

15

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO

im. gen. broni K. Świerczewskiego

ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH

Egz. Nr 1

ppik dypl. nawig. Tadeusz IWAN

KOMPLEKSOWE SYSTEMY NAWIGACJI

(Skrypt)

11228

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
ODDZIAŁ WOJSK OPK I LOTNICTWA
KATEDRA PRZEDMIOTÓW SPECJALNYCH
im. gen. broni K. Świerczewskiego

234552

WARSZAWA

MARZEC

1960

29714
21000

Szybki rozwój lotnictwa i nowych środków walki wywiera duży wpływ na poglądy odnośnie jego użycia na współczesnym polu walki. Obiektami działań lotnictwa będą z zasady cele płaszczyznowe oraz punktowe, często ruchome o dużej manewrowości. Konieczność wyjścia samolotów na wyznaczone cele w nakazanym miejscu i czasie wymaga dużej dokładności nawigowania w dowolnych warunkach atmosferycznych oraz wolnej porze doby i roku.

W świetle dużego zaangażowania lotnictwa do zadań rozpoznawczych, wymagania w stosunku do dokładności nawigowania jeszcze bardziej wzrastają. Dane z rozpoznania tracą swoje znaczenie, jeżeli współrzędne rozpoznanych obiektów zostaną określone błędnie lub z niewystarczającą dokładnością.

Obecne wyposażenie nawigacyjne samolotów posiada cały szereg niedomagań, których rezultatem są :

1. Duża pracochłonność nawigowania samolotu, utrudniająca załódze samolotu wykonanie głównych zadań, jak np. prowadzenie rozpoznania, atakowania celów naziemnych lub powietrznych. Obecne wyposażenie nawigacyjne samolotu daje załódze jedynie główne elementy nawigacyjne, które przekazywane są bez wzajemnego powiązania mimo tego, że między tymi elementami występują pewne funkcyjne zależności. Na podstawie tych danych załoga /pilot/ musi samodzielnie obliczać niezbędne dane nawigacyjne, co przy ciągłym zwiększaniu prędkości lotu często przekracza fizyczne możliwości załogi.
2. Mała dokładność nawigowania samolotów. Obecnie większość elementów nawigacyjnych w czasie lotu określamy graficznie lub na suwaku, przy pomocy wzorów przybliżonych. W rzeczywistości elementy te należałoby określać przy pomocy stosunkowo skomplikowanych wzorów. Należy podkreślić również, że w obliczeniach tych nie uwzględnia się manewru samolotu, a zakładamy że samolot wykonuje lot ze stałym kursem, stałą prędkością i wysokością lotu, co w obecnych warunkach przy stosunkowo silnym przeciwdziałaniu ze strony nieprzyjaciela staje się wprost niemożliwe. Samolot

musi wykonywać manewr przeciwnyśliwski, przeciwrakietowy, i przeciwartyleryjski. Elementy nawigacyjne zmieniają się również na skutek błędów w pilotowaniu samolotu. Nie uwzględnianie powyższych danych znacznie zmniejsza dokładność nawigowania samolotu, i w obecnych warunkach nastrocza wiele kłopotu, a w przyszłości będzie w ogóle niedopuszczalne.

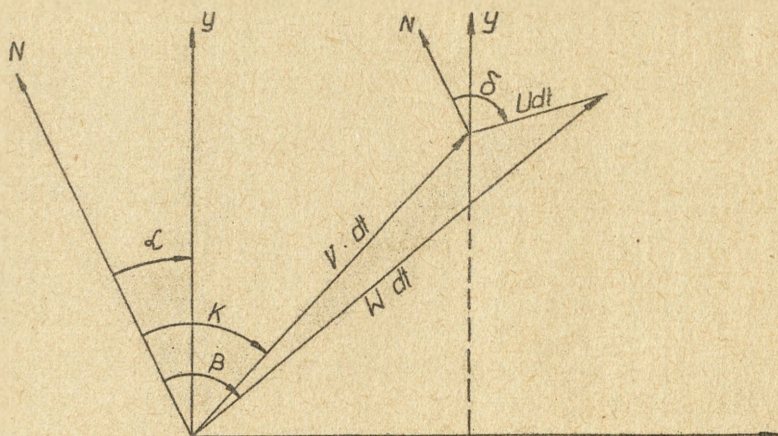
3. Konieczność ciągłej znajomości aktualnych wartości elementów nawigacyjnych, wyrażonych przy pomocy stosunkowo skomplikowanych wzorów i otrzymanych w rezultacie żmudnych i pracochłonnych obliczeń. Jedynie niektóre z tych elementów otrzymujemy w sposób ciągły. Na przykład: kurs samolotu, wysokość i prędkość lotu, kąt kursowy radiostacji i czas. Na podstawie tych danych oraz znajomości kierunku i prędkości wiatru obliczamy prędkość podróżną lotu i kąt znoszenia. Zaznaczyć należy, że dane o wietrze otrzymane z ziemi są mało dokładne, ponieważ kierunek i prędkość wiatru zmienia się wraz ze zmianą odległości od rejonu pomiaru jak również z upływem czasu od chwili dokonania pomiaru. Pomiar wiatru przez żałogę w powietrzu jest również mało dokładny, a na samolotach jednoniejscowych wprost niemożliwy.

Obecnie nawigacyjne wyposażenie samolotu nie odpowiada nowym warunkom lotu, jak również wymaganej dokładności. Dlatego też, dla wykonania aktualnych zadań nawigacyjnych i innych należy zastosować specjalne maszyny liczące. Maszyny takie powinny kompleksowo rozwiązywać podstawowe zadania z nawigacji, bombardowania i strzelania powietrznego z dużą dokładnością i dowolnych warunkach atmosferycznych oraz o dowolnej porze doby. Maszyny takie tworzyłyby kompleksowe systemy nawigacji, strzelania i bombardowania.

Próby rozwiązania tego zagadnienia były już podejmowane i w dalszym ciągu w tym kierunku prowadzi się badania. Zaczęto od rozwiązywania najbardziej pracochłonnego elementu, a mianowicie zliczania przebytej drogi. I tak skonstruowano na przykład: specjalne urządzenie do wykonania tego zadania, które oznaczono kryptonimem NI-50.

Urządzenie to wykonuje zliczanie przebytej drogi przez samolot w prostokątnym układzie współrzędnych/początek tego układu umieszczony jest przeważnie w punkcie startu/, a współrzędne miejsca samolotu odczytujemy ze specjalnych wskaźników.

Zasada pracy NI-50.



Rys. 1

Współrzędne samolotu za nieskończenie mały odcinek czasu możemy określić według następujących wzorów, wynikających z rys. 1.

$$\begin{aligned} dy &= [V \cdot \cos /K - \alpha / + U \cos /\delta - \alpha /] dt \\ dx &= [V \cdot \sin /K - \alpha / + U \sin /\delta - \alpha /] dt \end{aligned} \quad /1/$$

Całkując wyrażenie /1/ otrzymamy :

$$\begin{aligned} j &= j_0 + \int_0^t [V \cos /K - \alpha / + U \cos (\delta - \alpha)] dt \\ x &= x_0 + \int_0^t [V \sin /K - \alpha / + V \sin (\delta - \alpha)] dt \end{aligned} \quad /2/$$

Analiza dokładności zliczania przebytej drogi

Na dokładność zliczania przebytej drogi mają wpływ następujące elementy :

- błędy danych wyjściowych, otrzymanych od dajników prędkości wysokości i kursu;
- błędy wyliczeniowe samego urządzenia zliczającego;
- błędy określania i ustawienia MS i kąta mapy;
- błędy przejścia od współrzędnych odczytanych ze wskaźników na mapę;
- błędy umiejscowienia współrzędnych prostokątnych na mapie i system współrzędnych, w których następuje zliczanie drogi;
- błędy wynikające z odchylenia wektora prędkości powletrznej od horyzontu /lot z naborem wysokości lub zniżanie/;
- zmiana wiatru wraz ze zmianą odległości, jak też i czasu.

Pierwsze cztery są to błędy samego urządzenia, a pozostałe są błędami metodycznymi.

1. Błąd zliczania przebytej drogi spowodowany zmianą prędkości :

Na błąd ten składają się :

- błąd prędkościomierza;
- wahania w napięciu zasilania;
- błędy mechanicznego rozkładania wektorów i całkowania.

