

Grey Scale #13



A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP

im. generała broni Karola Świerczewskiego

Katedra 34

26

ASG wewn. 39/76

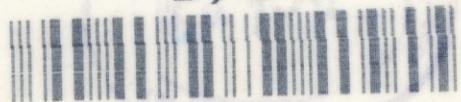
Plk doc. dr Roman DWORAK

Kompleksowe systemy nawigacyjne

Skrypt



Biblioteka Główna Akademii Obrony Narodowej S/54



05-000903-008-0

WARSZAWA

12890

1976



Colour Chart #13



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. generała broni Karola Świerczewskiego

Katedra 34

26

ASG wewn. 39/76

Plk doc. dr Roman DWORAK

Kompleksowe systemy nawigacyjne

Skrypt



Biblioteka Główna
Akademii Obrony Narodowej

S/54



05-000903-008-0

WARSZAWA

12890

1976

AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO WP
im. gen. broni K. Świerczewskiego

Katedra 34

ASG wewn. 39/76

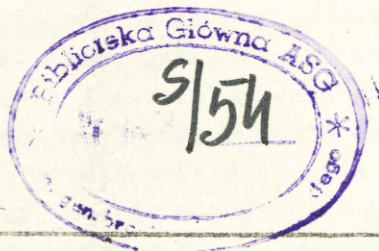
26



Płk doc. dr Roman DWORAK

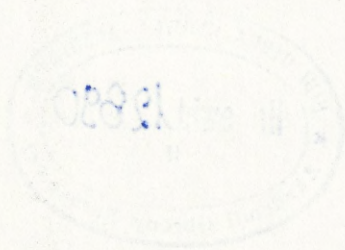
KOMPLEKSOWE SYSTEMY NAWIGACYJNE

Skrypt



W A R S Z A W A

1976 rok



1. W S T E P

Ostatnio coraz częściej spotykamy się z pojęciem tak zwanej nawigacji kompleksowej realizowanej za pomocą systemów kompleksowych. Ogólnie rzecz biorąc nawigacja kompleksowa jest niczym innym, jak automatyzacją procesu nawigowania samolotu.

Konieczność automatyzacji procesu nawigowania współczesnego samolotu wynika przede wszystkim z ciągłego wzrostu intensyfikacji pracy pilota, względnie załogi w powietrzu. Przyczyną wzrostu intensyfikacji pracy załogi samolotu jest ciągły wzrost prędkości lotu współczesnych samolotów, co powoduje skrócenie czasu, jakim dysponuje załoga na rozwiązanie zadań nawigacyjnych. Intensyfikacja pracy załogi zwiększa również prawdopodobieństwo niewłaściwych decyzji oraz zmniejsza możliwości porównywania, oceny i kontroli danych, otrzymywanych z różnych przyrządów i urządzeń.

Złożoność zależności matematycznych, opisujących zadania nawigacyjne, wyklucza praktycznie rzecz biorąc możliwość stosowania metod analitycznych do rozwiązywania tych zadań podczas lotu. Znacznie ograniczone są również możliwości stosowania do tego celu metod graficznych, które do rozwiązywania zadań na jednomiejscowych samolotach są w ogóle nie do przyjęcia. Ponadto metody graficzne umożliwiają rozwiązywanie zadania tylko w postaci uproszczonej, co nie odpowiada warunkom wykonania lotu na samolotach o dużych prędkościach. Na przykład, podczas określania pozycji samolotu za pomo-

cą środków radiotechnicznych lub astronawigacyjnych złożone linie położenia zamieniane są z konieczności na odcinki linii prostych na mapie. Ponadto metody graficzne są pracochłonne i wymagają na wykonanie obliczeń znacznego czasu. Stąd oczywisty wniosek, że graficzne metody nie mają prawie żadnych perspektyw w zakresie ich stosowania do nawigowania samolotów o dużych prędkościach.

Ponadto przyczyną niedoskonałości stosowanych metod rozwiązywania zadań nawigacyjnych podczas lotu jest także brak niezbędnych wzajemnych powiązań między przyrządami i urządzeniami technicznymi na pokładzie samolotu. Wiadomo, że większość elementów nawigacyjnych łączy odpowiednia zależność funkcyjna. Jeżeli techniczne środki nie są ze sobą powiązane, to w roli wiążącego ogniwa musi do tej pory występować człowiek, lecz z tego zadania nie zawsze jest w stanie wywiązać się.

Zatem, żeby można było rozwiązywać zadania nawigacyjne metodami analitycznymi z uwzględnieniem zależności funkcyjnej elementów nawigacyjnych, proces nawigowania samolotu musi być zautomatyzowany za pomocą techniki obliczeniowej, a techniczne środki nawigacji znajdujące się na pokładzie samolotu muszą być wzajemnie w sposób kompleksowy powiązane.

Z powyższych rozważań wynika, że sens automatyzacji procesu nawigowania samolotu polega na przejściu od uproszczonych obliczeń nawigacyjnych i metod graficznych do metod analitycznych. Podstawowym środkiem automatyzacji staje się technika

obliczeniowa począwszy od prostych urządzeń liczących, a kończąc na pokładowych elektronowych maszynach cyfrowych. Automatyzacji procesu nawigowania samolotu musi ponadto towarzyszyć komoleksowanie technicznych urządzeń nawigacyjnych. Systemy pokładowe wiążące dla celów automatyzacji procesu nawigowania samolotu techniczne środki o różnych zasadach działania i rozwiązujące zadania wyprowadzenia samolotu w określony punkt nazywane są kompleksowymi systemami nawigacyjnymi.

2. KLASYFIKACJA KOMPLEKSOWYCH SYSTEMÓW NAWIGACYJNYCH

Za podstawę klasyfikacji kompleksowych systemów nawigacyjnych można brać różne kryteria. Na przykład, z technicznego punktu widzenia można dokonać klasyfikacji, biorąc za podstawę ogólne zasady budowy tych systemów. Polega to na tworzeniu i wykorzystaniu określonych powiązań między parametrami pomiarowych urządzeń nawigacyjnych, pracujących na różnych zasadach fizycznych.

Podstawę klasyfikacji kompleksowych systemów nawigacyjnych mogą stanowić również: skład i typ nawigacyjnych urządzeń pomiarowych, sposób włączenia urządzeń pomiarowych w schemat sterowania samolotem i metoda opracowania informacji. Systemy nawigacyjne składające się z kilku nawigacyjnych urządzeń pomiarowych mogą być kompleksowe i kombinowane. W tabeli 2.1 przytoczone są różne warianty łączenia metod określania parametrów nawigacyjnych.

W wielu wypadkach, dla normalnego funkcjonowania systemu i otrzymania niezbędnych współrzędnych, potrzebna jest dodatkowa informacja, np. o kursie, pionie itd. Najbardziej pełną informację nawigacyjną zapewniają systemy kompleksowe, w skład których wchodzi urządzenia bezwładnościowe.

Pod względem metody opracowania informacji można systemy kompleksowe podzielić na następujące grupy: nieautomatyczne, półautomatyczne i automatyczne.

KLASYFIKACJA NAWIGACYJNYCH SYSTEMÓW KOMPLEKSOWYCH

Tabela 24

Łączenie metod nawigacji	Stosowane nawigacyjne urządzenia pomiarowe	Potrzebna informacja dodatkowa		Zastosowanie na aparatach lotniczych	Nazwa systemu kompleksowego	Uwagi
		o pionie	o kursie			
1	2	3	4	5	6	7
Zliczanie + zliczanie	DNMP → DPP → SB	+	+	+	System dopplerski	DPP wykorzystuje się do pomiaru przy dużych kątach aktyfu
		-	-	+	System bezwzględny dopplerski	
Zliczanie + linie potażenia (pozycyjne)	DNMP → SRN → SA → DJ	-	+	+	System radio-dopplerski	Dla niektórych DNMP potrzebny jest lotniskowy pion.
		+	-	+	Astro-dopplerski	
		+	+	+	Magnetyczno-dopplerski	
	SB → SRN → SA → NSSZ → DJ	-	-	+	Radio-bezwzględny	
-		-	+	Astro-bezwzględny		
-		-	+	Satelitarno-bezwzględny		
-		-	-	Magnetyczno-bezwzględny		
Zliczanie + metoda obserwacji cyfrowej	DNMP → PSR → RP → SAO	+	+	-		
		+	+	-		
Zliczanie + linie potażenia	SRN → NSSZ → SA → DJ SA → DJ	-	-	+	Bezwzględny - radio-dopplerski	
		-	-	+	Astro-bezwzględny	
		+	-	-	Satelitarno-milimetro- wycyjny	
		-	-	-	Radio-astionomiczny	
Linie potażenia + metoda obserwacji cyfrowej	SRN → PSR → RP → SAO	+	-	-		
		+	-	-		
		+	-	-		
	SA → PSR → RP	+	+	-		
		+	+	-		
		+	+	-		
met-obs por + metody obs porówn	SAO → PSR → RP	+	+	-		
		+	+	-		
		+	+	-		
Zliczanie + zliczanie + metoda obserwacji porówn	DNMP → SB → SRN DNMP → SB → SA → NSSZ	-	-	+	Radio-dopplerski	
		-	-	+	Astro-bezwzględny - dopplerski	
		-	-	+	Astro-bezwzględny - dopplerski - radio-dopplerski	
		-	-	+	Bezwzględny - dopplerski - satelitarny	

1	2	3	4	5	6	7
Zliczanie + linie położenia + metoda obserwacyjna porównawcza	SB - SRN PSR PP SAO	—	—	+	radio - bezwładnościowy - obserwacyjny	
	SB - SA	—	—	+	radio - astronomiczno - obserwacyjny	
	SB - NSSZ PSR RP SAO	—	—	+	obserwacja bezwładnościowy - astronomiczno - obserwacyjny	
	DNMP - SRN PSR RP SAO	+	+	—		
	DNMP - NSSZ PSR RP SAO	+	+	—		
	DNMP - SB PSR RP	+	+	—		
Zliczanie + linie położenia + linie położenia	SRN SA DY NSSZ DJ SA	+	—	—		
	DNMP SRN SA DY NSSZ DJ SA	+	+	—		
	SR SRN SA DY NSSZ DJ SA	—	—	+	radio - astronomiczno - obserwacyjny - satelitarne	
		—	—	+	radio - bezwładnościowy - satelitarne	
		—	—	+	radio - bezwładnościowy - satelitarne	
		—	—	+	radio - bezwładnościowy - satelitarne	

LEGENDA:

- DNMP - dopplerowski nawigacyjny miernik prędkości;
- DPP - dajnik prędkości powietrznej;
- SB - system bezwładnościowy;
- SRN - system radionawigacyjny;
- SA - system astronawigacyjny;
- DY - dajnik pola magnetycznego (izodynamiczny);
- PSR - pokładowa stacja radiolokacyjna (panoramiczna);
- RP - pokładowa stacja radiolokacyjna na podcierwień;
- SAO - system astronawigacyjny - obserwacyjny.

- * metody nawigacyjne umownie dzielą się na trzy grupy;
1. Zliczanie drogi na podstawie prędkości lub przyspieszeń;
 2. Metoda pozycyjna - na podstawie linii położenia;
 3. Metoda obserwacyjno - porównawcza - za pomocą map terenu, obrazu na ekranie stacji radiolokacyjnej, mapy nieba i t.p.

W nieautomatycznym systemie kompleksowym opracowania, uogólnienia i porównania rezultatów wyników operacji nawigacyjnych z ustalonym programem lotu oraz właściwego ustawienia organów sterowania samolotem dokonuje operator.

W półautomatycznym systemie kompleksowym zautomatyzowane są procesy operacji nawigacyjnych oraz opracowanie, uogólnienie i porównanie rezultatów tych operacji z ustalonym programem lotu. Załoga aparatu latającego otrzymuje jednoznaczne wskazówki o tym, w jaki sposób należy oddziaływać na organy sterowania samolotem, aby lot przebiegał zgodnie z ustalonym programem.

W automatycznym systemie kompleksowym zautomatyzowane są wszystkie procesy nawigowania i sterowania aparatem latającym.

Nawigacyjne systemy kompleksowe mogą być budowane z uwzględnieniem:

- zobrazowania /indykacji/ informacji nawigacyjnej;
- sprzężenia z obwodami sterowania aparatem latającym.

Na zasadzie zobrazowania informacji pracują przede wszystkim nieautomatyczne i półautomatyczne systemy nawigacyjne. Całkowicie natomiast zautomatyzowane systemy sprzęgane są z obwodami sterowania aparatem latającym. Jednak i w tych systemach informacja nawigacyjna przekazywana jest również na przyrządy, dzięki czemu operator może kontrolować cały proces sterowania. Obecnie za pomocą tego rodzaju systemów aparat latający jest stabilizowa-

ny w przestrzeni, a także automatycznie kieruje się jego lotem z uwzględnieniem skomplikowanych torów lotu, celowania podczas bombardowania i strzelania, podejścia do lądowania itp.

Wybór optymalnego nawigacyjnego systemu kompleksowego jest nadzwyczaj trudny, ponieważ musi on uwzględniać wielorakie, często sprzeczne wymagania.

Obecnie uważa się, że najbardziej nadającym się do nawigowania samolotów, zwłaszcza jednomiejscowych, jest nawigacyjny system dopplerowsko-bezwładnościowy. Dlatego też w dalszej części opracowania szczegółowo będzie opisany przede wszystkim ten typ systemu kompleksowego.

