, który steruje napędem mechanicznym.

W czasie przesunięcia suwaka potencjometra - dajnika naruszona zostaje równowaga mostku i po jej przekątnej popłynie prąd, który podawany jest na wejście przekaźnika elektronowego.

Przekaźnik elektronowy w zależności od kierunku prądu w przekątnej mostku zapewnia obracanie się napędu mechanicznego w jedną lub drugą stronę. Napęd przesuwają suwak potencjometra - odbiornika i jednocześnie z nim płytkę półprzezroczystą. Kosztem zmiany kąta nachylenia płytki półprzezroczystej siatka celownika będzie się odchyłać w płaszczyźnie symetrii samolotu o wielkość potrzebnej poprawki kątowej.



Rys. 13. Schemat ideowy wypracowania poprawek przez zmianę nachylenia płytki półprzezroczystej.

§ 4. ZASTOSOWANIE GIROSKOPÓW O DWÓCH STOPNIACH SWOBODY DO POMIARU PRĘDKOŚCI KĄTOWEJ LINII ODLEGŁOŚCI

Giroskopy o dwóch stopniach swobody stosuje się do pomiaru prędkości kątowej linii odległości w systemach celowniczych z niezależnym kierowaniem linii wizowania. Takie mierniki prędkości nazywają się dajnikami giroskopowymi.

Jak wiadomo, pomiar prędkości kątowej linii odległości potrzebny jest do zbudowania kąta wyprzedzenia. W radiolokacyjnych systemach celowniczych linią wizowania jest oś strefy równosygnałowej, która automatycznie śledzi cel niezależnie od manewru samolotu myśliwskiego. Dlatego prędkość kątowa anteny przy automatycznym prowadzeniu celu jest równa prędkości kątowej linii odległości. Tę prędkość kątową anteny, prowadzącej cel, mierzy się za pomocą dajników giroskopowych.

Należy mieć na uwadze, że w radiolokacyjnych systemach celowniczych, które nie budują kąta wyprzedzenia,

na przykład RP - 21, nie mierzy się prędkości kątowej linii odległości.

Przy pomiarze prędkości kątowej linii odległości dajniki giroskopowe wykorzystują właściwość giroskopu o dwóch stopniach swobody, która polega na tym, że przy obracaniu podstawy powstaje moment giroskopowy, starający się pokryć oś wirnika z osią obrotu zewnętrznego tak, aby własny ruch wirnika pokrywał się z kierunkiem obrotu zewnętrznego.

Wielkość momentu giroskopowego określa się według następującego wzoru:

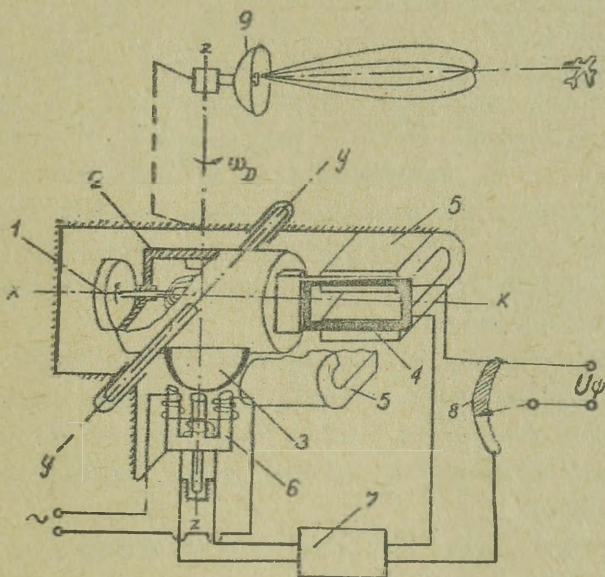
$$M_g = H \omega \cos \psi,$$

gdzie: H - moment kinetyczny wirnika;
 ω - prędkość kątowa obrotu podstawy;
 ψ - kąt pomiędzy osią obrotu podstawy i normalną do płaszczyzny ramki giroskopu.

Jeśli oś obrotu wymuszonego jest prostopadła do płaszczyzny ramki i kąty odchylenia wirnika nie są duże, to $\cos \psi \approx 1$ i wielkość momentu giroskopowego staje się miarą prędkości kątowej obrotu podstawy giroskopu. Dajnik giroskopowy mierzy jedną składową prędkości kątowej, odpowiadającą rzutowi celu na płaszczyznę ramki, Do pomiaru składowych poziomej i pionowej prędkości kątowej linii odległości stosuje się dwa dajniki giroskopowe, których ramki rozmieszczone są wzajemnie prostopadle.

Dajniki giroskopowe montuje się bezpośrednio na antenie lub na specjalnej podstawie giroskopowej, związanej przez system śledzący z anteną. Schemat ideowy dajnika giroskopowego pokazany jest na rys. 14.

Wirnikiem giroskopu jest wirnik silnika elektrycznego z kołem zamachowym 1, oś obrotu koła zamachowego $x - x$. Ramką giroskopu jest korpus silnika elektrycznego 2, oś obrotu ramki $y - y$. Oś pomiarową jest oś $z - z$. Na ramce giroskopu /korpus silnika elektrycznego/ umocowane są: zwora dajnika indukcyjnego 3, która przy obracaniu ramki przesuwa się względem rdzenia troistego 6, i solenoid wyrównujący 4, przedstawiający sobą cewkę płaską. Solenoid wyrównujący znajduje się między biegunami magnesu stałego 5.