Dla lotu prostoliniowego równanie /2/ będzie następujące :

$$\begin{aligned}x &= x_0 + V \cdot t \sin /K - \alpha / + Ut \sin /\delta - \alpha / \\y &= y_0 + V \cdot t \cos /K - \alpha / + Ut \cos /\delta - \alpha / \quad /3/\end{aligned}$$

Po zróżniczkowaniu względem V i przejściu do wartości średniego kwadratowego odchylenia otrzymamy :

$$\begin{aligned}\sigma_{x_v} &= \sigma_v t \sin /K - \alpha / \\ \sigma_{y_v} &= \sigma_v \cdot t \cos /K - \alpha / \end{aligned}$$

Ogólny błąd określenia MS

$$\sigma_{s_v} = \sqrt{\sigma_{x_v}^2 + \sigma_{y_v}^2} = \sigma_v \cdot t = \frac{\sigma_v}{v} \cdot v \cdot t = \frac{\sigma_v}{v} \cdot s_c$$

s_c - droga przebyta w ciszy.

2. Błąd spowodowany błędem w kursie

Na błąd ten składają się :

- błąd busoli;
- błąd w określeniu i ustawianiu kąta mapy;
- błąd NI-50

Różniczkując równanie /3/ względem kursu i przechodząc do wartości średniego kwadratowego odchylenia otrzymamy:

$$\sigma_{x_k} = v \cdot t \cos /K - \alpha / \cdot \sigma_K$$

$$\sigma_{y_k} = v \cdot t \sin /K - \alpha / \cdot \sigma_K$$

Błąd ogólny

$$\sigma_{s_k} = \sqrt{\sigma_{x_k}^2 + \sigma_{y_k}^2} = v \cdot t \cdot \sigma_K = s_c \cdot \sigma_K$$

3. Błąd ustawienia i odczytania współrzędnych MS / σ_w /

Wielkość tego błędu zależy od :

- dokładności określenia rzeczywistego MS / σ_{MS} /
- dokładności ustawienia początkowych współrzędnych / σ_{ust} /
- dokładności przeniesienia współrzędnych ze wskaźników na mapę / σ_{prz} /
- dokładności odczytu ze wskaźników / σ_{odcz} /

Ogólnie błąd σ_w obliczamy ze wzoru :

$$\sigma_w = \sqrt{\sigma_{MS}^2 + \sigma_{ust}^2 + \sigma_{prz}^2 + \sigma_{odcz}^2}$$

Zakładając że

$$\sigma_{ust} = \sigma_{odcz} \text{ i } \sigma_x = \sigma_y = \sigma_{ust} \text{ otrzymamy}$$

$$\sigma_{ust} = \sigma_{odcz} = \sigma_{ust} \cdot \sqrt{2}$$

Jeżeli ustawienie współrzędnych będzie wykonywane z dokładnością do 5 km, wówczas max błąd ustawienia może być równy 2,5 km, a

5: 133
133
809
809
809

$$\sigma'_{ust} = \frac{2,5}{\sqrt{3}} = 1,44 \text{ km, a}$$

$$\sigma_{ust} = \sigma'_{ust} \cdot \sqrt{2} = 1,44 \cdot 1,41 \approx 2 \text{ km}$$

Przyjmując, że dla mapy 1 : 1 000 000 $\sigma_{prz} = 1 \text{ km}$ co odpowiada 1 mm, otrzymamy :

$$\sigma_W = \sqrt{6MS^2 + 2^2 + 2^2 + 2^2 + 1^2} = \sqrt{6MS^2 + 9}$$

Przyjmując dokładność określenia MS dla różnych systemów radiotechnicznych $\sigma_{MS} = 0,5 - 3 \text{ km}$ ostatecznie otrzymamy :

$$\sigma_W = 3 - 4,2 \text{ km}$$

Ogólny błąd instrumentalny będzie wynosił :

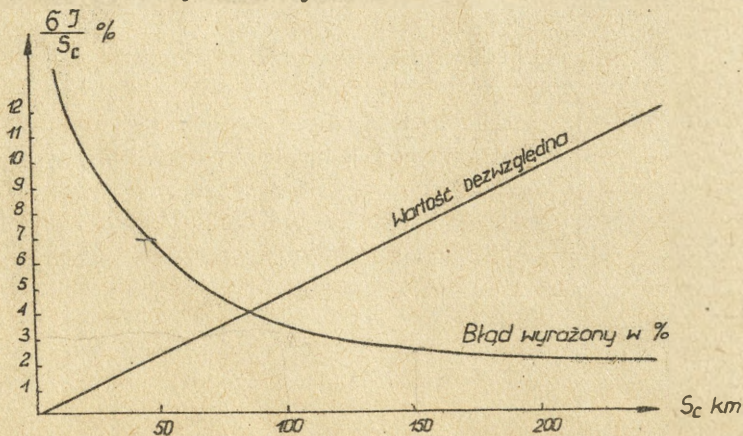
$$\sigma_J = v \cdot t \sqrt{\left(\frac{\sigma_W}{v \cdot t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_V}{v}\right)^2 + \sigma_K^2 + \left(\frac{\sigma_U}{v}\right)^2}$$

a błąd wyrażony w %

$$\left| \frac{\sigma_J}{S_c} \right| \% = 100 \sqrt{\left(\frac{\sigma_W}{vt}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_V}{v}\right)^2 + \sigma_K^2 + \left(\frac{\sigma_U}{v}\right)^2} \quad /3/$$

σ_W - średnio kwadratowe odchylenie względem osi X spowodowane niedokładnością ustawienia współrzędnych oraz ich odczytania z mapy.

Rezultaty obliczeń wykonanych według wzoru /3/ przedstawione są na wykresie rys. nr 2.



Błędy instrumentalne możemy znacznie zmniejszyć poprzez zastosowanie korekcji, przy czym rozróżniamy następujące sposoby korekcji :

- czynna
- bierna.

Korekcja czynna polega na ustawieniu rzeczywistych współrzędnych MS na wskaźnikach NI-50.

Bierna korekcja polega na wprowadzeniu do urządzenia t umownego wiatru, który powinien być równy co do wartości błędowi instrumentalnemu, ale przeciwny co do kierunku.

Przy stosowaniu korekcji dokładność obliczania przebytej drogi będzie wynosiła 1,5 - 2%, czyli błąd zmniejszy się o około 0,75 wartości początkowej.

Błędy metodyczne zmniejszają dokładność zliczania przebytej drogi o około 0,75 - 1%.

Należy podkreślić, że system ten jest stosunkowo skomplikowany w eksploatacji, co bardzo utrudnia wykorzystanie go na samolotach jednomiejscowych.

Drugim systemem, który przeznaczony jest do zliczenia drogi przebytej przez samolot jest system bezładnościowy. System ten jest autonomiczny, czyli w ogóle nie wrażliwy na zakłócenia ze strony nieprzyjaciela. Zasada pracy tego systemu polega na dwukrotnym całkowaniu przyspieszenia samolotu za pomocą specjalnych urządzeń zwanych akcelerometrami. Całkowanie odbywa się względem osi X będącej przedłużeniem osi samolotu, oraz osi Y prostopadłej do osi X. W rezultacie całkowania otrzymujemy przebytą drogę i współrzędne miejsca znajdowania się samolotu.

Akcelerometry muszą być bardzo dokładnie stabilizowane. I tak dla prędkości rzędu $W = 1000$ km/W czasu lotu samolotu około jednej godziny oraz dokładności określania miejsca samolotu wynoszącej 1% przebytej drogi, dokładność określenia poziomu /dokładność utrzymania płaszczyzn akcelerometrów w stosunku do poziomu/ powinna wynosić 36". Cechą dodatnią tych systemów jest to, że można je stosować bez znajomości wiatru. Ponadto niezbyt skomplikowana eksploata -

cja pozwala stosować je na samolotach jednomiejscowych.

Cechą ujemną natomiast jest stosunkowo skomplikowana konstrukcja i bardzo duże wymagania w stosunku do dokładności wykonania poszczególnych detali.

Dokładność obecnie istniejących systemów wynosi około 2% od przebytej drogi, czyli jest znacznie większe od dokładności systemu NI-50.

Wyżej wymienione systemy nie mają możliwości przeprowadzenia automatycznej korekcji zliczania przebytej drogi przez samolot, dlatego też wartość błędu wzrasta wraz ze wzrostem czasu lotu i przebytej drogi.

W celu zmniejszenia wartości błędu w wyżej wymienionych systemach, stosuje się urządzenia mające na celu dostarczenia bardziej dokładnych danych wyjściowych, jak na przykład system kursowy oraz systemy, które określają prędkość podróży i kąt znoszenia z bardzo dużą dokładnością. Wyszepują one pod nazwą systemów Dopplera.

System kursowy oprócz zwiększenia dokładności w określaniu i utrzymaniu kursu, przez co zwiększa dokładność nawigowania samolotu, znacznie ułatwia pracę załogi w powietrzu.