3. NAWIGACYJNY SYSTEM BEZWŁADNOŚCIOWY

Nawigacyjne systemy bezwładnościowe /SB/ przeznaczone są do określania prędkości lotu i pozycji samolotu metodą pomiaru i całkowania przyśpieszeń ruchu. Przyśpieszenia te są mierzone za pomocą czułych elementów nazywanych akcelerometrami. Akcelerometry są stabilizowane w ten sposób, że zachowują ustalone zawczasu położenie swych osi, niezależnie od zmian pozycji obiektu będącego w ruchu, a także od zmian kierunku jego ruchu. System bezwładnościowy jest bardzo podobny do automatów służących do zliczania drogi. W odróżnieniu jednak od systemów nawigacyjnych innych typów system bezwładnościowy operuje przyśpieszeniami mierzonymi w "bezwzględnej" /bezwładnościowej/ przestrzeni. W związku z tym na pracę systemu bezwładnościowego,

w odróżnieniu od systemów zliczania drogi, praktycznie nie wpływają takie czynniki, jak: manewrowanie samolotu, wiatr, burze magnetyczne i inne podobne czynniki. Ten fakt jest bardzo ważną zaletą nawigacyjnego systemu bezwładnościowego. Pomiar przyśpieszeń w tym systemie wykonywany jest na pokładzie samolotu, co stanowi drugą ważną zaletę. A zatem praca systemu bezwładnościowego nie wymaga obserwowania zewnętrznych obiektów orientacyjnych /np. gwiazd/.

System bezwładnościowy jest więc całkowicie autonomiczny.

Ponadto system bezwładnościowy posiada szereg innych zalet, takich jak: możliwość określania w sposób ciągły bieżących wartości pozycji i prędkości lotu samolotu i określania parametrów nawigacyjnych na wszystkich szerokościach geograficznych. Jest on obecnie najdokładniejszym środkiem pomiaru kierunku i pionu na pokładzie samolotu.

Do podstawowych wad systemu bezwładnościowego można zaliczyć następujące jego właściwości: dokładność informacji o pozycji aparatu latającego i prędkości jego lotu zmniejsza się wraz ze wzrostem czasu pracy systemu, niezależnie od tego czy aparat latający jest w ruchu, czy też na postoju na lotnisku, duży koszt produkcji i skomplikowana obsługa techniczna oraz konieczność wstępnego dowiązywania systemu do odpowiedniego punktu na powierzchni ziemi.

3.1. Zasada pracy systemu bezwładnościowego

Zasada pracy systemu bezwładnościowego oparta jest na drugim prawie Newtona:

$$F = m a$$

Na podstawie zmierzonego przyspieszenia można określić prędkość ruchu obiektu lub w odniesieniu do samolotu jego prędkość podrózną:

$$W = \int_0^t a dt \quad 3.1$$

Przebytą odległość względem punktu wyjściowego, niezbędną do zliczenia drogi i określenia współrzędnych pozycji samolotu, możemy otrzymać całkując dwukrotnie przyspieszenia:

$$S = \int_0^t W dt = \iint_{00}^{tt} a dt dt \quad 3.2$$

Podczas ruchu względem Ziemi, oprócz przyspieszeń, związanych ze zmianą położenia obiektu akcelerometry będą również odbierać przyspieszenie grawitacyjne, Coriolisa itp. Dlatego też całkując bezpośrednio wskazania akcelerometra określimy prędkość ruchu z pewnym błędem. W celu dokładnego określenia prędkości ruchu należy spełnić niektóre warunki wykluczające wpływ innych przyspieszeń i umożliwiające uwzględnienie tylko przyspieszeń poziomych ruchu. Niektóre ze wspomnianych warunków mogą być spełnione przez umieszczenie akcelerometrów na specjalnej stabilizowanej platformie.

Dla otrzymania poprawnej wartości modułu prę-

kości podróźnej platforma musi zajmować ściśle po-
łożenie poziome. W celu określenia kierunku wekto-
ra prędkości podróźnej, całkowanie przyspieszeń na-
leży wykonywać względem dwóch wzajemnie prostopad-
łych osi, dowiązanych do południka geograficznego
lub ortodromicznego /głównego/.

A zatem, platforma powinna być stabilizowana
zarówno w płaszczyźnie pionowej, jak i poziomej
/względem azymutu/. Omówmy jakie są wymagania pod
względem dokładności stabilizacji platformy w pio-
nie. Jeżeli platforma nie będzie zachowywała sta-
łego położenia poziomego, to akcelerometr będzie
odbierał nie tylko przyspieszenie, a związane z ru-
chem, ale również rzut przyspieszenia grawitacyj-
ne g , to znaczy na akcelerometr będzie oddziaływać
pole grawitacyjne Ziemi.

Zakóźmy, że kąt odchylenia platformy β / od
płaszczyzny horyzontu jest mały i w ciągu pewnego
czasu t stały. Wówczas prędkość podróźna, określo-
na przez całkowanie przyspieszeń będzie równa:

$$W = \int_0^t (a \pm g \beta) dt$$

Po scałkowaniu, uwzględniając, że $\beta = \text{const}$
otrzymamy:

$$W = \int a dt \pm g \beta t$$

Drugi składnik we wzorze jest błędem bezwzględ-
nym określenia prędkości podróźnej ΔW , który
rośnie proporcjonalnie do czasu lotu t :

$$\Delta W = g\beta t$$

Błąd względny będzie równy:

$$\left(\frac{\Delta W}{W}\right) = \frac{g\beta t}{W}$$

Rozwiązując powyższe równanie względem β otrzymamy:

$$\beta = W \frac{\left(\frac{\Delta W}{W}\right)}{gt} \quad 3.3$$

Załóżmy, że błąd określenia prędkości podróży - nej jest równy 1%, a czas gromadzenia tego błędu przy prędkości lotu $W=500$ m/s /1800 km/h/ wynosi $t = 1$ h /3600 s/.

Wówczas:

$$\beta = 500 \frac{0.01}{9,81 \cdot 3600} = 0,000142 \text{ rad,}$$

co wynosi około 30".

Powyższy przykład świadczy o tym, jak wysokie wymagania stawiane są wobec dokładności stabilizacji platformy z akcelerometrami w płaszczyźnie horyzontu. Mniejsze wymagania stawiane są odnośnie orientowania akcelerometrów względem stron świata. W tym wypadku błąd określenia bieżących współrzędnych samolotu będzie równy:

$$\Delta S = S \Delta k$$

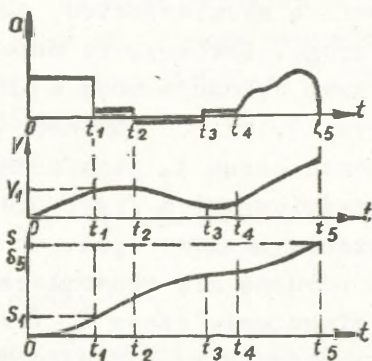
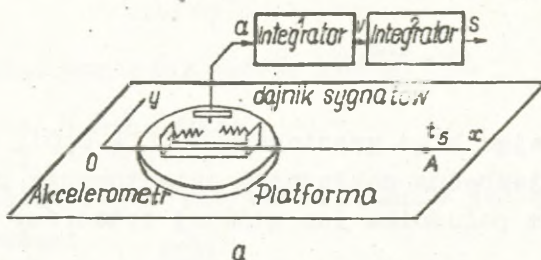
gdzie: Δk - błąd w kursie;
 S - przebyta droga.

Rozwiązując równanie względem Δk , otrzymamy:

$$\Delta k = \frac{\Delta S}{S} \quad 3.4$$

Zakładając błąd graniczny $\frac{\Delta S}{S} = 0,01$, otrzymamy, że niezbędna dokładność orientowania platformy względem południka lub głównej ortodromy wynosi $\Delta K = 36'$.

Pokażemy teraz, na prostym przykładzie ruchu obiektu, jak można przez całkowanie przyspieszenia, zmierzonego za pomocą akcelerometru, określać prędkość i przebytą drogę. Założmy, że obiekt /platforma/ z akcelerometrem wykonuje ruch w płaszczyźnie P wzdłuż osi Ox /rys. 3.1a/. Od momentu rozpoczęcia ruchu $t=0$ do momentu czasu t_2 platforma porusza się ze stałym przyspieszeniem /rys. 3.1b/. W momencie t_1 przyspieszenie skokowo spada do zera, to znaczy platforma porusza się równomiernie bez przyspieszenia. Po osiągnięciu czasu t_2 przyspieszenie ma znak ujemny, to znaczy ruch platformy jest hamowany. W przedziale t_3-t_4 przyspieszenia nie ma. W przedziale t_4-t_5 przyspieszenie platformy rośnie w sposób przypadkowy /losowy/. Sygnały elektryczne, proporcjonalne do zmierzonego przyspieszenia podawane są kolejno z akcelerometra na pierwsze, a następnie na drugie urządzenie całkujące /integratory/.



Rys. 3.1. Zasada określania a , V i S
 a - platforma z akcelerometrem
 b - wykres zmiany a , V i S

Całkowanie w przedziale $0-t_1$ stałego przyspieszenia daje w rezultacie liniowy wzrost wartości prędkości. W przedziale t_1-t_2 przyspieszenia nie ma i dlatego prędkość ruchu platformy jest stała. Kiedy natomiast przyspieszenie ma znak ujemny /przedział t_2-t_3 /, prędkość ruchu platformy maleje. W przedziale t_3-t_4 przyspieszenia nie ma i prędkość

kość ruchu platformy jest stała. Wreszcie w przedziale czasu t_4-t_5 , kiedy charakter zmiany przyspieszenia jest losowy, wzrost prędkości ma też charakter losowy.

Przebyta przez platformę odległość w czasie od t_0 do t_1 zwiększa się proporcjonalnie do kwadratu tego czasu, to znaczy:

$$S_1 = \int_0^{t_1} \int_0^t a_0 dt dt = \int_0^{t_1} a_0 t dt = \frac{a_0 t^2}{2}$$

Drogę ΔS , przebytą przez platformę w czasie $t=t_2-t_1$, kiedy przyspieszenia nie ma, określa się za pomocą wzoru:

$$\Delta S = V_1 \Delta t$$

Dalsza zmiana wielkości drogi S przebiega zgodnie z wykresem $S=S/t$. W momencie czasu t_5 platforma osiągnie punkt A. Odcinek OA, który przebyła platforma wzdłuż osi współrzędnych, jest współrzędną platformy Ox . Podobnie określa się współrzędną y .

3.2. Klasyfikacja bezwładnościowych systemów nawigacyjnych

Współczesne bezwładnościowe systemy nawigacyjne dzielą się na dwie podstawowe grupy: systemy przegubowe i bezprzegubowe. Wymienione grupy różnią się tym, że systemy bezprzegubowe nie posiadają dość skomplikowanego urządzenia elektromechanicznego, a mianowicie zawieszenia przegubowego.

3.2.1. Przegubowe bezwładnościowe systemy nawigacyjne

Systemy przegubowe dzielą się, zależnie od sposobu opracowania informacji od dajników /akcelerometrów, żyroskopów i innych/, na systemy modelujące wahadło fizyczne i systemy oparte na statystycznych metodach opracowania informacji /statystyczna filtracja optymalna/.

Największe zastosowanie praktyczne posiadają obecnie systemy bezwładnościowe przegubowe, modelujące wahadło fizyczne.

Rozpatrzmy na czym polega idea modelowania wahadła fizycznego. Wspomniano już o tym, że w systemach bezwładnościowych jednym z zasadniczych problemów jest uzyskanie i utrzymanie pionu na samolocie. W systemach przegubowych do utrzymania pionu służy żyroskop. Żyropion uzyskany za pomocą żyroskopu powinien w każdym miejscu powierzchni ziemi wskazywać kierunek pionu rzeczywistego. Wobec tego żyroskop musi posiadać takie urządzenie korygujące, które utrzymywałoby go w położeniu pionu rzeczywistego. Jest rzeczą oczywistą, że urządzenie korygujące musi posiadać czujnik reagujący na odchylenia od pionu. W charakterze takiego czujnika jest wykorzystywane wahadło.

Z uwagi na konieczność uzyskania względnej prostoty i niezawodności pracy zwykłe wahadło jest mało przydatne do zastosowania w precyzyjnych żyropionach, ponieważ ulega ono wpływowi wszystkich przyspieszeń oddziałujących na samolot. A zatem

uzyskanie precyzyjnego pionu, niezbędnego dla celów nawigacji, jest możliwe przy zastosowaniu wahadła nie ulegającego wpływowi różnego rodzaju przyspieszeń. Podobne, nie ulegające wpływowi przyspieszeń, wahadło zaproponował w 1923 r. M. Schuler.

Dla objaśnienia idei wahadła Schulera rozpa - trzmy wahadło fizyczne o długości ramienia równej promieniowi Ziemi R z masą znajdującą się w środku Ziemi. Okres drgań tego wahadła jest równy:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}} = 84,4 \text{ min} \quad 3.5$$

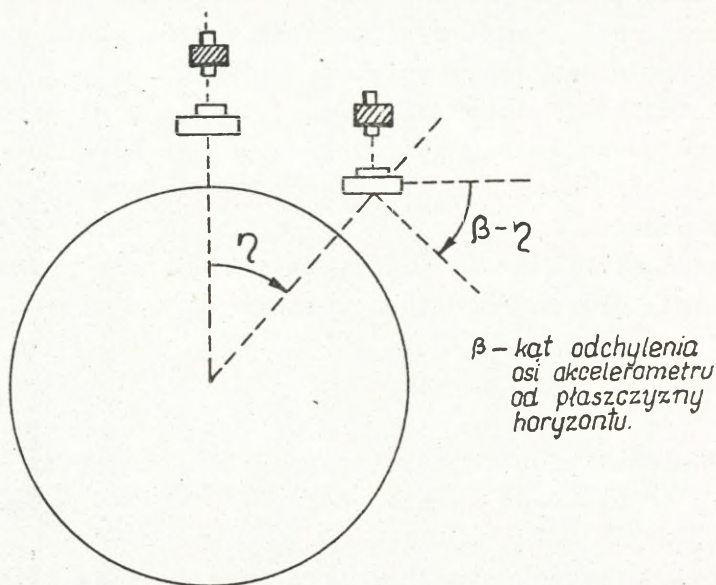
Ponieważ masa wahadła znajduje się w środku Ziemi, to nie będą na nie oddziaływać żadne zakłócenia.

Znakomitą właściwością tego wahadła jest to, że będąc doprowadzone do stanu równowagi utrzymuje ono tę równowagę i wskazuje dokładny pion w danym miejscu, niezależnie od manewru wykonywanego przez samolot.