Rys. 14. Schemat ideowy dajnika giroskopowego

Na zewnętrznych uzwojeniach rdzenia troistego 6 znajdują uzwojenia wzbudzenia, które zasilane są prądem zmiennym, przy tym one tak są połączone, że wytwarzane przez nie strumienie magnetyczne w rdzeniu środkowym skierowane są przeciwnie do siebie.

Na rdzeniu środkowym znajduje się uzwojenie sygnałowe, połączone na wejście wzmacniacza fazowego 7.

Zasada pracy dajnika giroskopowego sprowadza się do podanej poniżej. Przy braku prędkości kątowej anteny celownika radiolokacyjnego dajnik giroskopowy nie doznaje żadnego obrotu zewnętrznego i zwora dajnika indukcyjnego 3 umieszczona jest symetrycznie względem rdzenia troistego.

Sumaryczny strumień magnetyczny w uzwojeniu sygnałowym jest równy zeru i na wejście wzmacniacza nie postępuje żaden sygnał.

Przy obracaniu anteny celownika radiolokacyjnego 2, a zatem i dajnika giroskopowego wokół osi $z-z$ z prędkością kątową, równą prędkości kątowej linii odległości, ramka

giroskopu kosztem pojawienia się momentu giroskopowego będzie się obracać wokół osi $y - y$. W danym przypadku koło zamachowe podnosi się do góry. Przy tym zwora dajnika indukcyjnego przesunie się względem rdzeni krańcowych, co doprowadzi do naruszenia równowagi szczelin powietrznych. W uzwojeniu sygnałowym będzie się indukować siła elektrodynamiczna. Prąd zmienny z uzwojenia sygnałowego wzmacnia się i wyprostowuje za pomocą wzmacniacza fazowego oraz podany zostanie na solenoid wyrównujący i szeregowo połączony z nim potencjometr czasu obliczeniowego 8.

Prąd przechodzący po solenoidzie wyrównującym, współdziałając z polem magnesów stałych, tworzy moment wyrównawczy, proporcjonalny do natężenia prądu. Kiedy moment wyrównawczy będzie równy giroskopowemu to przekręcanie ramki giroskopu zostanie przerwane.

W ten sposób, prąd solenoida wyrównującego przy równości momentu giroskopowego i wyrównawczego będzie miarą prędkości kątowej anteny / linii odległości/, dokładniej jej rzutu na płaszczyznę ramki giroskopu.

Jeśli suwak potencjometra 8 przesuwają się w zależności od wielkości czasu obliczeniowego T_{obl} , to napięcie U_{ψ} , zdejmowane z tego potencjometra będzie proporcjonalne do składowej kąta wyprzedzenia w płaszczyźnie ramki.

Drugą składową określa się za pomocą drugiego dajnika giroskopowego.

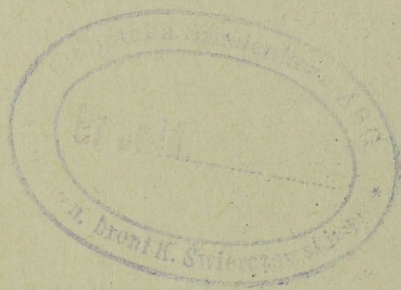
Kąt wyprzedzenia wypracowuje się za pomocą systemu celowniczego w postaci dwóch składowych:

$$\begin{aligned}\psi_H &= \omega_H T_{obl}, \\ \psi_V &= \omega_V T_{obl},\end{aligned}$$

gdzie: ω_H i ω_V - składowe pozioma i pionowa prędkości kątowej linii odległości.

Rozpatrzona zasada pomiaru prędkości kątowej linii odległości za pomocą dajników giroskopowych wskazuje, że w danym przypadku do wypracowania kąta wyprzedzenia nie jest potrzebne śledzenie celu drogą manewru samolotu wyśliwskiego,

ponieważ cel śledzi antena celownika radiolokacyjnego. Kąt wyprzedzenia może być wypracowywany przy locie prostoliniowym samolotu myśliwskiego, co zezwala na stosowanie takich systemów celowniczych nie tylko dla strzelania towarzyszącego, lecz i zaporowego.-



T R E Ś Ć

str.

§ 1. Ogólna zasada budowy systemów celowniczych	2
§ 2. Sposoby wypracowania poprawek kątowych przez półautomatyczną systemy celownicze	12
§ 3. Zasada pomiaru prędkości kątowej linii odległości i wypracowania poprawek kątowych za pomocą giroskopu o trzech stopniach swobody ze sterowaniem elektromagnetycznym	18
1. Budowa węzła giroskopowego	18
2. Zasada budowy kąta wyprzedzenia.....	19
3. Budowa poprawek kątowych za pomocą uzwojeń korekcji giroskopu	25
4. Budowa poprawek przez przekręcenie płytki półprzezroczystej	27
§ 4. Zastosowanie giroskopów o dwóch stopniach swobody do pomiaru prędkości kątowej linii odległości.	28

nie potrafię czytać

Wykonano w 40 egz.

Egz. 1 - 40 Biblioteka Szkoleniowa

Wykonał płk Pawłowski

poz.ks.gł.0337/WVV