System ten służy do wykonania następujących zadań:

- określenia i utrzymania kursu;
- określenia kąta skrętu, w celu wyjścia na nakazany obiekt;
- określenia kątów kursowych i namiarów na radiostację prowadzącą;
- przekazywanie sygnałów rzeczywistego kursu samolotu innym urządzeniom, względnie systemom.

Dokładność obecnie istniejących systemów kursowych wynosi około $1,5 - 2^{\circ}$. Po udoskonaleniu tych systemów tak, ażeby dokładność określenia kursu zwiększyła się $0,2^{\circ} - 0,4^{\circ}$ można by było wykorzystać je do współpracy z systemami kompleksowymi.

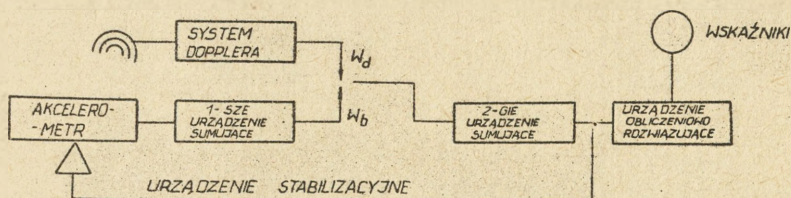
System Dopplera, który pracuje na zasadzie wykorzystania, efektu Dopplera, służy do określania prędkości podróży samolotu i kąta znoszenia. Dokładność określenia tych elementów wynosi :

$$W = 0,2 - 0,5\%$$

$$KZ = 0,2^{\circ} - 0,5^{\circ}$$

Dane, które otrzymujemy ze wskaźników systemu Dopplera t.j. prędkość podróżna i kąt znoszenia, wykorzystywane są bądź do obliczeń w czasie lotu, względnie przez inne systemy do korekcji i zliczania przebytej drogi przez samolot. Przykładem wykorzystania systemu Dopplera przez inny system jest kompleksowy system na bazie systemu Dopplera i systemu bezwładnościowego. System taki jest obecnie stosowany na samolocie F-105 D.

Ideowy schemat takiego systemu jest następujący :
/rys. nr 3/



Rys. nr 3

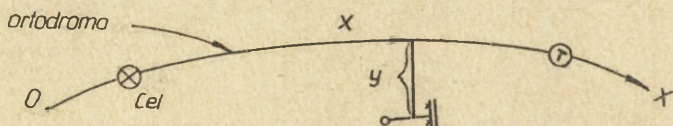
Z rys. nr 3 widzimy, że prędkość mierzona przez system Dopplera W_d , porównywana jest z prędkością mierzoną przez system bezwładnościowy. Jeśli te prędkości będą różne, to idąc na drugie urządzenie całkujące są one podawane korekcji. Po dokonaniu korekcji prędkość poprawiona przekazywana jest na drugie urządzenie całkujące, które dokonuje zliczania drogi przebytej przez samolot. Stosowanie korekcji umożliwia zwiększanie dokładności tego systemu do 1,5% w stosunku do przebytej drogi.

Analizując powyższe systemy dochodzimy do wniosku, że nie są one w stanie wykonać zadań, jakie obecnie stawia się przed systemami kompleksowymi. Dlatego też istnieje potrzeba skonstruowania takiego systemu, który zapewni wykonanie zadań, które stoją przed nawigacją, bombardowaniem i strzelaniem powietrznym.

System taki powinien składać się z następujących elementów :

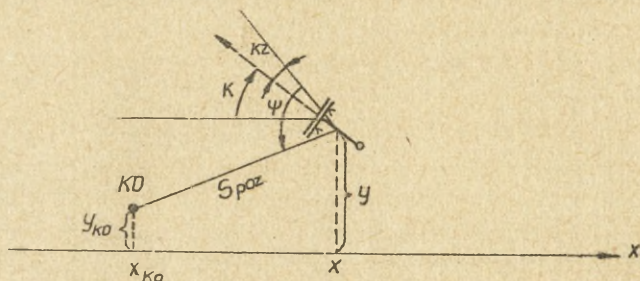
1. Urządzenie do zliczania przebytej drogi

Winno to być urządzenie elektronowe, wykonujące zliczanie przebytej drogi przez samolot w ortodromicznym układzie współrzędnych. Główna ortodroma służąca za oś X, powinna przechodzić przez lotnisko startu i obiekt działań. Natomiast oś Y winna być prostopadła do osi X. Stanowi to główny układ współrzędnych /rys. nr 4/.



Rys. nr 4

Za pomocniczy układ współrzędnych /na poszczególnych etapach lotu/ należy przyjąć biegunowy układ współrzędnych; Układ ten służy do określania czasu lotu do następnego punktu kontrolnego, potrzebnego kąta dowrotu w celu wyjścia na dany punkt oraz pozostałego czasu lotu. Układ współrzędnych biegunowych pokazany jest na rys. nr 5



Rys. nr 5

Oznaczenia :

- ψ - kąt dowrotu, w celu wyjścia na obiekt kontrolny
 S_{poz} - pozostała odległość
 K - kurs samolotu
 x_{ko}, y_{ko} - współrzędne obiektu kontrolnego
 x, y - współrzędne samolotu,

Zasadniczymi elementami, które nas interesują przy rozpatrywaniu tego zagadnienia są: pozostała odległość do punktu kontrolnego oraz potrzebny kąt dowrotu. Wartości tych elementów możemy obliczyć według następujących wzorów :

$$\cos S_{poz} = \cos /x - x_{ko}/ \cdot \cos /y - y_{ko}/$$

$$\psi = \arctg \frac{y - y_{ko}}{x - x_{ko}} + K + KZ$$

Urządzenie to oprócz zliczania przebytej drogi powinno również rozwiązywać zadania bombardierskie i strzelania powietrznego, po otrzymaniu danych wyjściowych od specjalnych dajników /urządzenia służące do bezpośredniego wykonania celowania/. Urządzenie to zabezpiecza także automatyczne określenie

kierunku i prędkości wiatru w czasie lotu.

2. Pokładowa stacja radiolokacyjna

Stacja ta przeznaczona jest do wykonania szeregu zadań w terenie posiadającym obiekty, które dysponują odpowiednią kontrastowością radiolokacyjną. Ma ona szczególne zastosowanie przy lotach w trudnych warunkach atmosferycznych oraz w nocy.

Stacja ta wykonuje następujące zadania :

- a/ określa bieżące współrzędne obiektów orientacyjnych znajdujących się w pobliżu trasy lotu i na ich podstawie poprzez porównanie ze współrzędnymi otrzymanymi z urządzenia zliczającego, wprowadza korektę bieżących współrzędnych miejsca samolotu w układzie ortodromicznym;
- b/ wraz z urządzeniem do zliczania przebytej drogi służy do automatycznego wznowienia utraconej orientacji;
- c/ automatycznie określa współrzędne obiektów orientacyjnych, których położenia przed lotem nie ustalaliśmy, a następnie wykorzystuje je do korekcji obliczonego miejsca samolotu;
- d/ służy do określania danych wyjściowych do bombardowania oraz odpalania rakiet przy działaniach na cele naziemne.

3. Urządzenie astronomiczne

Przeznaczone jest ono do współpracy z urządzeniem zliczającym w wypadku, gdy:

- lot wykonywany jest w terenie pozbawionym obiektów posiadających kontrastowość radiolokacyjną;
- jeżeli dokładność danych otrzymanych od tego urządzenia jest wyższa od danych innych urządzeń /np.: stacji radiolokacyjnej/.

Przy pomocy danych otrzymanych od tego urządzenia można wykonywać następujące zadania:

- a/ określenie bieżących współrzędnych samolotu i po porównaniu ich ze współrzędnymi otrzymanymi z urządzenia zliczającego wprowadzenie korekcji bieżących współrzędnych miejsca samolotu w układzie ortodromicznym;

b/ przekazanie danych wyjściowych do urządzenia zliczającego, w celu obliczenia czasu lotu do następnego punktu kontrolnego, potrzebnego kąta dowrotu, dla wyjścia na obiekt kontrolny, lub cel oraz pozostałego czasu lotu.

4. System kursowy

System ten przeznaczony jest do wykonania następujących zadań :

- przekazywanie sygnałów rzeczywistego kursu samolotu do urządzenia zliczającego;
- przy pomocy automatycznego radiokompasu określenie namiarów na radiostację prowadzącą i przekazanie ich do urządzenia zliczającego;
- określenia i utrzymania nakazanego kursu lotu.

5. Dajnik prędkości rzeczywistej i wysokości lotu samolotu

Przeznaczony jest do określenia i utrzymania rzeczywistej prędkości i wysokości lotu samolotu oraz przekazania tych danych na urządzenie zliczające.