Budowa tego rodzaju wahadła nie jest technicznie możliwa. Dlatego też tego rodzaju wahadło modeluje się za pomocą systemów żyroskopowych. Wiadomo, że platforma stabilizowana za pomocą żyroskopów względem przestrzeni bezwładnościowej w określonych warunkach posiada wszystkie właściwości wahadła Schulera.

Dla zrozumienia zasady działania platformy stabilizowanej za pomocą żyroskopów rozpatrzmy zachowanie się żyroskopu na aparacie latającym lecącym

po ortodromie na stałej wysokości /rys.3.2/^{x/}.



Rys. 3.2. Zachowanie się żyroskopu na stałej wysokości lotu

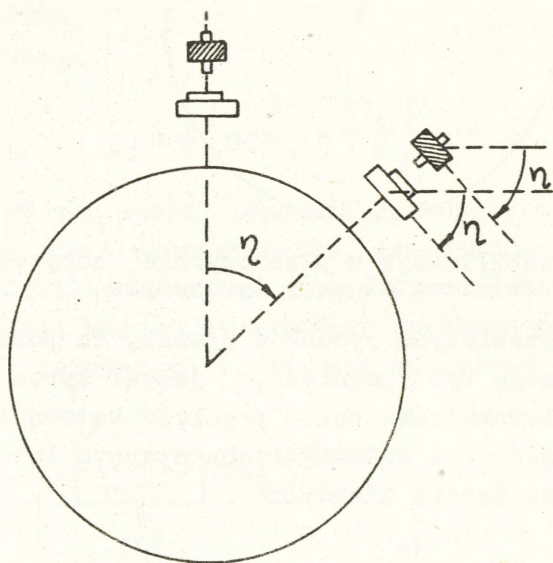
Jeżeli oś wirnika żyroskopu w początkowym momencie pokrywa się z kierunkiem pionu i do żyroskopu nie są przyłożone momenty zewnętrzne, to podczas ruchu aparatu latającego ta oś zachowuje swoje położenie względem przestrzeni bezwładnościowej "zapamiętując" kierunek początkowy pionu /rys.3.2/.

Przy sztywnym sprzężeniu żyroskopu z akcelerometrem, czuła oś ostatniego odchyli się od płasz -

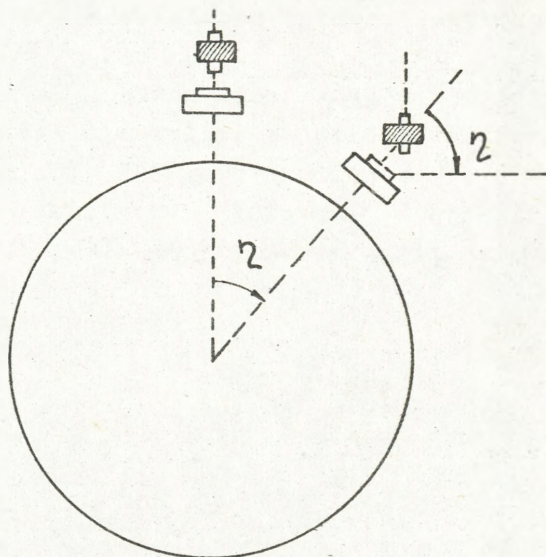
x/ Dla ułatwienia rozważań zakłada się, że Ziemia nie wykonuje ruchu obrotowego, posiada kształt kulisty z centralnym polem ciężenia.

czyzny horyzontu, wskutek czego akcelerometr będzie rejestrował również oddziaływanie sił grawitacyjnych.

Oddziaływanie grawitacji można skompensować przez ciągłą stabilizację względem pionu żyroskopu łącznie z akcelerometrem /rys. 3.3/ lub przez ciągłą stabilizację w płaszczyźnie horyzontu tylko akcelerometra przy żyroskopie /rys. 3.4/.



Rys. 3.3. Stabilizacja żyroskopu względem pionu łącznie z akcelerometrem



Rys. 3.4. Stabilizacja w płaszczyźnie horyzontu akcelerometra przy żyroskopie

Z przedstawionych rysunków wynika, że postawione warunki mogą być spełnione, jeżeli żyroskopowi lub akcelerometrowi nadać prędkość kątową obrotu, równą prędkości kątowej ruchu aparatu latającego względem środka Ziemi:

$$\omega_B = \frac{d\eta}{dt} \quad 3.6$$

Z drugiej zaś strony, prędkość kątowa ruchu aparatu latającego może być wyrażona przez jego prędkość podróży:

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{W}{R} \quad 3.7$$

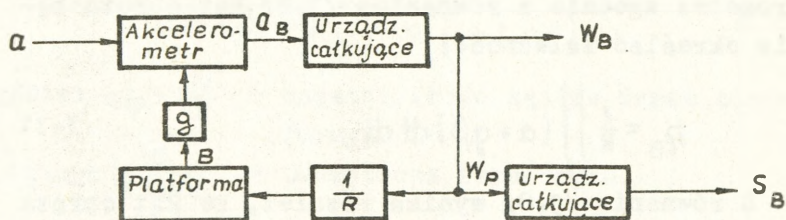
gdzie: W - prędkość podróżna aparatu latającego;
 R - odległość od środka ziemi do aparatu latającego;
 η - kąt odchylenia osi żyroskopu od płaszczyzny horyzontu.

Z kolei prędkość podróżną określa się za pomocą systemów bezwładnościowych przez całkowanie przyspieszeń mierzonych przez akcelerometry. Oznacza to, że dla korygowania położenia urządzeń pomiarowych mogą być wykorzystane sygnały od akcelerometra.

Wówczas:

$$\omega_B = \frac{1}{R} \int_0^t a dt ; \eta = \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t a dt dt \quad 3.8$$

W ten sposób powstaje zamknięty obwód składający się z akcelerometra, urządzenia całkującego i stabilizowanej za pomocą żyroskopu platformy, na wyjściu której otrzymujemy prędkość podróżną aparatu latającego i przebytą odległość /rys. 3.5/.



Rys. 3.5. Schemat blokowy określania W_B i S_B

W wypadku idealnym ($\beta=0, \frac{d\beta}{dt}=0, a_B=0$) pion przyrządowy będzie ciągle pokrywać się z bieżącym pionem rzeczywistym. W urządzeniach realnych zawsze istnieją błędy, wskutek czego akcelerometry nigdy nie ustawiają się pionowo, a mierzone przez nie przyspieszenie określa zależność:

$$a_B = a \cos \beta + g \sin \beta, \quad 3.9$$

gdzie: a_B - wielkość przyspieszenia na wyjściu akcelerometra;

a - przyspieszenie rzeczywiste ruchu;

β - kąt odchylenia osi akcelerometra od płaszczyzny horyzontu.

Zakładając, że w prawidłowo pracującym urządzeniu błąd określenia pionu β powinien być mały /patrz wzór 3.3/. Zależność 3.9 można uprościć:

$$a_B = a + g\beta. \quad 3.10$$

Przy korygowaniu położenia platformy lub akcelerometra zgodnie z równaniem /3.8/ kąt obrotu będzie określać zależność:

$$\eta_B = \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t (a + g\beta) dt dt \quad 3.11$$

Z równania /3.8/ wynika również, że kąt obrotu pionu jest równy:

$$\eta = \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t a dt dt \quad 3.12$$

Wobec tego błąd określenia pionu można określić za pomocą wzoru:

$$\beta = \eta - \eta_B = \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t a dt dt - \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t (a + g\beta) dt dt, \quad 3.13$$

który po dwukrotnym różniczkowaniu otrzymuje postać:

$$\frac{d^2\beta}{dt^2} + \frac{g}{R}\beta = 0 \quad 3.14$$

Powyższe równanie jest znane jako równanie drgań harmonicznym. Szczególną właściwością systemu, który opisuje powyższe równanie jest to, że nie istnieje tłumienie drgań. Wskutek tego błąd określenia pionu nie zanika w czasie, a zmienia się ze stałą częstotliwością.

Jeżeli równanie /3.14/ ma rozwiązanie oprócz $\beta(t)=0$, to konieczne jest, by istniał chociażby jeden nie zerowy warunek początkowy. Założymy, że na początku pracy systemu $\beta(0) = \beta_0$, $\frac{d\beta}{dt} = \dot{\beta}$ wówczas równanie /3.14/ ma następujące rozwiązanie:

$$\beta = \sqrt{\beta_0^2 + \left(\frac{\dot{\beta}}{\omega_p}\right)^2} \cos(\omega_p t - \varphi) \quad 3.15$$

gdzie: $\omega_p = \sqrt{\frac{g}{R}}$ - częstotliwość kątowna drgań platformy;

$\varphi = \arctg \frac{\dot{\beta}}{\beta_0 \omega_p}$ - początkowa faza drgań.

Jeżeli założymy, że $R = R_z / H=0/$, $R_z = 6371$ km, $g=9,81$ m/sek², to okres drgań platformy będzie równy:

$$T_p = \frac{2\pi}{\omega_p} = 2\pi \sqrt{\frac{R_z}{g}} = 84,4 \text{ min}$$

Wynika stąd wniossek, że rozpatrzony system modeluje wahadło z okresem Schulera i, że nie ulega ono wpływom zakłóceń, źródłem których są przyspieszenia.

Równanie /3.15/ charakteryzuje błąd określania pionu dla przyjętych wyidealizowanych założeń, chociaż obraz rzeczywisty jest bardziej złożony, ze względu na ruch obrotowy Ziemi i niecentralne rozmieszczenie jej pola grawitacyjnego.

Tym niemniej przyjęte założenia pozwalają na ustalenie, że najważniejszą właściwością otrzymania nie zakłóconego pionu jest udział przyspieszenia siły ciężkości w przyspieszeniu wykorzystywanym do wytworzenia momentu korygującego. Ten moment zabezpiecza ciągłe śledzenie położenia pionu i ponieważ otrzymywany jest on przez całkowanie przyspieszeń, jest sprawą oczywistą, że urządzenia rozpatrywanego typu nie mogą posiadać właściwości wahadła Schulera oraz przykładania momentu korygującego.

Statystyczne metody optymalnego opracowania sygnałów otrzymywanych od różnych dajników /czujników/ informacji znalazły zastosowanie w systemach bezwładnościowych z chwilą pojawienia się pokładowych komputerów szybko liczących. Dla systemów nawigacyjnych sygnałami fizycznymi są zazwyczaj wyjściowe sygnały akcelerometrów ustawionych na platformie stabilizowanej za pomocą żyroskopów, a wyjściowymi - sygnały o położeniu i prędkości aparatu latającego. Zadanie ma charakter statystyczny, ponieważ zawsze występują nieprzewidziane zakłócenia

i błędy pomiarów. Tor lotu aparatu latającego jest również przypadkowy. Fizyczny sens filtracji statystycznej można wytłumaczyć w sposób następujący. Informacją wyjściową w systemie bezwładnościowym są wskazania akcelerometrów, odpowiadające przyspieszeniu aparatu latającego względem przestrzeni bezwładnościowej, po uwzględnieniu przyspieszenia grawitacyjnego w tym punkcie, gdzie aktualnie znajduje się aparat latający.

Ogólnie rzecz biorąc dla realizacji nawigacji bezwładnościowej należy znać charakter zmiany przyspieszenia grawitacyjnego w przestrzeni przy założonym układzie współrzędnych. Jednak dla lotów w pobliżu Ziemi zawczasu znana jest ważna informacja o tym, że aparat latający znajduje się blisko powierzchni Ziemi. Zatem w tym wypadku na aparat latający mogą oddziaływać jakieś inne siły /siła nośna, opór aerodynamiczny i inne/, przeciwdziałające grawitacji. W ten sposób akcelerometry będą mierzyć kombinacje dwóch istotnie różniących się wielkości - przyspieszenia bezwzględnego i grawitacji, z których każda daje informacje o ruchu aparatu latającego.

Dla określenia zmiany pozycji i prędkości lotu aparatu latającego należy scałkować przyspieszenie. Zmiana kierunku przyspieszenia grawitacyjnego w stosunku do stabilizowanej za pomocą żyroskopów platformy wskazuje także na zmianę położenia aparatu latającego. Zadanie filtracji statystycznej polega na rozdzieleniu wskazanych wyżej sygnałów.

Do tego celu wykorzystuje się różne charakterystyki statystyczne tych sygnałów. Przyspieszenie aparatu latającego zmienia się szybko, a przyspieszenie grawitacyjne wolno. Filtr porównuje wskazania uwarunkowane przez te dwie przyczyny. Korzyść jaką uzyskujemy przy stosowaniu filtrów statystycznych jest duża, ponieważ większość błędów systemu bezwładnościowego ma okres drgań równy około 84 min. Dla zmniejszenia błędów systemu bezwładnościowego stosuje się takie ich tłumienie, by zmniejszyć okres ich drgań. Filtracja statystyczna pozwala na uzyskanie nie tylko optymalnego tłumienia, ale również daje ocenę źródła błędów systemu.

3.2.2. Bezprzegubowe bezwładnościowe systemy nawigacyjne

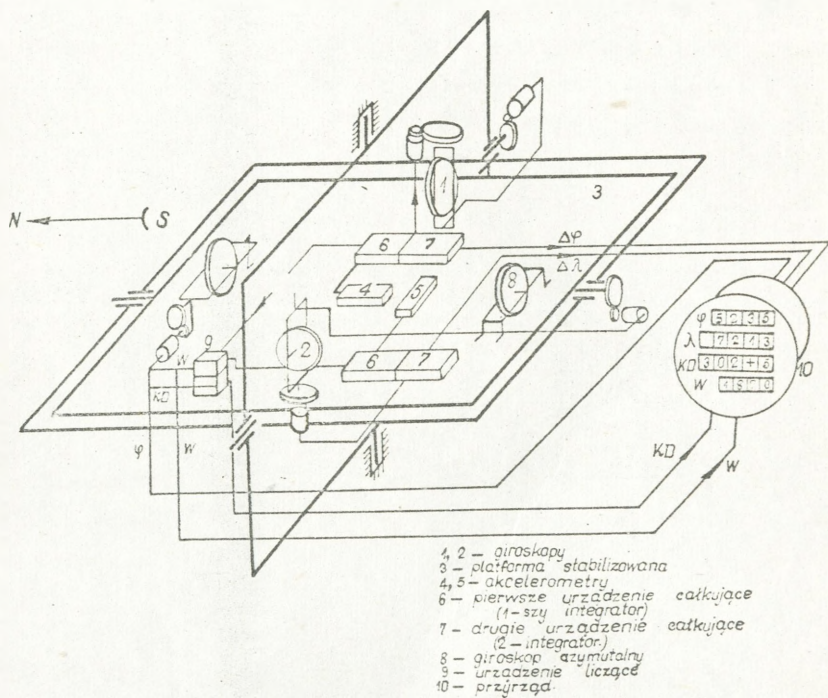
Nawigacyjne bezwładnościowe systemy, czujniki których /akcelerometry, żyroskopy/ zamontowane są bezpośrednio na korpusie aparatu latającego nazywane są bezprzegubowymi. W tych systemach ruch platformy modelowany jest matematycznie za pomocą komputera. Dokładność modelowania zależy od typu komputera i od błędów nawigacyjnej informacji pierwotnej.