6. System katowo-odległościowy

Przy pomocy danych tego urządzenia można wykonywać następujące zadania :

- określanie bieżących współrzędnych samolotu w układzie biegunowym /ką, odległość/;
- przekazanie danych wyjściowych, w celu obliczenia czasu lotu do następnego punktu kontrolnego, potrzebnego kąta dowrotu dla wyjścia na dany punkt oraz pozostałego czasu lotu;
- wykonanie manewru samolotu do lądowania.

7. System odległościowy

System ten przeznaczony jest do wykonania następujących zadań :

- określenie bieżących współrzędnych w układzie biegunowym;
- przekazanie danych wyjściowych, w celu obliczenia czasu lotu do następnego punktu kontrolnego, potrzebnego kąta dowrotu dla wyjścia na dany punkt oraz pozostałego czasu lotu.

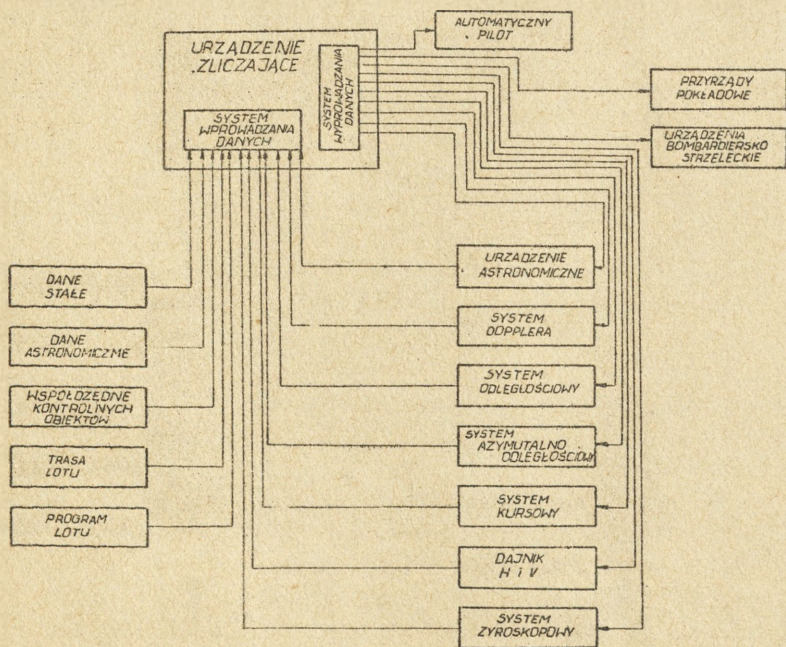
8. System Dopplera przeznaczony do pomiaru i przekazania do urządzenia zliczającego prędkości podróźnej oraz kąta znożenia.

9. System żyroskopowy, przeznaczony do określania oraz wytrzymywania płaszczyzny pracy urządzeń /które oczywiście tego wymagają/ w płaszczyźnie poziomej.

10. Radiowysokościomierz, przeznaczony do określania oraz przekazywania na urządzenie zliczające rzeczywistej wysokości lotu.

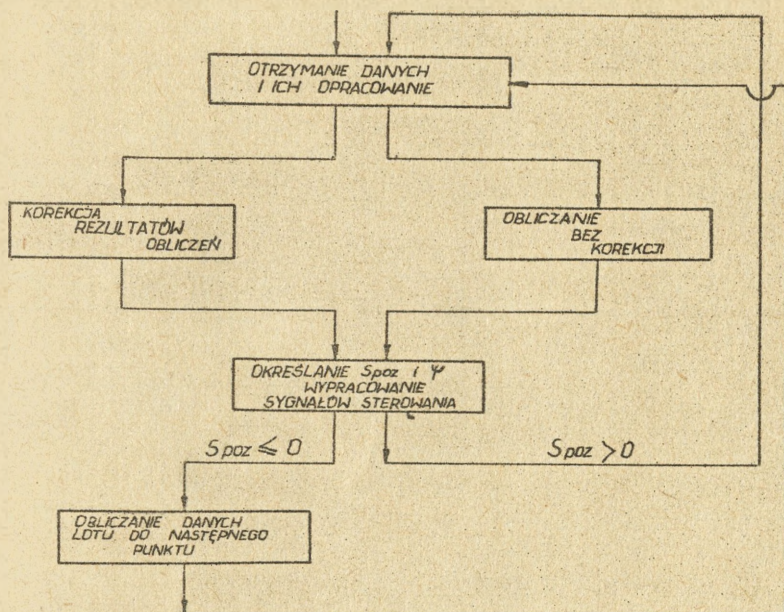
11. Dajnik kątów natarcia, przeznaczony do określania oraz przekazywania na urządzenie zliczające kątów natarcia samolotów.

Ideowy schemat kompleksowego systemu można przedstawić w następujący sposób : /rys. nr 6/



Rys. nr 6

Schemat pracy takiego urządzenia pokazany jest na rys. nr 7.



Rys. nr 7

Jest to oczywiście bardzo uogólniony schemat pracy, ale jest on podstawą programu, według którego pracuje dany system. Urządzenie takie powinno podawać co 0,1 - 0,3 sek. sygnały sterowania samolotu do automatycznego pilota. Natomiast wykonanie obliczeń nawet najbardziej skomplikowanych elementów nawigacyjnych, powinno trwać nie dłużej jak 0,01 - 0,02 sek.

Dla sprawdzenia prawidłowości pracy systemu należy opracować dość skomplikowane zadanie, w rozwiązywaniu którego bierze udział możliwie jak najwięcej elementów systemu oraz rozwiązać go, a wynik wprowadzić do maszyny. System kompleksowy rozwiązuje dane zadanie i otrzymany wynik sprawdza z wcześniej przygotowanym i wprowadzonym do maszyny wy-

nikiem. Jeżeli oba wyniki są jednakowe, to można twierdzić że system pracuje prawidłowo.

Prawidłowość pracy systemu sprawdza się w momencie przerwy w obliczeniach podstawowych /wszystkie niezbędne dane są już wyliczone/ lub też kiedy pilot /nawigator/ ma wątpliwości co do prawidłowości pracy systemu.

Jako podstawę przy rozwiązywaniu zadań nawigacyjnych przyjęto zliczanie przebytej drogi przez samolot w ortodromicznym układzie współrzędnych z systematyczną korekcją rezultatów obliczeń przy pomocy jednego z kilku systemów radiotechnicznych, wchodzących w skład systemu kompleksowego. Przy tej metodzie pracy dokładność pracy danego systemu będzie niezależna od czasu lotu oraz przebytej odległości.

Odpowiednie dobranie systemu radiotechnicznego służącego do korekcji zliczania przebytej drogi przez samolot wykonuje się automatycznie. Przy wyborze uwzględniane są dwa czynniki :

- możliwość wykorzystania danego systemu;
- oczekiwaną dokładność danego systemu.

Odnosnie możliwości wykorzystania. Odbywa się w ten sposób, że jeżeli taka możliwość istnieje to do urządzenia zliczającego postępuje sygnał 1, a jeśli nie mamy możliwości wykorzystania postępuje sygnał 0. I tak na przykład :

- system odległościowy - 0 /znajdujemy się poza strefą roboczą systemu/
- pokładowa stacja radiolokacyjna - 0 /lot wykonywany jest nad morzem i brak jest obiektów, które posiadają kontrastowość radiolokacyjną/
- urządzenie astronomiczne - 1 /w polu widzenia astroorientatora znajduje się ciało niebieskie/. Urządzenie to zostaje podłączone do linii korekcji.

Przy ocenie dokładności określa się miejsce samolotu w strefie roboczej, względnie dokładność oblicza się za pomocą istniejących i znanych wzorów.

Uwzględnia się przy tym tylko te systemy i urządzenia, które podłączone są do linii korekcji. Założmy na przy-

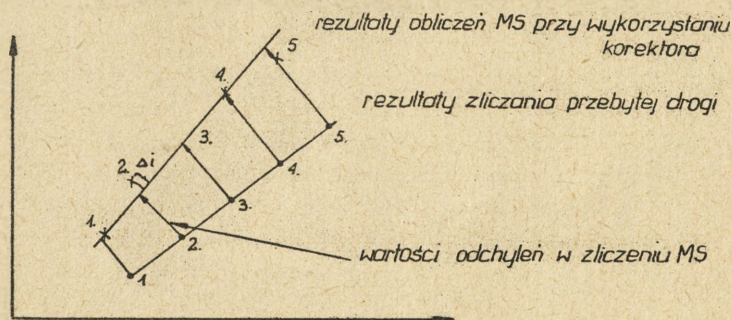
kład, że mamy możliwość wykorzystania czterech korektorów ,
których dokładność odpowiednio wynosi : 15 km, 3 km, 6 km ,
1 km. Maszyna następnie kolejno porównuje te cyfry, i zawsze
do następnych rozważań bierze wartość mniejszą.