W bezprzegubowych systemach bezwładnościowych stosowane są elektroniczne maszyny cyfrowe /EMC/, co zwiększa dokładność i niezawodność systemu, upraszcza technologię wykonania oraz zmniejsza gabaryty i ciężar.

3.3. Zasadnicze elementy bezwładnościowego systemu nawigacyjnego

Zasadniczymi elementami bezwładnościowego systemu nawigacyjnego są /rys. 3.6/:

- dwa lub trzy akcelerometry do pomiaru przyspieszeń aparatu latającego w dwóch lub trzech wzajemnie prostopadłych kierunkach;
- urządzenia całkujące /integratory/;
- platforma stabilizowana;
- urządzenie liczące /komputer/;
- specjalne urządzenia korygujące.

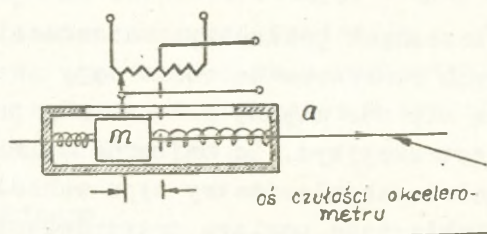


Rys. 3.6. Elementy bezwładnościowego systemu nawigacyjnego

3.3.1. Akcelerometry

Akcelerometr jest to urządzenie mierzące siłę potrzebną do przyspieszenia masy bezwładnościowej. Wielkością tej siły mierzy się przyspieszenie aparatu latającego, na którym zamontowany jest akcelerometr.

Zasadę działania akcelerometra można wyjaśnić na przykładzie najbardziej prostego - akcelerometra osiowego /rys. 3.7/.



Rys. 3.7. Budowa akcelerometru osiowego

Czułym elementem tego akcelerometra jest masa bezwładnościowa, połączona za pomocą sprężyny z korpusem urządzenia.

Jeżeli oś przesunięcia masy bezwładnościowej, nazywana osią czułości akcelerometru, pokrywa się z kierunkiem przyspieszenia bezwzględne to, nie uwzględniając tarcia, do masy bezwładnościowej będzie przyłożona siła równa:

$$F = m \frac{dv}{dt} = ma$$

Pod wpływem tej siły sprężyna deformuje się o pewną wielkość X , wskutek czego powstaje siła deformacji sprężyny.

$$P = k_x X$$

gdzie: K - sprężystość sprężyny.

Pomijając przejściowy proces /reakcja bez opóźnienia/, można uważać, że w dowolnym odcinku czasu $F = P$, a stąd też

$$a = \frac{k}{m} X$$

We współczesnych pokładowych urządzeniach bezwładnościowych stosowane są różne typy akcelerometrów. Różnią się one między sobą zasadą pracy i wykonaniem konstrukcyjnym. Do najbardziej rozpowszechnionych należą akcelerometry typu wahadłowego i pływakowe. Dokładność pomiaru przyspieszeń przez wspomniane akcelerometry waha się w przedziale $10^{-5} - 10^{-6} g$.

3.3.2. Urządzenia całkujące

Urządzenia całkujące przeznaczone są do całkowania przyspieszeń ruchu.

Największe wymagania stawiane są wobec pierwszego urządzenia całkującego, ponieważ jego zakres całkowania /przedział pomiaru przyspieszeń/ jest znacznie większy niż przedział całkowania drugiego urządzenia całkującego /przedział zmiany prędkości lotu/. Czułość pierwszego urządzenia całkującego powinna być rzędu $0,1^{cm}/s^2$.

3.3.3. Żyroskopy

Przeznaczeniem żyroskopów jest stabilizacja akcelerometrów w przestrzeni. Istnieje bardzo dużo typów żyroskopów. W większości typów żyroskopów wykorzystywana jest masa bezwładnościowa. Może to być, na przykład, szybko obracający się wirnik. Opracowane są żyroskopy, w których obracający się element jest izolowany od środowiska i znajduje się w polu magnetycznym lub elektrostatycznym. Opracowywane są również żyroskopy wykorzystujące momenty kinetyczne ruchu obrotowego cząsteczek atomów i elektronów. Na uwagę zasługują żyroskopy, praca których oparta jest na wykorzystaniu pierścieniowych optycznych generatorów kwantowych - tak zwane żyroskopy laserowe.

3.3.4. Platformy

- Przeznaczeniem stabilizowanej platformy jest:
- orientować akcelerometry w określonym układzie współrzędnych względem Ziemi i przestrzeni bezwładnościowej w przypadku zaistnienia kątowych ruchów aparatu latającego;
 - zapewnić wygodny odczyt osiowego położenia aparatu latającego.

3.3.5. Urządzenia liczące

Przeznaczone są do opracowywania sygnałów od podstawowych urządzeń systemu bezwładnościowego, w celu określenia bieżącej pozycji aparatu latającego względem powierzchni Ziemi. Początkowo stosowa-

ne urządzenia liczące typu analogowego. Ostatnio stosowane są EMC.

3.3.6. Urządzenia korygujące

Urządzenia korygujące służą do kompensowania różnego rodzaju błędów charakterystycznych dla urządzeń bezwładnościowych /np. błędów związanych z ruchem obrotowym Ziemi, konieczność tłumienia drgań platformy stabilizowanej itp./.

3.4. Programowanie początku pracy systemu bezwładnościowego

Z zasady pracy systemu bezwładnościowego wynika, że jego pomiarowe elementy wymagają początkowego ustawienia, które polega na zorientowaniu platformy i akcelerometrów w nakazanych kierunkach, i utrzymania tej orientacji do momentu rozpoczęcia pracy przez system.

Objętość informacji niezbędnej do uruchomienia systemu bezwładnościowego zależy od charakteru ruchu aparatu latającego podczas przygotowywania systemu bezwładnościowego do pracy. Jeżeli uruchomienie systemu bezwładnościowego odbywa się podczas lotu, to należy posiadać następujące dane:

- współrzędne aparatu latającego;
- prędkość podróży i kąt drogi /składowe prędkości podróży względem osi współrzędnych/;
- środki zezwalające na orientowanie akcelerometrów /platformy/ w poziomie i azymucie.

Podczas przygotowania systemu bezwładnościowe-

go do pracy na ziemi, do jego uruchomienia potrzebne są tylko współrzędne aparatu latającego.

3.5. Korygowanie pracy systemów bezwładnościowych

Błędy, które powstają w poszczególnych elementach autonomicznego systemu bezwładnościowego, powodują w efekcie końcowym błędne określanie parametrów nawigacyjnych. Błędy pomiarów parametrów nawigacyjnych rosną w miarę upływu czasu pracy systemu. Dlatego też w odniesieniu do podstawowych elementów systemu bezwładnościowego - żyroskopów i akcelerometrów stosowane są bardzo ostre wymagania. Jednak problem osiągnięcia wymaganej dokładności pracy wspomnianych elementów nie został jeszcze całkowicie rozwiązany. Dlatego też jedynym sposobem zwiększenia dokładności systemów bezwładnościowych jest korygowanie ich pracy przez zewnętrzne źródła informacji.

Jest rzeczą oczywistą, że tego rodzaju korygowanie ogranicza autonomiczność systemu bezwładnościowego. Tym niemniej biorąc pod uwagę dużą dokładność, prostotę konstrukcji i mały koszt, stosowanie systemów z korygowaniem jest w wielu wypadkach uzasadnione.

Informację do korygowania systemu bezwładnościowego stanowią dane o współrzędnych pozycji aparatu latającego lub prędkości jego ruchu. Korygowanie może być ciągłe lub okresowe. W najbardziej prostym wypadku korygowanie sprowadza się do wprowadzenia poprawek do danych wyjściowych. W in-

nych wypadkach jednocześnie z poprawianiem danych wyjściowych koryguje się położenie platformy stabilizowanej. Obydwa sposoby nie zmieniają w sposób istotny właściwości systemu bezwładnościowego, ponieważ bezpośrednio nie wnikają w źródła błędów i charakter ich zmiany w czasie.

Możliwe są również i takie sposoby korygowania, które zmieniają strukturę równań błędów systemu, co zezwala na polepszenie stabilności jego pracy i wyeliminowanie możliwości sumowania błędów. Najbardziej rozpowszechnionym sposobem jest korygowanie pracy systemu bezwładnościowego względem prędkości za pomocą dopplerowskiego miernika prędkości.

Istota tego sposobu polega na tym, że porównywane są dwie prędkości, zmierzone metodą bezwładnościową i dopplerowską, a ich różnica wykorzystywana jest do korygowania systemu bezwładnościowego.

Należy podkreślić, że systemy bezwładnościowe w chwili obecnej są podstawowym środkiem nawigacji autonomicznej. Ich ważna rola w kompleksie nawigacyjnego wyposażenia samolotów wynika z tego, że są one absolutnie odporne na zakłócenia, mogą być stosowane przy dowolnych prędkościach i zakresach wysokości lotów lotnictwa z zachowaniem wysokiej dokładności rozwiązywania zadań nawigacyjnych.

Jednocześnie wysokie wymagania w zakresie dokładności uruchamiania systemów bezwładnościowych, związane są z dużymi stratami czasu na przygotowanie ich do pracy, co wywiera dość istotny wpływ na gotowość bojową samolotu. Dlatego też w wielu wypadkach systemy bezwładnościowe mogą być włączone na Ziemi przez dłuższy okres czasu.

4. ZASTOSOWANIE SYSTEMÓW RADIOLOKACYJNYCH WYKORZYSTUJĄCYCH EFEKT DOPPLERA

4.1. Zasada pomiaru parametrów nawigacyjnych

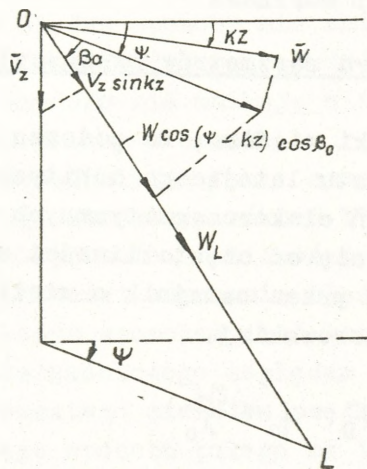
Z radiotechniki wiadomo, że podczas odbioru na pokładzie aparatu latającego odbitych od powierzchni Ziemi drgań elektromagnetycznych ich częstotliwość różni się od częstotliwości drgań wypromieniowywanych przez nadajnik o wielkość częstotliwości dopplerowskiej.

$$f_{\text{odb}} = f_0 + F_D = f_0 + \frac{2W_L}{\lambda_0} \quad 4.1$$

gdzie:

- f_{odb} - częstotliwość odbierana;
- f_0 - częstotliwość wypromieniowywana;
- F_D - częstotliwość dopplerowska;
- W_L - prędkość zgodna z kierunkiem wiązki;
- λ_0 - długość fali wypromieniowywanej.

Dla otrzymania równania charakteryzującego zależność częstotliwości dopplerowskiej od ruchu aparatu latającego założymy, że promieniowanie i odbiór drgań elektromagnetycznych odbywa się zgodnie z kierunkiem wiązki OL /rys. 4.1/. Położenie tej wiązki w płaszczyźnie poziomej w stosunku do podłużnej osi aparatu latającego określa kąt ψ , a w płaszczyźnie pionowej kąt nachylenia do horyzontu β_0 . Ruch aparatu latającego charakteryzuje wektor prędkości podróży \vec{W} położony w płaszczyźnie poziomej i wektor prędkości pionowej \vec{V}_z .



Rys. 4.1. Zasada określania prędkości W_L

Z kolei określimy składową prędkość W_L rzutu -
 jąc wektory \vec{W} i \vec{V}_z na kierunek wiązki, względem
 której promieniowane są drgania elektromagnetyczne:

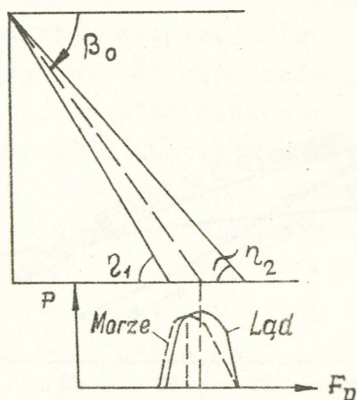
$$W_L = W \cos(\psi - KZ) \cos \beta_0 + V_z \sin \beta_0$$

Podstawiając wartość W_L z równania /4.1/ otrzyma-
 my kolejne równanie charakteryzujące zależność
 częstotliwości dopplerowskiej od ruchu aparatu la-
 tającego:

$$f_D = f_{\text{odb}} - f_0 = \frac{2W \cos(\psi - KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} \quad 4.2$$

Z otrzymanego równania wynika bardzo ważny dla
 praktycznego zastosowania urządzeń dopplerowskich,

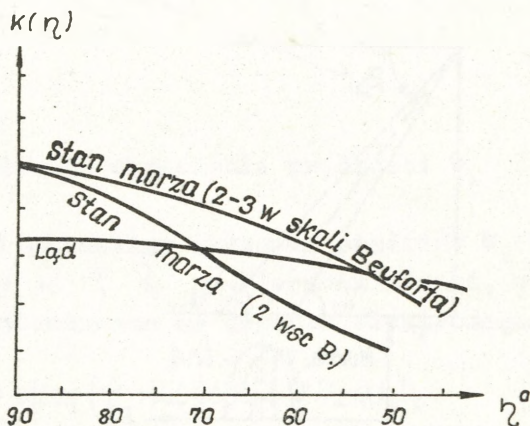
wniosek: częstotliwość dopplerowska zależy tylko od prędkości ruchu aparatu latającego oraz od kierunku promieniowania i odbioru drgań elektromagnetycznych. Natomiast nie jest ona zależna od nachylenia powierzchni odbijającej. Oznacza to, że jeżeli drgania elektromagnetyczne odbijane są od terenu nachylonego w stosunku do horyzontu, to nachylenie to nie wywiera żadnego wpływu na wartość mierzonej częstotliwości dopplerowskiej. Zatem częstotliwość dopplerowska nie jest zależna od rzeźby terenu.