I tak $15 - 3 > 0$ dlatego też do dalszych porównań bierze war-
tość mniejszą tj. 3

$$\begin{array}{l} 3 - 6 < 0 \quad \text{i następnie} \\ 3 - 1 > 0 \end{array}$$

Do korekcji zliczania przebytej drogi samolotu przy-
mujemy ten system, który pozwala określić współrzędne MS z
dokładnością 1 km. Należy zaznaczyć, że na wyborze odpowied-
niego korektora nie kończy się jeszcze zadanie korekcji. Może
bowiem okazać się, że system, który został wybrany do korek-
cji jest zakłócany, albo też w system ten w wyniku możli-
wych uszkodzeń będzie dostarczał nieprawidłowych danych. Dla-
tego też wyniki obliczeń, które uzyskujemy przy pomocy tego
korektora porównywane są z poprzednim miejscem samolotu i
jeżeli dane porównawcze okażą się większe od ustalonych, da-
ny korektor zostaje odłączony od linii korekcji, a na jego
miejsce podłączony zostaje korektor, który posiada największą
dokładność z pozostałych. W naszym przypadku będzie to ko-
rektor, którego dokładność określenia MS wynosi 3 km.

Dopuszczalna wartość odchylenia /wartość ustalona/ jest
proporcjonalna do czasu, który upłynął od ostatniej ko-
rekcji MS. Pokazane to jest na rys. nr 8.



Rys. nr 8.

Dane otrzymywane są od korektora z pewnymi odchyleniami na skutek odchyżeń w radiosygnalach. System kompleksowy wybiera najlepszą linię za linię drogi rzeczywistej. Linia ta określana jest w ten sposób, ażeby suma kwadratów odchyżeń od niej / Δ i / była minimalna

$$\sum \Delta_i^2 = \min$$

Należy podkreślić, że wszystkie funkcyjne zależności przedstawiane są w postaci działań arytmetycznych. Na przykład

$$\sin x = \frac{x}{1!} - \frac{x^3}{3!} + \frac{x^5}{5!} \dots$$

Urządzenie zliczające oprócz zliczania przebytej drogi może być również wykorzystywane i do innych zadań, a mianowicie do automatycznego kierowania pracą innych urządzeń lub do wykonania zadań logicznych. Urządzenie takie z zasady zrobione jest na bazie maszyny matematycznej.

ZASTOSOWANIE URZĄDZENIA ZLICZAJĄCEGO DO AUTOMATYCZNEGO KIEROWANIA POKŁADOWA STACJA RADIOLOKACYJNA

Zasadnicze zadania, które w tym przypadku będą wykonywane przez system są następujące :

- automatyczny pomiar współrzędnych obiektów tj. odległości nachylonej i kąta kursowego /ON i KK/;
- racjonalne opracowanie sygnałów otrzymanych od obiektów naziemnych /selekcja sygnałów/;
- automatyczne sterowanie kierunkiem wysyłanych i przyjmowanych sygnałów /formowanie strobów/;
- określenie współrzędnych MS według danych dwóch odległości do kontrolnych obiektów;
- obliczanie prędkości podróży oraz kierunku i prędkości wiatru.

1. AUTOMATYCZNY POMIAR WSPÓLRZĘDNYCH OBIEKTÓW KONTROLNYCH

Za podstawę automatycznego pomiaru odległości od obiektów kontrolnych przyjęto zasadę pomiaru czasu pomiędzy

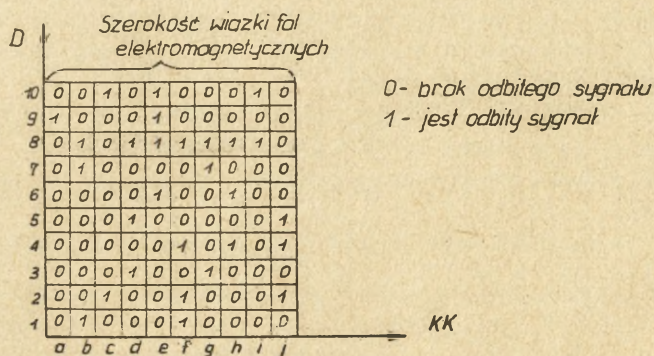
impulsem sondującym a impulsem odbitym od obiektu.

Kąt kursowy także mierzy się na podstawie czasu od umownego zera do momentu przyjścia sygnału odbitego od obiektu. Pomiar czasu przeprowadza się w urządzeniu wprowadzającym za pomocą elektronowych liczników oddzielnie dla kanału pomiaru odległości i kanału pomiaru kursu.

2. OPRACOWANIE SYGNAŁÓW ODBITYCH OD OBIEKTÓW NAZIEMNYCH

Większość naziemnych obiektów, które posiadają odpowiednią kontrastowość radiolokacyjną nie są obiektami punktowymi, a składają się z licznych punktów, które niezależnie jeden od drugiego odbijają sygnały samolotowych stacji radiolokacyjnych. Przy określaniu współrzędnych tych obiektów należy określić środek zgrupowania przychodzących sygnałów /środek ciężkości/.

Jednym ze sposobów wykonania tego zadania będzie amplitudowo - przestrzenna selekcja sygnałów. Selekcja ta polega na tym, że wysyłane i odbite fale elektromagnetyczne rozbijane są za pomocą specjalnych impulsów na przedziały czasowe. Pokazane to jest na rys. nr 9



Rys. nr 9

System kompleksowy przyjmuje sygnał tylko o określonej mocy, natomiast sygnały, które nie spełniają tego warunku są odrzucone.

3. FORMOWANIE STROBÓW

Formowanie strobów wykonuje się dla :

- pomiaru współrzędnych tylko nakazanych /przewidzianych w programie systemu/ obiektów orientacyjnych;
- zmniejszenia możliwości zakłóceń ze strony nieprzyjaciela;
- skrócenia czasu pracy pokładowej stacji radiolokacyjnej, a tym samym i zwiększenia maskowania przelotu samolotu.

Stroby formuje się w odległości i kierunku.

Zasada formowania strobu w kierunku polega na tym, że urządzenie zliczające włącza nadajnik stacji radiolokacyjnej wtedy, gdy antena skierowana jest na nakazany obiekt orientacyjny.

Strob w odległości formowany jest poprzez odpowiednie sterowanie pracą odbiornika. Wejście odbiornika zostaje otwarte wtedy, gdy przychodzą odbite sygnały od nakazanego obiektu orientacyjnego.

Przy formowaniu strobów uwzględnia się możliwość błędów w określaniu MS i w zależności od dokładności określenia MS formuje się trzy rodzaje strobów :

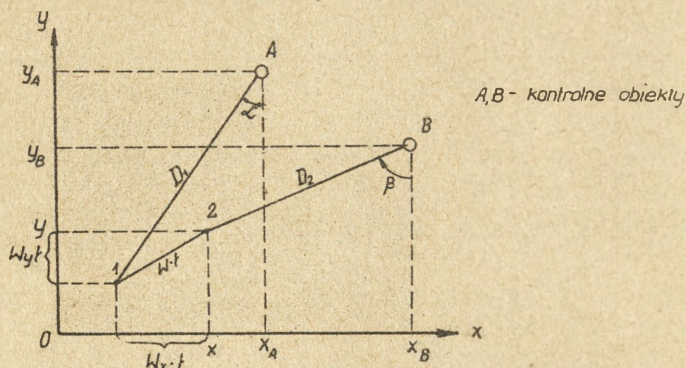
- strob wąski, stosuje się wtedy gdy mamy możliwość określenia MS z dużą dokładnością;
- strob średni, stosuje się wtedy gdy korekcję MS przeprowadzaliśmy przy pomocy mniej dokładnych korektorów;
- strob szeroki stosuje się po długotrwałym locie bez korekcji MS.

Formowanie strobów oraz ich wartości pokazane są na schemacie rys. nr 10.

System kompleksowy, automatycznie reguluje wielkość strobów. Istnieje także możliwość regulowania ich ręcznie przez nawigatora lub pilota.

4. OBLICZANIE WSPÓRZĘDNYCH MS WEDŁUG DANYCH DWÓCH ODLEGŁOŚCI DO KONTROLNYCH OBIEKTÓW

Do wyprowadzenia równania umożliwiającego obliczenie współrzędnych posłużymy się rysunkiem nr 11.



Rys. nr 11

Na podstawie rys. nr 11 dla punktu A możemy napisać

$$D_1 \sin \alpha = X_A - /X - Wx \lambda /$$

$$D_1 \cos \alpha = Y_A - /y - Wy \lambda /$$

Oba równania podnosimy do kwadratu i dodajemy stronami wówczas otrzymamy

$$D_1^2 = /x_A + Wx \lambda - x /^2 + /y_A + Wy \lambda - y /^2$$

Analogicznie postępujemy dla punktu B

$$D_2 \sin \beta = x_B - x$$

$$D_2 \cos \beta = x_B - y$$

Po podniesieniu do kwadratu i dodaniu stronami otrzymamy :

$$D_2^2 = /x_B - x/2 + /y_B - y/2$$

Napiszemy teraz te równania łącznie

$$D_1^2 = /x_A + Wx\tau - x/2 + /y_A + Wy\tau - y/2$$

$$D_2^2 = /x_B - x/2 + /y_B - y/2$$

Otrzymaliśmy dwa równania z dwoma niewiadomymi /współrzędne x i y /, które rozwiązuje urządzenie zliczające systemu kompleksowego. W wyniku rozwiązania otrzymamy wartości x i y .

5. OBLICZANIE PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ ORAZ KIERUNKU I PRĘDKOŚCI WIATRU

Prędkość podrózną oblicza się względem osi x i osi y / W_x i W_y /. Prędkość tę oblicza się przez określenie bardzo dużej ilości MS, a rezultaty obliczeń wykonywane są z bardzo dużą dokładnością.

Za pewien okres czasu t , w równych odstępach czasowych τ określono n współrzędnych samolotu i x i y , na tej podstawie obliczamy W_x i W_y .

Napiszemy równanie ruchu samolotu.

$$x_0 + W_x\tau = x_1$$

$$x_0 + W_x2\tau = x_2$$

$$x_0 + W_x3\tau = x_3$$

.....

.....

$$x_0 + W_xn\tau = x_n$$

Dodajemy równania stronami, otrzymamy :

$$nx_0 + W_x \tau \sum_{i=1}^{i=n} i = \sum_{i=1}^n x_i$$

Następnie mnożymy równanie przez współczynnik występujący przy niewiadomej tj. przy wartości W_x . W wyniku mnożenia otrzymamy :

$$x_0 \tau \sum_{i=1}^n i + W_x \tau^2 \sum_{i=1}^{i=n} i^2 = \tau \sum_{i=1}^n x_i i$$

Dzieląc obie strony równania przez τ otrzymamy :

$$x_0 \sum_{i=1}^n i + W_x \tau \sum_{i=1}^n i^2 = \sum_{i=1}^n x_i i$$

Z równania \times obliczamy wartość x_0 i podstawiając do równania ostatniego otrzymamy :

$$x_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i - \frac{1}{n} W_x \tau \sum_{i=1}^n i$$

$$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n i - \frac{1}{n} W_x \tau \sum_{i=1}^n i^2 = \sum_{i=1}^n x_i i$$

Z powyższego równania po odpowiednim przekształceniu obliczymy wartość W_x

$$W_x = \frac{\sum_{i=1}^n x_i i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n i \sum_{i=1}^n x_i}{\tau \left[\sum_{i=1}^n i^2 - \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n i \right)^2 \right]}$$

Analogicznie otrzymamy wzór do obliczania W_y

$$W_y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n i \sum_{i=1}^n y_i}{\tau \left[\sum_{i=1}^n i^2 - \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n i \right)^2 \right]}$$

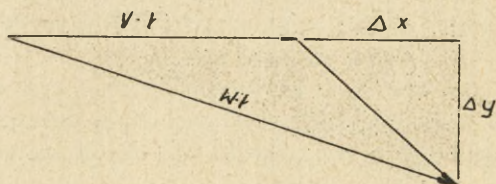
Rozwiązując te równania otrzymamy najbardziej prawdopodobne wartości W_x i W_y . Średnio kwadratowy błąd /SKB/ określenia wyżej wymienionych elementów obliczymy z następującego wzoru

$$\sigma_{ob} = \sigma_p \sqrt{\frac{m}{n}} \quad \text{gdzie}$$

- σ_{ob} - SKB obliczenia W_x i W_y
 σ_p - SKB pomiaru współrzędnych x i y
 m - ilość obliczanych niewiadomych
 n - ilość dokonanych pomiarów

Jak wynika z powyższego wzoru dokładność obliczeń będzie tym większa im większa będzie ilość pomiarów.

Pomiar wiatru wykonuje się przy pomocy dwóch kolejnych korekcji MS. Od momentu pierwszej korekcji urządzenie liczy czas do momentu drugiej korekcji. Czas oczywiście liczony jest z bardzo dużą dokładnością. W mechanizmie obliczania wiatru określa się również wartości Δx i Δy /patrz rys. nr 12/.



Rys. nr 12.

Mając wartości Δx i Δy mechanizm obliczania wiatru rozwiązuje równania :

$$U_x = \frac{\Delta x}{t}$$

$$U_y = \frac{\Delta y}{t}$$

Obliczone wartości przekazywane są do mechanizmu rozłożenia prędkości podróźnej, w którym rozwiązuje się równania

$$W_{x_1} = W_x + U_x$$

$$W_{y_1} = W_y + U_y \quad \text{gdzie}$$

W_{x_1}, W_{y_1} - odpowiednio poprawione składowe prędkości podróźnej, na podstawie których obecnie będzie odbywać się zliczanie przebytej drogi

W_x, W_y - składowe prędkości podróźnej, według których odbywało się zliczanie przebytej drogi do momentu obliczania wiatru.

Wartości U_x i U_y można jeszcze rozłożyć w sposób następujący

$$U_x = U_{xrz} + U_{xum}$$

$$U_y = U_{y rz} + U_{y um} \quad \text{gdzie}$$

$U_{x rz}, U_{y rz}$ - składowe rzeczywistej prędkości wiatru, który występuje na danej wysokości lotu

$U_{x um}, U_{y um}$ - składowe umownego wiatru, które powstają na skutek różnych błędów.

Przy wykorzystaniu systemu Dopplera, lub wykorzystaniu prędkości podróźnej obliczonej sposobem omówionym nieco wyżej gdzie wartości rzeczywistego wiatru są już uwzględnione otrzymamy

$$U_x = U_{xum}$$

$$U_y = U_{yum}$$

Obliczenie składowych wektora wiatru wykonuje się według współrzędnych biegunowych obiektów kontrolnych, które zostały zaprogramowane dla danej trasy.

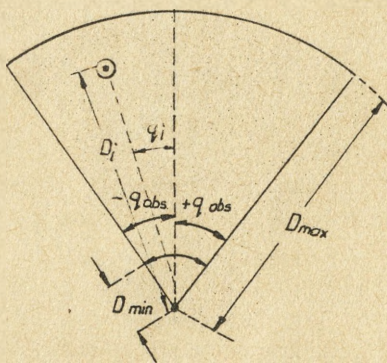
WYKONANIE ZADAŃ LOGICZNYCH PRZEZ URZĄDZENIE ZLICZAJĄCE

Najwięcej zadań logicznych urządzenie zliczające wykonuje współpracując z pokładową stacją radiolokacyjną dla tego też zadania te należy omówić bardziej szczegółowo.

1. WYBÓR OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH ZNAJDUJĄCYCH SIĘ W POLU WIDZENIA SAMOLOTOWEJ STACJI RADIOLOKACYJNEJ

Pomiar odległości nachylonej i kątów kursowych kontrolnych obiektów wykonuje się automatycznie. Określając MS maszyna wykorzystuje już wcześniej rozpoznane obiekty. Rozpoznanie danego obiektu następowało po wykorzystaniu strobów, ale aby można było wykorzystać stroby musimy przeprowadzić wybór odpowiednich obiektów znajdujących się w polu widzenia stacji radiolokacyjnej.

Rozpatrzmy teraz warunki, którym powinny odpowiadać obiekty kontrolne, które znajdują się w polu widzenia stacji radiolokacyjnej. Załóżmy, że w polu widzenia stacji radiolokacyjnej znajduje się i -ty obiekt kontrolny, co pokazane jest na rys. nr 13



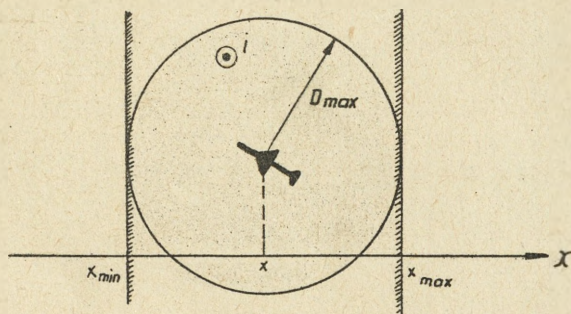
Rys. nr 13.