Rys. 4.2. Widmo częstotliwości dopplerowskich

Charakter powierzchni odbijającej wywiera w praktyce wpływ na wartość mierzonej częstotliwości dopplerowskiej, ale tylko na skutek tego, że charakterystyka anteny nie może być skupiona w nieskończenie wąską wiązkę promieniowania, lecz ma określone wymiary. Przy tym w urządzeniu odbior -

czym wydzielana jest nie jedna częstotliwość dopplerowska a widmo częstotliwości dopplerowskich /rys. 4.2/. Za pomocą tego widma określa się średnią wartość częstotliwości dopplerowskiej, która stanowi podstawę do pomiaru prędkości podróźnej. Średnia wartość częstotliwości dopplerowskiej widma odpowiada maksimum charakterystyki anteny tylko w tym wypadku, gdy widmo ma ściśle symetryczną formę.



Rys. 4.3. Wykres współczynnika k / η /

W warunkach realnych amplituda sygnałów częstotliwości dopplerowskich w przedziale odbieranego widma zależna jest nie tylko od właściwości charakterystyki anteny, ale również od właściwości odbijających powierzchni Ziemi. Na rys. 4.3 podany jest wykres współczynników odbijania energii elek-

tromagnetycznej $k(\eta)$ dla różnych rodzajów powierzchni Ziemi, zależnie od kąta padania η / drgań elektromagnetycznych na powierzchnię Ziemi.

Z wykresu /rys. 4.3/ wynika, że przy odbijaniu się drgań elektromagnetycznych od ładunku współczynnik $k(\eta)$ nieznacznie jest zależny od kąta padania η i w przedziale charakterystyk anten urządzeń dopplerowskich, który wynosi kilka stopni, jest wielkością stałą. W związku z tym widmo częstotliwości dopplerowskich przy odbijaniu się od ładunku ma praktycznie formę symetryczną względem częstotliwości formowanej według średniej wiązki.

Przy odbijaniu się drgań elektromagnetycznych od powierzchni wody współczynnik $k(\eta)$ w znacznym stopniu zależny jest od kąta padania η . Na skutek tego nawet przy niewielkich różnicach kątów $\Delta\eta$, w przedziale charakterystyk anten urządzeń dopplerowskich, obserwuje się ponowny podział amplitud częstotliwości dopplerowskich w przedziale formowanego widma w stosunku do ich podziału podczas odbijania od ładunku. Amplitudy bardziej małych częstotliwości zwiększają się, a większych zmniejszają się, formuje się więc widmo asymetryczne, którego średnia częstotliwość przemieszcza się w kierunku mniejszych częstotliwości. Zatem średnia częstotliwość widma mierzona nad powierzchnią wody jest zawsze mniejsza, od częstotliwości odpowiadającej średniej wiązce charakterystyki anteny. Różnica tych częstotliwości zależna jest od stanu powierzchni wody i jest uwzględniana w urządzeniach

dopplerowskich w postaci stałej, najbardziej prawdopodobnej wielkości.

Zatem nad powierzchnią wody częstotliwość dopplerowska będzie zawsze określana z błędem, zależnym od stopnia niezgodności przyjętej do obliczeń poprawki z jej wartością faktyczną. W celu zmniejszenia wielkości tego błędu kąty nachylenia anten urządzeń dopplerowskich β_0 dobiera się w takim przedziale, który zapewni zmianę współczynnika k/η / w przybliżeniu jednakową dla różnych stanów morza.

Jak wynika z rys. 4.2 i 4.3 optymalne kąty nachylenia anten wahają się w przedziale 60-70°. Przy tych kątach nachylenia wartość współczynnika k/η / jest w przybliżeniu jednakowa dla łądu i dla wody.

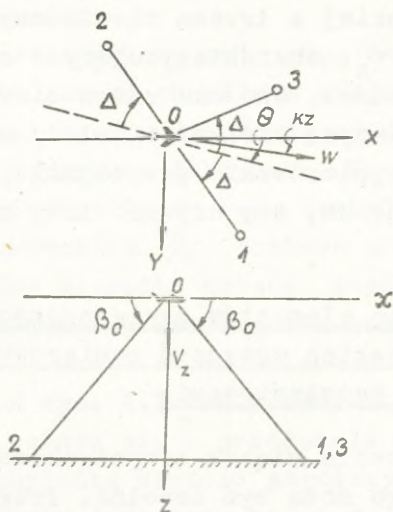
Nad powierzchnią wody, oprócz przesunięcia mierzonej częstotliwości dopplerowskiej, ze względu na asymetrię widma powstaje dodatkowe jej przesunięcie na skutek prędkości ruchu górnych warstw wody, odbijających drgania elektromagnetyczne. Zatem na wielkość częstotliwości dopplerowskiej mają wpływ prędkości prądów i ruchów wody.

Na podstawie rozpatrzonych wyżej właściwości formowania częstotliwości dopplerowskiej można wyciągnąć następujące wnioski: niezależność częstotliwości dopplerowskiej od konfiguracji powierzchni odbijającej umożliwia bardzo dokładne określenie prędkości ruchu aparatu latającego za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych. Nad powierzchnią wody dokładność pomiaru będzie jednak mniejsza, niż nad łądem.

Równanie /4.2/ określa powiązanie częstotliwości dopplerowskiej z trzema niewiadomymi wielkościami KZ, W i V_z , charakteryzującymi ruch aparatu latającego. Jednak, ogólnie rzecz biorąc, dla określenia wspomnianych wielkości należy mierzyć częstotliwości dopplerowskie przynajmniej w trzech różnych kierunkach, aby uzyskać trzy równania o postaci /4.2/.

4.2. Określanie elementów nawigacyjnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych o trzech wiązkach promieniowania

Rozmieszczenie wiązek trzywiązkowego systemu dopplerowskiego może być dowolne. Praktycznie stosowane są takie schematy rozmieszczenia wiązek, które zezwalają na uzyskanie dużych dokładności pomiaru kąta znoszenia i prędkości aparatu latającego przy stosunkowo prostych do obliczenia zależnościach matematycznych. Rozpatrzmy niektóre ze stosowanych schematów. Na rys. 4.4 pokazane jest najczęściej stosowane rozmieszczenie wiązek w postaci litery Y. W tym wypadku wszystkie anteny posiadają jednakowy kąt nachylenia w stosunku do horyzontu $/\beta_0/$, a kątich odchylenia w płaszczyźnie poziomej od osi symetrii systemu antenowego jest również jednakowy $/\Delta/$.



Rys. 4.4. Rozmieszczenie wiązek promieniowania /sposób 1/

Dla wyprowadzenia równań założymy, że oś symetrii systemu antenowego w stosunku do wektora prędkości powietrznej aparatu latającego /oś O_α / jest odchylona o kąt θ , a płaszczyzna anteny jest stabilizowana względem horyzontu tak, że kąt nachylenia wiązek nie zmienia się. Biorąc za podstawę równanie /4.2/ oraz zakładając, że $\psi_1 = \theta + \Delta$, $\psi_2 = \theta + \Delta + \pi$, $\psi_3 = 2\pi - \Delta + \theta$ otrzymamy następujące równanie dla poszczególnych wiązek:

$$F_{D_1} = \frac{2W \cos(\Delta + \theta - KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

$$F_{D_2} = -\frac{2W \cos(\Delta + \theta - KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

$$F_{D_3} = \frac{2W \cos(\Delta - \theta + KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Należy zaznaczyć, że F_{D_2} w wyprowadzonych równaniach ma znak minus. W praktyce częstotliwości dopplerowskie nie posiadają znaku i są bezwzględnie różnicami promieniowanych i odbieranych częstotliwości. Znak minus świadczy w tym wypadku o tym, że częstotliwość odbierana jest mniejsza od częstotliwości wysyłanej przez nadajnik.

Za pomocą wyprowadzonych równań można obliczyć niewiadome wielkości W , KZ i V_z na podstawie zmierzonych częstotliwości F_{D_1} , F_{D_2} , F_{D_3} i znanych wielkości β_0 , Δ i θ . Ponadto mogą być stosowane dwa sposoby rozwiązań. Jeżeli system antenowy może obracać się dookoła osi pionowej, to znaczy może zmieniać się kąt θ , wówczas różnica częstotliwości względem pierwszej i trzeciej wiązki może być wykorzystana do określenia kąta znoszenia. Zatem jednokową wartość tych częstotliwości uzyskuje się przy obróceniu systemu antenowego o kąt θ równy kątowi znoszenia. W tym wypadku częstotliwości dopplerowskie względem poszczególnych wiązek posiadają wartości:

$$F_{D_1} = F_{D_3} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0};$$

$$F_{D_2} = - \frac{2W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Prędkość podróżna i pionowa mogą być obliczone za pomocą zależności wyprowadzonych z tych równań:

$$W = \frac{(F_{D_1} - F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 \cos \Delta} ;$$

$$V_z = \frac{(F_{D_1} + F_{D_2}) \lambda_0}{4 \sin \beta_0}$$

Przy systemie antenowym nieruchomym względem osi pionowej ustawienie systemu antenowego dobiera się tak, aby kąt θ był równy zero. Układ równań w tym wypadku ma postać:

$$F_{D_1} = \frac{2W \cos(\Delta - KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_2} = - \frac{2W \cos(\Delta - KZ) \cos \beta_0}{\lambda_0} - \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

$$F_{D_3} = \frac{2W \cos(\Delta + KZ)}{\lambda_0} - \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

W celu rozwiązania otrzymanego układu równań obliczymy następujące różnice i sumy częstotliwości - ści:

$$F_{D_1} - F_{D_3} = \frac{4W \cos \beta_0 \sin \Delta \sin KZ}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_3} - F_{D_2} = \frac{4W \cos \beta_0 \cos \Delta \cos KZ}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_1} + F_{D_3} = \frac{4W \cos \beta_0 \cos \Delta \cos KZ}{\lambda_0} + \frac{4V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Dla otrzymania wzoru na określenie kąta znoszenia podzielimy pierwsze równanie przez drugie:

$$\operatorname{tg} KZ = \frac{F_{D_1} - F_{D_2}}{F_{D_3} - F_{D_2}} \operatorname{ctg} \Delta$$

Przy znanym KZ prędkość podrózną można określić z drugiego równania:

$$W = \frac{(F_{D_3} - F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 \cos \Delta \cos KZ}$$

Wzór do obliczania prędkości pionowej otrzymamy wykorzystując równanie trzecie układu $(F_{D_1} + F_{D_3}) /$ zamieniając pierwszy człon jego prawej części na różnicę częstotliwości dopplerowskich zgodnie z wyżej wprowadzonym równaniem:

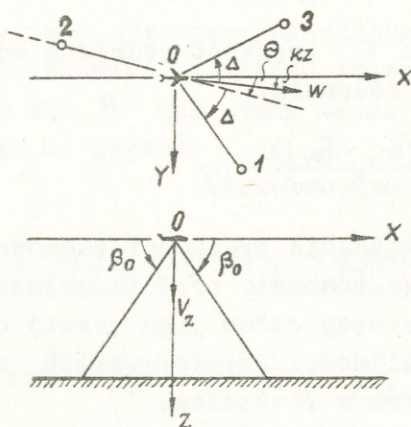
$$V_z = \frac{(F_{D_1} + F_{D_2}) \lambda_0}{4 \sin \beta_0}$$

W systemach dopplerowskich o nieruchomym systemie antenowym zamiast wartości W, KZ mogą być określane składowe prędkości ruchu w pokładowym układzie współrzędnych X', Y', Z' .

$$W_{x'} = W \cos KZ = \frac{(F_{D_3} - F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 \cos \Delta}$$

$$W_y' = W \sin KZ = \frac{(F_{D_1} - F_{D_3}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 \cos \Delta} ;$$

$$W_z' = V_z = \frac{(F_{D_1} + F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0}$$



Rys. 4.5. Rozmieszczenie wiązek promieniowania /sposób 2/

Rozpatrzmy z kolei system antenowy o trzech wiązkach drugiego typu /rys. 4.5/. W tym systemie tylna wiązka pokrywa się z osią symetrii systemu antenowego. Założymy, że wiązki mają jednakowy kąt nachylenia do płaszczyzny horyzontu.