Ażby obiekt mógł być obserwowany przez stację radiolokacyjną musi spełniać warunek :

$$\left. \begin{array}{l} D_{\min} < D_i < D_{\max} \\ - q_{\text{obs}} < q_i < + q_{\text{obs}} \end{array} \right\} \text{Warunek /1/}$$

Dla sprawdzenia warunku /1/ trzeba by było sprawdzić wszystkie kontrolne obiekty, które zostały zaprogramowane dla danej trasy lotu, a których dane umieszczone zostały w pamięci zewnętrznej systemu.

Ażby tego uniknąć zadanie wykonywane jest w dwóch etapach. W pierwszym etapie z zewnętrznej pamięci maszyny do pamięci wewnętrznej wysyła się dane tych obiektów orientacyjnych odnośnie których przypuszcza się, że znajdują się w polu widzenia stacji radiolokacyjnej. Jest to tzw. etap pierwszego przybliżenia. Obiekty te powinny odpowiadać warunkowi pokazanemu na rys. nr 14.



Rys. nr 14.

Jak widać z rys. nr 14 współrzędna obiektu x , powinna

$$x_{\min} < x_1 < x_{\max} \quad \text{gdzie /warunek /2/}$$

$$x_{\min} = x - D_{\max}$$

$$x_{\max} = x + D_{\max}$$

D_{\max} - maksymalna odległość wykrycia obiektów przez pokładową stację radiolokacyjną.

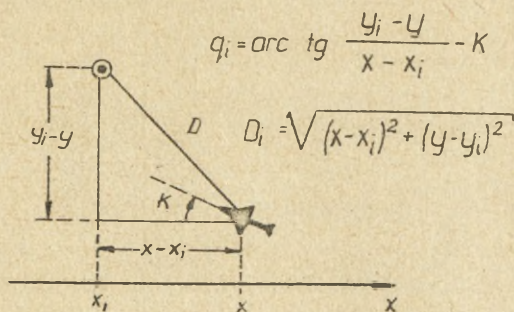
Ażeby można było realizować wybór obiektów według warunku /2/ podczas przygotowania do lotu współrzędne obiektów kontrolnych wprowadza się do programu według kolejności zwiększania się współrzędnej x .

x_1 10, 22 1005, 1048, 1093, 1135, 1150..,1600

$$x_{\min} = 1000 \quad x_{\max} = 1150$$

System w pierwszej kolejności porównuje współrzędne obiektów z x_{\min} , potem z x_{\max} , a następnie wszystkie współrzędne obiektów, które znajdują się w tym przedziale wysyła z pamięci zewnętrznej do pamięci wewnętrznej.

W drugim etapie już dla tej niedużej ilości obiektów kontrolnych, które rzeczywiście znajdują się w polu widzenia stacji radiolokacyjnej, a to znaczy, że muszą również spełniać warunek /1/ wykonywane są obliczenia wartości D_1 i q_1 . Wzory do obliczenia tych elementów można otrzymać posługując się schematem, który przedstawiony jest na rys. 15.



Rys. nr 15.

2. OKREŚLENIE KOLEJNOŚCI PRZEGLADU OBIEKTÓW KONTROLNYCH

Po wyborze obiektów orientacyjnych, które znajdują się w polu widzenia samolotowej stacji radiolokacyjnej należy następnie wykonać przegląd tych obiektów, wychodząc z założenia ażeby w każdym strobie znajdował się tylko jeden obiekt orientacyjny.

Dla wykonania tego zadania przy konstrukcji systemów kompleksowych należy przestrzegać następujących założeń :

- w charakterze obiektów kontrolnych wybiera się obiekty posiadające największą kontrastowość radiolokacyjną;
- łączność pomiędzy stacją radiolokacyjną, a urządzeniem zliczającym ustalona jest tak, że jeżeli na jednym kącie kursowym przychodzą sygnały od kilku obiektów orientacyjnych to system uwzględnia ten sygnał, który posiada największą amplitudę;
- formowanie strobów odbywa się automatycznie w zależności od czasu lotu samolotu bez korekcji lub też od typu korektora, który był stosowany do ostatniej korekcji.

Jeżeli rozpoznanie obiektów i ich wykorzystanie wykonywane jest przy pomocy, wąskich i średnich strobów, wówczas mówi się, że system kompleksowy pracuje w reżimie nawigacji,

a jeżeli wykorzystywane są szerokie stroby wówczas mówi się, że system kompleksowy pracuje w reżimie automatycznego wznawienia utraconej orientacji.

W reżimie nawigacji określenie kolejności przeglądu obiektów orientacyjnych wykonywane jest w dwóch etapach.

Na pierwszym etapie następuje uporządkowanie informacji. Załóżmy, że obiekty kontrolne, które mamy uwzględnione w programie mają następujące kąty kursowe:

5° , 355° , 60° , 240° , 180° .

Zadanie polega na tym, ażeby informacje o kątach kursowych uporządkować w kolejności wzrastania wartości kątów kursowych. Zadanie to wykonywane jest przez kolejne porównanie kątów kursowych. Porównanie odbywa się poprzez odejmowanie.

Zilustrowane to jest na przykładzie kątów kursowych podanych wyżej.

5° , 355° , 60° , 240° , 180°

5° , 60° , 355° , 240° , 180°

5° , 60° , 240° , 355° , 180°

5° , 60° , 240° , 180° , 355°

5° , 60° , 180° , 240° , 355°

Na drugim etapie następuje kolejne obliczanie różnicy między kątami kursowymi i różnice te porównywane są z wielkością stroba.

Jeżeli okaże się, że różnica między kątami kursowymi

Δq_1 jest większa od wielkości stroba, to te obiekty są uwzględnione w dalszych rozważaniach. Jeśli jest odwrotnie obiekty takie wyłączone są z dalszych rozważań.

Matematycznie warunek wykorzystania obiektów przez system kompleksowy można zapisać w sposób następujący :

$$\Delta q_1 > 2 \quad \Delta q_{str}, \quad \text{gdzie}$$

$$\Delta q_1 = q_2 - q_1$$

q_2, q_1 - odpowiednio kąt kursowy drugiego i pierwszego obiektu kontrolnego

Δq_{str} - połowa szerokości stroba /patrz zagadnienie formowania strobów/

Przy tym należy podkreślić, że po określeniu kolejności przeglądu obiektów kontrolnych system może jeszcze określić dwa obiekty kontrolne, według których miejsce samolotu ustalone zostanie najbardziej dokładnie. W tym celu oblicza się różnicę kątów kursowych wszystkich wybranych obiektów orientacyjnych i do określenia MS wybiera się te obiekty, w których różnica w kątach kursowych jest większa niż 90° .

3. AUTOMATYCZNE WZNOWIENIE UTRACONEJ ORIENTACJI

Zadanie wznowienia utraconej orientacji wynika w tym wypadku, jeśli lot wykonywany jest w ciągu stosunkowo długiego okresu czasu bez korekcji zliczania drogi przebytej przez samolot. W tym wypadku do przeglądu obiektów kontrolnych wykorzystywane są stroby szerokie, a to z kolei znaczy, że nie mamy już możliwości zastosowania strobów wąskich i średnich.

Warunek, który jest stawiany przy rozwiązywaniu tego zadania sprowadza się do tego, ażeby błąd w określeniu MS nie przekraczał wielkości strobu, przy pomocy którego rozpoznaje się obiekty.

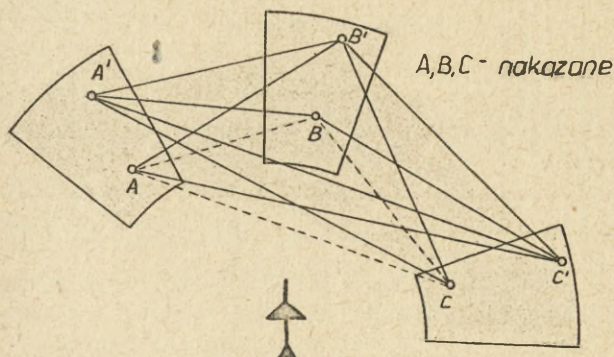
Mając na uwadze dość duży obszar terenu objęty przez stację radiolokacyjną, do systemu będą przychodziły informacje /L i q/ od stosunkowo dużej ilości obiektów kontrolnych. Zadanie systemu będzie polegało na tym, ażeby określić, które z wykrytych obiektów są obiektami nakazanymi.

Idea automatycznego wznowienia utraconej orientacji

Sposób geometryczny

Idea automatycznego wznowienia utraconej orientacji

opiera się na wyborze tych obiektów orientacyjnych, wzajemne położenie których pokrywa się z wzajemnym położeniem zadanych obiektów orientacyjnych. Pokazane jest na rys. nr 16.



Rys. nr 16.