Kąty obrotu wiązek Ψ od podłużnej osi aparatu

tu latającego przy obrocie osi symetrii systemu antenowego o kąt θ posiadają następujące wartości:

$$\psi_1 = \Delta + \theta ;$$

$$\psi_2 = \theta + \pi ;$$

$$\psi_3 = 2\pi - \Delta + \theta$$

Częstotliwości dopplerowskie względem odpowiednich wiązek, biorąc za podstawę wzór /4.2/, są równe:

$$F_{D_1} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\Delta + \theta + KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_2} = -\frac{2W \cos \beta_0 \cos(\theta - KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_3} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\Delta - \theta + KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Przy ruchomym systemie antenowym, tak samo jak w poprzednim wypadku, kąt znoszenia jest określany przez kąt obrotu osi systemu antenowego, przy którym częstotliwości w pierwszej i trzeciej wiązce będą sobie równe. Przy obrocie systemu antenowego o kąt $\theta - KZ$ częstotliwości dopplerowskie w wiązках są równe:

$$F_{D_1} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_2} = -\frac{2W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

$$F_{D_3} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Po obliczeniu wartości następującej różnicy i sumy:

$$F_{D_1} + F_{D_3} + 2F_{D_2} \cos \Delta = \frac{4V_z \sin \beta_0 (1 + \cos \Delta)}{\lambda_0};$$

$$F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2} = \frac{4W \cos \beta_0}{\lambda_0} (1 - \cos \Delta)$$

otrzymamy następujące wzory do obliczania prędkości podróźnej i pionowej aparatu latającego:

$$W = \frac{(F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 (1 - \cos \Delta)};$$

$$V_z = \frac{(F_{D_1} + F_{D_3} + 2F_{D_2} \cos \Delta) \lambda_0}{4 \sin \beta_0 (1 + \cos \Delta)}$$

Przy nieruchomym systemie antenowym kąt θ zazwyczaj dobiera się równy zero, a układ równań dla tego wypadku jest następujący:

$$F_{D_1} = \frac{2W \cos \beta_0 (\Delta - KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0};$$

$$F_{D_2} = - \frac{2W \cos \beta_0 \cos KZ}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} ;$$

$$F_{D_3} = \frac{2W \cos \beta_0 (\Delta + KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0}$$

Rozwiązując ten układ równań otrzymamy następujące wzory:

$$\operatorname{tg} KZ = \frac{(F_{D_1} - F_{D_3})(1 + \cos \Delta)}{(F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2}) \sin \Delta} ;$$

$$W = \frac{(F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 (1 + \cos \Delta) \cos KZ} ;$$

$$V_z = \frac{(F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2} \cos \Delta) \lambda_0}{4 \sin \beta_0 (1 + \cos \Delta)}$$

Dla składowych prędkości względem osi pokładowego układu współrzędnych aparatu latającego otrzymamy następujące wzory:

$$W_x = \frac{(F_{D_1} + F_{D_3} - 2F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 (1 + \cos \Delta)} ;$$

$$W_y' = \frac{(F_{D_1} - F_{D_2}) \lambda_0}{4 \cos \beta_0 \sin \Delta} ;$$

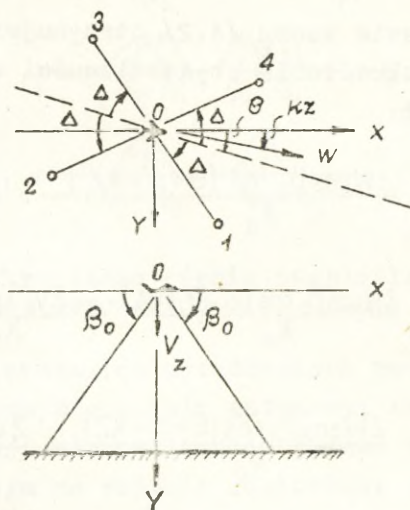
$$W_z' = V_z$$

Przykłady rozpatrzone dla dwóch układów trzywiązkowych systemów dopplerowskich ilustrują metodę wyprowadzania funkcyjnych zależności do obliczania elementów nawigacyjnych na podstawie zmierzonych częstotliwości dopplerowskich. Omówiona metoda może być stosowana w odniesieniu do systemów o dowolnym rozmieszczeniu wiązek. Ponadto z wyprowadzonych w tych przykładach wzorów wynika, że w wypadku stosowania ruchomych systemów antenowych obliczenia elementów nawigacyjnych są najbardziej proste. Przy wykorzystywaniu nieruchomych systemów antenowych składowe prędkości ruchu aparatu latającego względem osi prostokątnego układu współrzędnych X' , Y' , Z' powiązanej z podstawowymi osiami aparatu latającego są obliczane łatwiej, niż prędkość podróżna i kąt znoszenia.

4.3. Określanie elementów nawigacyjnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych o czterech wiązkach promieniowania

Samolotowe systemy dopplerowskie o czterech wiązkach są najbardziej rozpowszechnione. Wynika

to stąd, że czterowiązkowe systemy dopplerowskie przeznaczone tylko do pomiaru prędkości podróżnej i kąta znoszenia są konstrukcyjnie mniej skomplikowane niż analogiczne systemy trzywiązkowe. Ponadto w systemach, które nie określają prędkości pionowej, można skompensować jej wpływ na prędkość podróżną, a także w znacznym stopniu skompensować błędy niedokładnej stabilizacji systemu antenowego w pionie /względem płaszczyzny poziomej/.



Rys. 4.6. Rozmieszczenie czterech wiązek promieniowania

Na rys. 4.6 pokazano typowy schemat czterowiązkowego urządzenia pomiarowego. Wszystkie wiązki posiadają jednakowy kąt nachylenia β_0 względem płaszczyzny XOY i są rozmieszczone symetrycznie względem płaszczyzn XOZ, YOZ przechodzących przez

aparatus latający zgodnie z osią systemu antenowego i prostopadłe do niego.

Przy obróceniu systemu antenowego o kąt θ , kąty obrotu anten w płaszczyźnie XOY charakteryzują zależnościami:

$$\psi_1 = \theta + \Delta ;$$

$$\psi_2 = \pi + \theta - \Delta ;$$

$$\psi_3 = \pi + \theta + \Delta ;$$

$$\psi_4 = 2\pi + \theta - \Delta ;$$

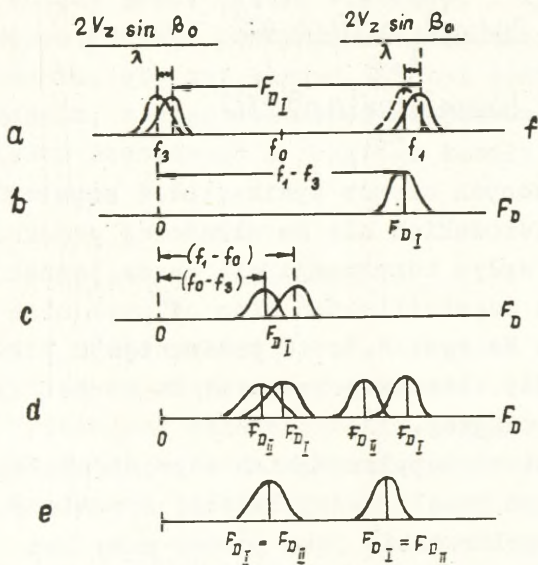
Na podstawie wzoru /4.2/ otrzymujemy następujące wzory do określenia częstotliwości w poszczególnych wiązkach:

$$f_1 = f_0 + \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\theta + \Delta - KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} \quad 4.3$$

$$f_2 = f_0 - \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\Delta - \theta + KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} \quad 4.4$$

$$f_3 = f_0 - \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\theta + \Delta - KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} \quad 4.5$$

$$f_4 = f_0 + \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\Delta - \theta + KZ)}{\lambda_0} + \frac{2V_z \sin \beta_0}{\lambda_0} \quad 4.6$$



Rys. 4.7. Określanie różnic częstotliwości dopplerowskich

W dopplerowskich urządzeniach pomiarowych o czterowiązkowym systemie antenowym nadawanie i odbiór odbywają się cyklicznie parami wiązek 1-3 i 4-2. Przy tym na wejście odbiornika podawana jest częstotliwość f_1 , różniąca się od częstotliwości nadajnika f_0 /rys. 4.7a/.

W urządzeniach dopplerowskich pracujących metodą impulsową wydzielane są różnice odbieranych częstotliwości /rys. 4.7b/, które charakteryzują wzory:

$$F_{D_I} = f_1 - f_3 = \frac{4W \cos \beta_0 \cos(\theta + \Delta - KZ)}{\lambda_0} \quad 4.7$$

$$F_{D_{II}} = f_4 - f_2 = \frac{4W \cos \beta_0 \cos(\Delta - \theta + KZ)}{\lambda_0} \quad 4.8$$

Z przytoczonych wzorów wynika, że w częstotliwościach dopplerowskich nie ma składowej prędkości pionowej. Jej wpływ kompensuje się przez jednakowe przesunięcie w częstotliwości widm od przednich i tylnych anten. Na rys. 4.7c to przesunięcie położone jest między widmami pokazanymi za pomocą linii kropkowanej i ciągłej.

W urządzeniach dopplerowskich o promieniowaniu ciągłym w każdym kanale wydzielane są średnie częstotliwości dopplerowskie jako połowa sumy bezwzględnej różnicy odbieranych częstotliwości w każdej wiązce i częstotliwości nadajnika /rys. 4.7c/.

$$F_{D_I} = \frac{(f_1 - f_0) + (f_0 - f_3)}{2} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\theta + \Delta - KZ)}{\lambda_0} \quad 4.9$$

$$F_{D_{II}} = \frac{(f_4 - f_0) + (f_0 - f_2)}{2} = \frac{2W \cos \beta_0 \cos(\Delta - \theta + KZ)}{\lambda_0} \quad 4.10$$

Kompensację wpływu prędkości pionowej osiąga się w ten sposób, że przesunięcie widm częstotliwości względem przednich i tylnych wiązek odbywa się w różne strony /rys. 4.7c/.

W czterowiązkowych systemach dopplerowskich z ruchomym systemem antenowym napięcie proporcjonalne do różnicy częstotliwości względem kanałów F_{D_I}

i $F_{D_{II}}$ /rys. 4.7d/ wykorzystywane jest do obracania anteny przez system śledzący. Przy tym oś systemu antenowego utrzymywana jest zawsze w takim położeniu, aby kąt obrotu Θ był równy kątowi znoszenia, a częstotliwości dopplerowskie mierzone względem pierwszego i drugiego kanału były sobie równe /rys. 4.7e/:

$$F_{D_I} = F_{D_{II}} = \frac{k W \cos \beta_0 \cos \Delta}{\lambda_0},$$

gdzie k równe jest 4 lub 2, zależnie od sposobu wydzielania częstotliwości dopplerowskich.

Wydzielane częstotliwości dopplerowskie względem obydwóch kanałów wykorzystywane są do określania prędkości podróży:

$$W = \frac{F_{D_I(II)} \cdot \lambda_0}{k \cos \beta_0 \cos \Delta} \quad 4.11$$

a kąt znoszenia KZ mierzy się jako kąt obrotu systemu antenowego:

$$KZ = \Theta \quad 4.12$$

W urządzeniach dopplerowskich o nieruchomym systemie antenowym oś systemu antenowego zazwyczaj pokrywa się z podłużną osią aparatu latającego, a częstotliwości dopplerowskie względem pierwszego i drugiego kanału są równe:

$$F_{D_I} = \frac{k W \cos \beta_0 \cos (\Delta - KZ)}{\lambda_0} \quad 4.13$$

$$F_{D_{II}} = \frac{kW \cos \beta_0 \cos(\Delta + KZ)}{\lambda_0} \quad 4.14$$

Dla obliczenia prędkości podróżnej i kąta znośzenia określa się sumy i różnice częstotliwości dopplerowskich względem kanałów:

$$F_{D_I} + F_{D_{II}} = \frac{k'W \cos \beta_0 \cos \Delta \cos KZ}{\lambda_0} \quad 4.15$$

$$F_{D_I} - F_{D_{II}} = \frac{k'W \cos \beta_0 \sin \Delta \sin KZ}{\lambda_0} \quad 4.16$$

gdzie k' równe jest 8 lub 4, zależnie od sposobu wydzielania częstotliwości dopplerowskich.

Wzory do określania prędkości podróżnej i kąta znośzenia są następujące:

$$\operatorname{tg} KZ = \frac{F_{D_I} - F_{D_{II}}}{F_{D_{II}} + F_{D_I}} \operatorname{ctg} \Delta ; \quad 4.17$$

$$W = \frac{(F_{D_I} + F_{D_{II}}) \lambda_0}{k' \cos \beta_0 \cos \Delta \cos KZ} \quad 4.18$$

W tym wypadku składowe prędkości względem osi pokładowego układu współrzędnych są równe:

$$W_{x'} = \frac{(F_{D_I} + F_{D_{II}}) \lambda_0}{k' \cos \beta_0 \cos \Delta} ; \quad W_{y'} = \frac{(F_{D_I} - F_{D_{II}}) \lambda_0}{k' \cos \beta_0 \cos \Delta}$$

4.4. Automatyzacja rozwiązywania zadań nawigacyjnych - nych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych

Niezbędnym warunkiem dokładnego wykonania lotu po określonej trasie jest znajomość kąta znoszenia i prędkości podróżnej. Ponadto kąt znoszenia i prędkość podróżna są podstawą do określania parametrów wiatru i zliczania współrzędnych położenia aparatu latającego.

Łączne wykorzystanie dopplerowskiego urządzenia pomiarowego i systemów kątowych /radiokompas/ umożliwia wykonanie aktywnego lotu do radiolatarni bezkierunkowej.

Dla określenia wiatru stosuje się znane sposoby oparte na rozwiązaniu nawigacyjnego trójkąta prędkości. Średni wiatr w określonym przedziale wysokości może być obliczony przy pomocy ciągłego pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróżnej podczas zwiększania wysokości lub zniżania.

Za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych można określić prędkość podróżną z dokładnością rzędu $\frac{\Delta W}{W} = 0,2 \pm 0,5\%$, a kąt znoszenia $\Delta \alpha = 0,2 \pm 0,2\%$. Uzyskanie takiej dokładności jest możliwe tylko przez automatyzację rozwiązania najważniejszego zadania nawigacyjnego - zliczania współrzędnych położenia aparatu latającego.

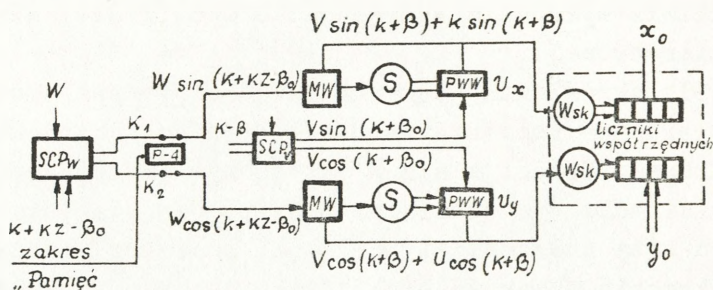
Rozpatrzmy metody automatyzacji zliczania współrzędnych. Zliczanie współrzędnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych zazwyczaj wykonywane jest w ortodromicznym układzie współrzęd-

nych przez rozwiązanie następującego układu równań:

$$x = x_0 + \int_0^t (V_x + U_x) dt$$

$$y = y_0 + \int_0^t (V_y + U_y) dt$$

gdzie: $W_x = (V_x + U_x)$, $W_y = (V_y + U_y)$ - rzuty prędkości podróżnej na osie współrzędnych.



Rys. 4.8. Zasada zliczania współrzędnych i zapamiętywania parametrów wiatru

Podczas pracy dopplerowskiego urządzenia pomiarowego są określone i zapamiętywane składowe wiatru U_x i U_y , które następnie stanowią podstawę do zliczania współrzędnych w wypadku, gdy urządzenie nie pracuje. Na rys. 4.8 przedstawiony jest schemat obrazujący zasadę zliczania współrzędnych i zapamiętywania wiatru. Z wyjściowego potencjometra układu obliczającą prędkość podróżną wartość prę-

kości podróżnej w postaci napięcia podawana jest na nieruchome uzwojenie sinus-cosinusoidalnego potencjometra SCP_w . Oś tego potencjometra ustawia się na kąt $/k + KZ - \beta_0/$ charakteryzujący kierunek ruchu aparatu latającego w ortodromicznym układzie współrzędnych. Składowe prędkości podróżnej

$W_x = W \sin(k + KZ - \beta_0)$; $W_y = W \cos(k + KZ - \beta_0)$ zdejmowane są z uzwojenia wirnika i podawane na wzmacniacze magnetyczne, gdzie są porównywane z sumami składowych prędkości, otrzymanymi z SCP_v , i wiatru, wypracowanego na potencjometrach określania wiatru PWW . System śledzący składający się z magnetycznego wzmacniacza $/MW/$ i silników $/D/$ wypracowuje takie wartości U_x i U_y , które są równocześnie równoznaczne zależnościom:

$$W_x = V_x + U_x ;$$

$$W_y = V_y + U_y$$

W ten sposób odbywa się obliczenie składowych wiatru. Otrzymane sumy $/V_x + u_x/$ i $/V_y + u_y/$ podawane są na całkujące silniki dla zliczania współrzędnych.

Przy przerwach w pracy dopplerowskiego urządzenia pomiarowego włącza się zakres pracy „Pamięć”. W tym wypadku na silniki wypracowania wiatru nie podaje się żadnego napięcia, a na potencjometrach PWW pozostają zapamiętane składowe wiatru.

Te składowe na zakresie pracy „Pamięć” są sumowane z bieżącymi wartościami składowych prędkości powietrznej otrzymywanych z sinus-cosinusoidalnego

potencjometra wiatru SCF_v i są wykorzystywane do zliczania współrzędnych.

Rozpatrzmy z kolei możliwości zastosowania dopplerowskich urządzeń pomiarowych do zliczania współrzędnych położenia aparatu latającego za pomocą elektronicznych maszyn cyfrowych /EMC/. Z przeprowadzonych poprzednio równań do określania prędkości podróźnej i jej składowych wynika, że między częstotliwością dopplerowską i prędkością podróźną /jej składowymi/ istnieje wprost proporcjonalna zależność:

$$W = K_w \cdot F_D,$$

gdzie: K_w - współczynnik zależny od stałych wielkości β_0, Δ, K .

Wyrażając drogę S_T , którą przebywa aparat latający w ciągu jednego okresu częstotliwości dopplerowskiej przez $T_D = \frac{1}{F_D}$, otrzymamy:

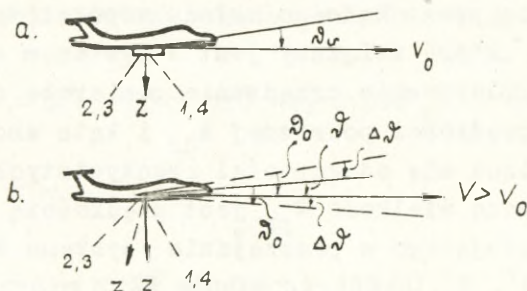
$$S_T = K_w \cdot F_D \cdot T_D = K_w$$

Wynika z tego, że droga, którą przebywa aparat latający w ciągu jednego okresu częstotliwości dopplerowskiej, jest wielkością stałą. Jeżeli sformujemy impulsy, częstotliwości których byłyby proporcjonalne do częstotliwości dopplerowskiej, to, biorąc za podstawę ilość impulsów, można łatwo określić przebytą odległość /zmianę współrzędnych/. W ten sposób dopplerowskie urządzenia pomiarowe mogą być bezpośrednio sprzężone z elektronicznymi maszynami cyfrowymi do zliczania współrzędnych.

4.5. Wpływ zmiennego profilu lotu i warunków lotu na określanie elementów nawigacyjnych

Obliczanie kąta znoszenia i prędkości podróży w dopplerowskich urządzeniach pomiarowych wykonuje się według wyprowadzonych poprzednio wzorów. Przy wyprowadzaniu wspomnianych wzorów zakładano, że systemy antenowe są stabilizowane względem płaszczyzny poziomej, w której położony jest wektor mierzonej prędkości podróży.

Do stabilizacji systemów antenowych może być wykorzystany żyropion. Ten sposób wymaga jednak wykorzystywania dość masywnych urządzeń pomocniczych. Większość dopplerowskich urządzeń pomiarowych ma sztywną stabilizację systemów antenowych, to znaczy systemy, że antenowe są montowane bezpośrednio na aparacie latającym, przy czym kąt nachylenia osi systemu antenowego w stosunku do podłużnej osi aparatu latającego jest stały i równy średniemu kątowi pochylenia toru lotu α/V_0 w locie poziomym z prędkością przelotową V_0 /rys. 4.9a/.



Rys. 4.9. Wpływ zmiennego profilu i warunków lotu na określanie elementów nawigacyjnych

x/ tangaż

Zmiana prędkości lotu, ciężaru aparatu latającego, a także zmiana wysokości lotu ze zmianą kąta pochylenia toru lotu /zmniejszanie lub zwiększanie wysokości/ powoduje naruszenie stabilizacji systemu antenowego, to znaczy jego odchylenie w stosunku do płaszczyzny poziomej o kąt $\Delta\vartheta$. Naruszenie wzdłużnej stabilizacji systemu antenowego może utrzymywać się przez dłuższy czas, co spowoduje występowanie błędów systematycznych w wartościach określanych elementów nawigacyjnych. W związku z tym, należy umieć oceniać występujące błędy i, w razie konieczności, uwzględniać je w pomiarach nawigacyjnych.

Przy zmianie kąta pochylenia toru lotu względem wielkości założonej ϑ_0 o kąt $\Delta\vartheta$ płaszczyzna systemu antenowego XOY dopplerowskiego urządzenia pomiarowego odchyli się od płaszczyzny poziomej o ten sam kąt /rys. 4.9b/. W tym wypadku mierzone częstotliwości dopplerowskie określane są wielkościami rzutów wektorów prędkości podróźnej i pionowej na osie prostokątnego układu współrzędnych X' , Y' , Z' , który związany jest z systemem antenowym, a dopplerowskie urządzenie pomiarowe oblicza wartości prędkości podróźnej W_{pr} i kąta znoszenia KZ_{pr} różniące się od wartości rzeczywistych.

Zmierzona wielkość W_{pr} jest prędkością ruchu aparatu latającego w płaszczyźnie systemu antenowego X' , O' , Y' , a kąt znoszenia KZ_{pr} mierzony jest w tej samej płaszczyźnie nachylonej od osi X' do kierunku prędkości W_{pr} . Składowe prędkości wzglę -

dem osi Z' kompensują się. Błędy pomiaru prędkości podróżnej mogą być znalezione jako różnice mierzonych i rzeczywistych wielkości.

$$\left. \begin{aligned} \Delta KZ &= KZ_{pr} - KZ \\ \Delta W &= W_{pr} - W \end{aligned} \right\} 4.20$$

Dla określenia KZ_{pr} i W_{pr} znajdziemy rzuty prędkości W i V_z na osie współrzędnych systemu antenowego. W tym celu składowe prędkości W i V_z względem osi współrzędnych xyz ,

$$W_x = W \cos KZ$$

$$W_y = W \sin KZ$$

$$W_z = V_z$$

przemnożymy przez odpowiednie wartości cosinusów dla układu X', OY'

	x	y	z
x'	$\cos \Delta \vartheta$	0	$\sin \Delta \vartheta$
y'	0	1	0
z'	$-\sin \Delta \vartheta$	0	$\cos \Delta \vartheta$

Układ równań w tym wypadku będzie następujący:

$$W_{x'} = W \cos KZ \cos \Delta \vartheta + V_z \sin \Delta \vartheta;$$

$$W_{y'} = W \sin KZ;$$

$$W_{z'} = -W \cos KZ \sin \Delta \vartheta + V_z \cos \Delta \vartheta$$

Mierzone przez dopplerowskie urządzenie pomiarowe wielkości KZ_{pr} i W_{pr} leżące w płaszczyźnie $X'OY'$ można wyrazić przez następujące zależności:

$$\operatorname{ctg} KZ_{pr} = \frac{W_x'}{W_y'} = \operatorname{ctg} KZ \left(\cos \Delta \vartheta + \frac{V_z \sin \Delta \vartheta}{W \cos KZ} \right) \quad 4.21$$

$$W_{pr} = \frac{W_x'}{\cos KZ} = \frac{W \cos KZ \cos \Delta \vartheta + V_z \sin \Delta \vartheta}{\cos KZ_{pr}} \quad 4.22$$

Dla oceny błędów pomiarów i uwzględnienia po-
prawek podczas lotu przedstawimy wspomniane już
błędy /4.20/ w postaci funkcji mierzonych wielko-
ści W_{pr} i KZ_{pr} . W tym celu wykonamy następujące
przekształcenie. Od lewej i prawej strony równania
/8.21/ odejmujemy $\operatorname{ctg} KZ$ i po zamianie różnicy co-
tangensów otrzymamy:

$$\frac{\sin(KZ - KZ_{pr})}{\sin KZ_{pr} \sin KZ} = \left(\cos \Delta \vartheta - 1 + \frac{V_z \sin \Delta \vartheta}{W \cos KZ} \right) \operatorname{ctg} KZ$$

Tę równość można zredukować, biorąc pod uwagę to,
że rzeczywiste wartości kąta znoszenia i podłuż-
nych odchyień nie przekraczają $10-15^\circ$. Wówczas za-
kładając, że $\sin(KZ - KZ_{pr}) \approx \frac{\Delta KZ}{57,3}$;

$$1 - \cos \Delta \vartheta = 2 \sin^2 \frac{\Delta \vartheta}{2} \approx \frac{(\Delta \vartheta^0)^2}{2(57,3)^2} ;$$

$$\sin \Delta \vartheta \approx \frac{\Delta \vartheta^0}{57,3} ;$$

$$\sin KZ \approx \sin KZ_{pr}$$

otrzymamy:

$$\Delta KZ^{\circ} = \frac{(\Delta \vartheta^{\circ})^2}{2 \cdot 57,3} \sin KZ_{pr} - \frac{V_z \Delta \vartheta^{\circ}}{W} \sin KZ_{pr} \quad 4.23$$

Przy zwiększaniu lub zmniejszaniu przez aparat latający wysokości lotu ze stałą prędkością, kąt pochylenia toru lotu ma znak prędkości pionowej i może być określony ze wzoru:

$$\frac{V_z}{V_{Lp}} \approx \frac{V_z}{W} \approx \sin \Delta \vartheta \approx \frac{\Delta \vartheta^{\circ}}{57,3}$$

Przy tym otrzymamy:

$$\Delta KZ^{\circ} = \frac{(\Delta \vartheta^{\circ})^2}{2 \cdot 57,3} \sin 2KZ_{pr} - \frac{(\Delta \vartheta^{\circ})^2}{57,3} \sin KZ_{pr} \quad 4.24$$

$$\Delta KZ^{\circ} = 0,008 (\Delta \vartheta^{\circ})^2 \sin 2KZ_{pr} - 0,018 (\Delta \vartheta^{\circ})^2 \sin KZ_{pr}$$

Z obliczeń wykonanych za pomocą wyprowadzonego wzoru wynika, że błędy w pomiarze kąta znoszenia są nieduże. Na przykład podczas zwiększania wysokości z kątem 10° i przy kącie znoszenia 15° , błąd określenia kąta znoszenia wynosi $0,06$.