Mając 6 obiektów kontrolnych /w każdym strobie po dwa/ zarysujemy wszystkie możliwe trójkąty, których wierzchołkami powinny być obiekty nie leżące w tym samym strobie. Ponieważ obiekty A, B i C są obiektami nakazanymi /umieszczonymi w programie/ będzie znany również trójkąt ABC i żeby określić te punkty należy ten znany trójkąt porównać ze wszystkimi trójkątami przedstawionymi na rysunku. Pokrycie jego z którymś z narysowanych trójkątów wyznaczy obiekty kontrolne ABC.

Sposób analityczny

Założmy, że uformowane zostały cztery stroby dla czterech nakazanych obiektów orientacyjnych, ale w strobach wykryto znacznie więcej obiektów.

Powstałą sytuację przedstawimy w tabelce

| Nr strobu | Nakazany obiekt kontrolny | Ilość wszystkich obiektów w poszczególnych strobach | Oznaczenie KO przez system | Odległości między KO rzeczywiste i z pomiarów dokonanych przez system |
|-----------|---------------------------|---|----------------------------|---|
| 1 | i | m_1, m_2, \dots, m_n | m^* | $D_{m^*n^*} = D_{ij}$ |
| 2 | j | n_1, n_2, \dots, n_n | n^* | $D_{m^*p^*} = D_{ik}$ |
| 3 | k | p_1, p_2, \dots, p_n | p^* | $D_{m^*r^*} = D_{il}$ |
| 4 | l | r_1, r_2, \dots, r_n | r^* | $D_{n^*p^*} = D_{jk}$ $D_{n^*r^*} = D_{jl}$ $D_{p^*r^*} = D_{kl}$ |

Zadanie będzie polegało na tym, ażeby spośród wszystkich wykrytych obiektów określić obiekty nakazane. Wzajemne położenie obiektów względem siebie najwygodniej jest określić według odległości między tymi obiektami.

Jeśli znajdziemy nakazane obiekty kontrolne, to powinna być zachowana równość, która przedstawiona jest w tabeli w ostatniej kolumnie.

Warunek ten możemy również zapisać na podstawie twierdzenia z teorii logiki matematycznej.

$$\sqrt{D_{m^*n^*}} = D_{ij} / \wedge \sqrt{D_{m^*p^*}} = D_{ik} / \wedge \dots \wedge \sqrt{D_{p^*r^*}} = D_{kl} / \quad /1/$$

Przy rozwiązaniu tego zadania przez urządzenie zliczające oblicza się wszystkie możliwe odległości między poszczególnymi obiektami strobów i sprawdza się warunek /1/. Te obiekty, odległość między którymi odpowiada warunkowi /1/ będą obiektami nakazanymi.

Odległości między obiektami nakazanymi oblicza się według następujących wzorów.

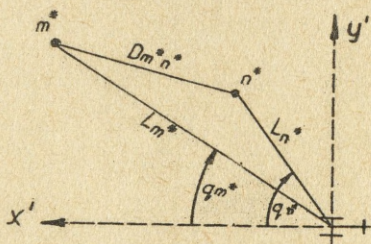
$$D_{ij} = \sqrt{x_1 - x_j)^2 + (y_1 - y_j)^2}$$

$$D_{ik} = \sqrt{(x_i - x_k)^2 + (y_i - y_k)^2}$$

/2/

.....

Przy obliczaniu odległości między wykrytymi obiektami kontrolnymi wykorzystuje się system współrzędnych związany z samolotem. Przedstawione to jest na rys. nr 17.



Rys. nr 17.

Na podstawie rys. 17 możemy napisać, że

$$D_{m^*n^*} = \sqrt{(x'_{m^*} - x'_{n^*})^2 + (y'_{m^*} - y'_{n^*})^2}$$

i analogicznie

/3/

$$D_{m^*p^*} = \sqrt{(x'_{m^*} - x'_{p^*})^2 + (y'_{m^*} - y'_{p^*})^2}$$

.....

Natomiast współrzędne obiektów liczymy z następujących wzorów

$$\begin{aligned} X'_{m^*} &= D_{m^*} \cos q_{m^*} \\ Y'_{m^*} &= D_{m^*} \sin q_{m^*} \\ X'_{n^*} &= D_{n^*} \cos q_{n^*} \\ Y'_{n^*} &= D_{n^*} \sin q_{n^*} \\ \dots & \\ \dots & \\ \dots & \\ \dots & \end{aligned} \quad \begin{array}{l} /4/ \\ \\ \\ \\ \\ \text{w których} \end{array}$$

$$\begin{aligned} D_{m^*} &= \sqrt{L_{m^*}^2 - H^2} \\ D_{n^*} &= \sqrt{L_{n^*}^2 - H^2} \\ \dots & \\ \dots & \\ \dots & \end{aligned} \quad \begin{array}{l} /5/ \\ \\ \text{gdzie} \end{array}$$

L_{m^*} - odległość nachylona do obiektu m^*
 H - rzeczywista wysokość lotu.

Jeśli założymy pewien błąd w obliczeniach ΔD i jeżeli będzie spełniony warunek

$$|D_{m^* n^*} - D_{ij}| < \Delta D \quad /6/$$

wówczas uważa się, że wartość $D_{m^* n^*} = D_{ij}$. Podczas automatycznego wznawiania utraconej orientacji ilość kontrolnych obiektów i ilość strobów musi być nie mniejsza od trzech.

Rozpatrzmy obecnie dwa przypadki, w których zadanie automatycznego wznawienia utraconej orientacji wykonuje się najbardziej prosto :

1. Jeżeli w którymś ze strobów będzie wykryty tylko jeden obiekt orientacyjny, wówczas ten obiekt przyjmuje się za

nakazany i zadanie wznowienia utraconej orientacji wykonuje się według tego obiektu.

2. Jeżeli przy obliczaniu odległości między obiektami w dwóch jakichś strobach okaże się, że jest tylko jedna para obiektów, odległość między którymi równa się odległości między nakazanymi obiektami, to obiekty te przyjmujemy jako obiekty nakazane.

Kolejność wykonania zadania przez urządzenie zliczające

Do urządzenia zliczającego w charakterze danych wyjściowych /informacji wyjściowych/ przekazuje się odległości nachylone oraz rzeczywiste wartości kątów kursowych wszystkich obiektów wykrytych w poszczególnych strobach.

Zadanie rozwiązuje się kolejno etapami :

1. Na pierwszym etapie oblicza się współrzędne wykrytych obiektów orientacyjnych $/x_1', y_1'/$. Obliczenia te wykonywane są według wzorów /4/.
2. Na drugim etapie oblicza się odległości między obiektami I i II strobów. Odległości te porównuje się z odległościami między obiektami nakazanymi w tych strobach. Następnie do specjalnie wydzielonych komórek pamięci wewnętrznej przekazuje się współrzędne tych obiektów z I i II strobów odległości, między którymi równe są odległościom między obiektami nakazanymi.
3. Na trzecim etapie analogicznie wykonuje się obliczenia odległości między obiektami II i III strobów i przeprowadza się dalszy wybór obiektów.

Z obiektów II strobu wybiera się te obiekty odległości, których do obiektów I i III strobów równają się odległościom nakazanym.

Analogicznie wykonywane są czynności na następnych etapach. Jeśli będziemy w stanie na którymś z kolejnych etapów określić 2-3 obiekty odległości między którymi równają się odległościom nakazanym, wówczas te obiekty przyjmujemy za obiekty nakazane. Według tych obiektów przeprowadza się korekcję MS i ustala się miejsce samolotu z dużą dokładnością.

X
X X

Niniejsze opracowanie nie wyczerpuje całkowicie problemu związanego z automatyzacją procesu nawigowania samolotu, lecz stanowi próbę zapoznania z najbardziej elementarnymi schematami ideowymi systemów kompleksowych i ich elementów składowych. Równocześnie podane są w nim matematyczne rozwiązania niektórych danych z zakresu nawigowania samolotu. Należy przypuszczać, że w najbliższej przyszłości jako zasadniczy element do przekazywania danych wejściowych na urządzenie zliczające /współrzędnych MS/ oprócz pokładowej stacji radiolokacyjnej będzie wykorzystany system hiperboliczny, z uwagi na jego dużą dokładność i zasięg. Należy oczekiwać, że w wyniku zastosowania w kompleksowych systemach nawigacji półprzewodników, systemy te będą posiadały małe wymiary i stosunkowo mały ciężar. Powyższe właściwości umożliwiają zastosowanie danych systemów na samolotach jednomiejscowych, a to z kolei zapewnia im duże perspektywy rozwoju.

OPRACOWAŁ :
ppłk dypl. Tadeusz IWAN

Wykonano w 40 egz.

Egz.nr 1 - 40 B.T.

Wyk.: ppłk Iwan

Druk: PK, dn. 12.3.68

Nr ks. 363/0596/WW.