Dla oceny dokładności określenia prędkości pod różnej wygodniej jest wziąć za podstawę względny błąd pomiaru.

$$\frac{\Delta W}{W_{pr}} = \frac{W_{pr} - W}{W_{pr}} = 1 - \frac{W}{W_{pr}}$$

Następnie, biorąc za podstawę równanie /4.22/, otrzymamy:

$$W = \frac{W_{pr} \cos KZ_{pr}}{\cos KZ \cos \Delta \vartheta} - \frac{V_z \sin \Delta \vartheta}{\cos KZ \cos \Delta \vartheta}$$

i uwzględniając przyjęte już założenia otrzymamy:

4.25

$$\frac{\Delta W}{W_{pr}} = \left(1 - \frac{1}{\cos \Delta \vartheta} \right) + \frac{V_z \operatorname{tg} \Delta \vartheta}{W_{pr} \cos KZ}$$

Pierwszy składnik błędu zależny jest tylko od $\Delta \vartheta$ i powstaje zawsze przy wzdłużnym nachyleniu systemu antenowego.

$$\left(\frac{\Delta W}{W_{pr}} \right)_{\Delta \vartheta} = \frac{\cos \Delta \vartheta - 1}{\cos \Delta \vartheta}$$

Wielkość tego błędu jest zawsze ujemna, to znaczy występowanie tego błędu niezależnie od jego znaku, powoduje zaniżanie wskazań dopplerowskiego urządzenia pomiarowego. Dla niedużych kątów pochylenia wzór /4.25/ można zredukować.

$$\left(\frac{\Delta W}{W_{pr}} \right)_{\Delta \vartheta} \approx \cos \Delta \vartheta - 1 = -2 \sin^2 \frac{\Delta \vartheta}{2} \approx - \frac{(\Delta \vartheta^{\circ})^2}{2 \cdot 57,3} ;$$

$$\left(\frac{\Delta W}{W_{pr}} \right)_{\Delta \vartheta} \% \approx -0,015 (\Delta \vartheta^{\circ})^2$$

Drugi składnik błędu /4.25/ zależny jest od prędkości pionowej aparatu latającego i występuje tylko przy wzdłużnych odchyleniach systemu antenowego / $\Delta\vartheta$ /:

$$\left(\frac{\Delta W}{W_{pr}}\right)_{\Delta\vartheta \neq 0} V_z = \frac{V_z \operatorname{tg} \Delta\vartheta}{W_{pr} \cos KZ} \approx \frac{V_z \Delta\vartheta^\circ}{57,3 W_{pr} \cos KZ} \approx \frac{V_z \Delta\vartheta^\circ}{57,3 \cdot W_{pr}}$$

Zgodnie z przyjętymi warunkami podczas wypro- wadzania wzorów zmniejszanie wysokości przez apa- rat latający związane jest ze zmniejszeniem kąta pochylenia toru lotu / $V_z > 0$ i $\Delta\vartheta > 0$ /, a zwiększa- nie wysokości - ze zwiększaniem kąta pochylenia to- ru lotu / $V_z < 0$ i $\Delta\vartheta < 0$ /. Zatem ten składnik błędu zawsze powoduje zawyżanie wskazań dopplerowskiego urządzenia pomiarowego ($\frac{\Delta W}{W_{pr}} > 0$). Przy niedużych wartościach zmiany kąta pochylenia można zakładać:

$$\frac{V_z}{W} \approx \frac{V_z}{V} = \frac{\Delta\vartheta^\circ}{57,3}$$

Wówczas zredukowany wzór do określania błędu zależnego od prędkości pionowej jest następujący:

$$\frac{\Delta W}{W_{pr}} V_z \Big|_{\Delta\vartheta \neq 0} \% = \frac{100 (\Delta\vartheta^\circ)^2}{57,3^2} = 0,03 (\Delta\vartheta^\circ)^2$$

Z porównania składowych błędów w określaniu prędkości podróżnej przez dopplerowskie urządzenie pomiarowe w locie nie poziomym wynika, że najwięk- szy wpływ ma składowa błędów zależna od prędkości pionowej.

Zatem błąd sumaryczny w locie nie poziomym za- wsze powoduje zawyżanie wskazań dopplerowskiego urządzenia pomiarowego.

Większość dopplerowskich urządzeń pomiarowych ma dodatkowy zakres pracy "Pamięć", na który przechodzi w wypadku występowania odchyień powodujących powstawanie błędów przekraczających wartości dopuszczalne. Na zakresie "Pamięć" kąt znoszenia i prędkość podróżna nie są mierzone, a podawane są ich ostateczne wartości.

Poprzeczne odchylenia nie wpływają w istotny sposób na wynik pomiarów, ponieważ są to przypadkowe okresowe wahania. Wpływ błędów wynikających z poprzecznych odchyień kompensuje się przez ośrednianie mierzonej prędkości podróżnej. Przy długotrwałych odchyleniach poprzecznych /zakręt/ urządzenie dopplerowskie przechodzi na zakres "Pamięć".

5. PRZYKŁADY NIEKTÓRYCH ROZWIĄZAŃ SYSTEMÓW KOMPLEKSOWYCH

W tym rozdziale rozpatrzone zostaną przykłady niektórych rozwiązań systemów kompleksowych, podstawą pracy których jest metoda nawigacji oparta na zliczaniu drogi. Do tych systemów zalicza się: bezwładnościowo-dopplerowskie, powietrzno-dopplerowskie, w skład których może wchodzić system kursowy typu bezwładnościowego i inne. Na bazie wspomnianych systemów budowane są różne nawigacyjne automaty do zliczania drogi, które z kolei wykorzystywane są do stworzenia w pełni kompleksowych systemów nawigacji z pełną automatyzacją procesów pomiarowo-nawigacyjnych, wzajemną korekcją błędów i automatyzacją sterowania aparatem latającym.

Najbardziej współczesne są systemy kompleksowe bezwładnościowo-dopplerowskie określające z dużą dokładnością prędkość, bieżące współrzędne położenia, kąty przechylenia, pochylenia i kurs. Ponadto, biorąc pod uwagę ich absolutną odporność na zakłócenia, skrytość i autonomiczność pracy, są one szczególnie przydatne do nawigowania wojskowych aparatów latających.

5.1. Powietrzno-dopplerowskie systemy zliczania drogi

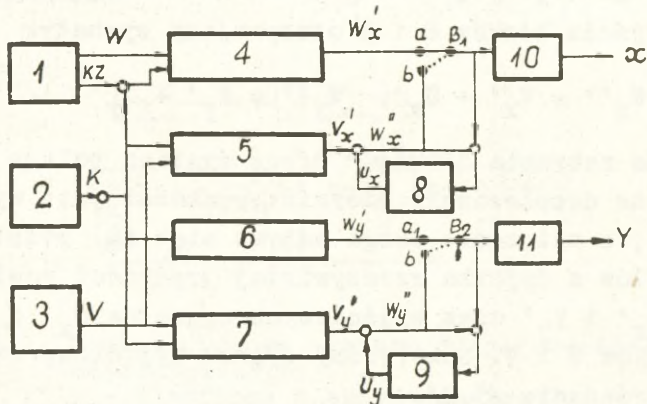
Systemy powietrznego zliczania drogi pracują w sposób ciągły. Posiadają one jednak pewną zasadniczą wadę: zliczanie drogi odbywa się mianowicie

względem ośrodka powietrznego i nie uwzględnia się przejściowych zmian prędkości wiatru. Systemy dopplerowskie zliczania drogi uwzględniają prędkość wiatru. Z wielu jednak względów celowe jest, aby ich praca była skryta. W pewnych warunkach praca systemów dopplerowskich demaskuje lot samolotu i związana jest ze znacznym zmniejszeniem dokładności pomiarów /na przykład: lot nad gładką powierzchnią wodną, naturalne lub sztucznie organizowane zakłócenia/. Kompleksowanie tych dwóch systemów pozwala na zachowanie ich cech dodatnich /pełna autonomia, ciągłość pracy i zliczania drogi względem powierzchni Ziemi/ i usunięcie wad.

W szczególności w połączonym systemie dopplerowskim miernik prędkości może pracować dyskretnie^{x/}, wyłączając się na pewien okres czasu w warunkach nie sprzyjających. Zliczanie drogi w tym okresie odbywa się na podstawie zmierzonej prędkości powietrznej i prędkości wiatru "zapamiętanych" przez odpowiednie urządzenia.

Schemat strukturalny systemu powietrzno-dopplerowskiego pokazany jest na rys. 5.1. Informacja wyjściowa w systemie otrzymywana jest od dopplerowskiego miernika prędkości 1 /moduł zmierzonej prędkości podróżnej W i zmierzony kąt znoszenia KZ /, dajnika kursu 2 /kurs K / i dajnika rzeczywistej prędkości powietrznej 3 /prędkość V /. Na wyjściu pośrednich bloków liczących otrzymywane są składowe prędkości podróżnej W_x i W_y i prędkości powietrznej V_x i V_y odpowiednio zgodnie z kierunkami $x/$ Dyskretnie - Skokowo, nie ciągle.

osi O_x i O_y umownego układu współrzędnych. Przełączniki B_1 i B_2 służą do przełączania systemu z podstawowego zakresu zliczania drogi /położenie przełącznika a/ na zakres "Pamięć" /położenie przełącznika b/.



Rys. 5.1. Schemat ideowy systemu powietrzno-dopplerowskiego

Na podstawowym zakresie pracy realizowane są dwie funkcje: 1/ zliczanie drogi według sygnałów dopplerowskiego miernika prędkości; 2/ zapamiętywanie parametrów wiatru w blokach 8 i 9.

Zliczanie drogi odbywa się przez całkowanie względem czasu składowych prędkości W_x' i W_y' . Na wyjściu bloków całkujących /integratorów/ 10 i 11 otrzymywane są zmierzone współrzędne pozycji aparatu latającego.

$$X = \int_0^t W_x, dt \qquad Y = \int_0^t W_y, dt \qquad 5.1$$

Proces zapamiętywania parametrów wiatru polega na tym, że na wejście bloków 8 i 9 podawane są sygnały V_x' , V_y' , W_x' i W_y' .

Na wyjściu bloków 8 i 9 otrzymujemy sygnały:

$$W_x'' = V_x' + U_x'; \quad W_y'' = V_y' + U_y' \qquad /5.2/$$

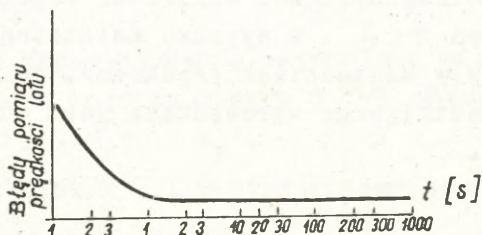
Na zakresie "Pamięć" praca systemu polega na tym, że dopplerowski miernik prędkości jest wyłączony, a zliczanie drogi odbywa się na podstawie sygnałów z dajnika rzeczywistej prędkości powietrznej V_x' i V_y' oraz wyjściowych sygnałów U_x' i U_y' z bloków 8 i 9. Sumaryczny sygnał wyjściowy określają równania /5.2/.

Błędy zliczania drogi w tym systemie są następujące:

- na pierwszym zakresie - 1,75% S;
- na drugim zakresie - 1,75 - 3% S.

5.2. Dopplerowsko-bezwładnościowy system zliczania drogi

W rozpatrywanym systemie kompleksowym/rys.5.2/ rezultat pomiaru prędkości podróźnej W_D za pomocą dopplerowskiego miernika prędkości 5 porównywany jest przez urządzenie do porównywania 6 z wartością prędkości W_B , określanej za pomocą miernika bezwładnościowego. Bezwładnościowa część systemu



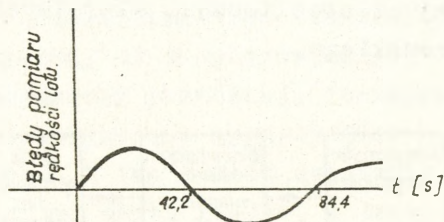
Rys. 5.3. Błędy dopplerowskiego miernika prędkości

Na rys. 5.3 podany jest wykres błędów dopplerowskiego miernika prędkości w funkcji czasu dla aparatu latającego, wykonującego lot ze stałą prędkością podrózną. Z wykresu wynika, że dla wykonania dokładnego pomiaru częstotliwości dopplerowskiej proporcjonalnej do prędkości lotu aparatu latającego, wystarczy na określenie średniej wartości błędu tylko kilka sekund.

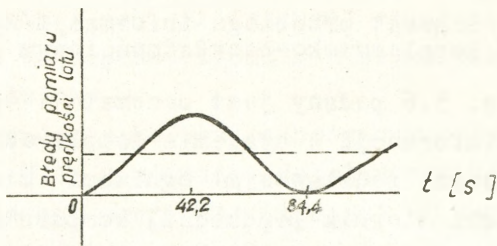
W mierniku bezwładnościowym dokładność pomiarowa kształtuje się nieco inaczej. Maksymalną dokładność pomiaru otrzymujemy mianowicie od razu po rozpoczęciu pomiarów, a następnie ta dokładność, w miarę upływu czasu, maleje w rezultacie sumowania się błędów w stabilizacji poziomej z okresem Schulera^{x/}. Wskutek powstawania błędów w stabilizacji poziomej niedokładne jest również określanie prędkości podróźnej. Wpływ cząstkowych błędów, któ-

x/ Patrz rozdział 3.2.1, str. 19.

re powstają podczas pracy akcelerometra i żyroskopu na dokładność określania prędkości podróźnej w funkcji czasu, pokazany jest na rys. 5.4 i 5.5. Punkt $t = 0$ na wykresach odpowiada momentowi rozpoczęcia pracy przez miernik.



Rys. 5.4. Błędy w określaniu prędkości podróźnej przez bezwładnościowy miernik prędkości zależne od błędów akcelerometru

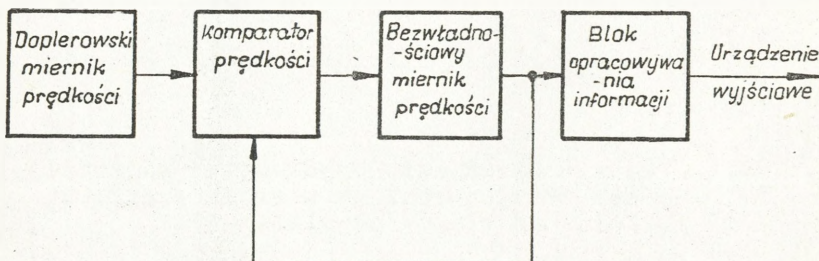


Rys. 5.5. Błędy w określaniu prędkości podróźnej przez bezwładnościowy miernik prędkości zależne od procesji żyroskopu

Ponieważ dokładność określania prędkości podróźnej przez dopplerowski miernik prędkości dla okresów większych od kilku sekund jest stała /to znaczy nie jest zależna od czasu/, to otrzymaną

różnicę sygnałów można wykorzystać do korygowania wartości prędkości podróżnej na wyjściu miernika bezwładnościowego.

W ten sposób uzyskujemy możliwość zdejmowania bezpośrednio z integratora przyspieszeń miernika bezwładnościowego chwilowych dostatecznie dokładnych wartości prędkości podróżnej, nie posiadających drgań o dużej częstotliwości, właściwych dla miernika dopplerowskiego.



Rys. 5.6. Schemat przebiegu informacji w systemie dopplerowsko-bezwładnościowym

Na rys. 5.6 podany jest schemat pokazujący przebieg informacji w systemie dopplerowsko-bezwładnościowym, podstawowymi ogniwami którego są: dopplerowski miernik prędkości, komparator^{1/} dopplerowsko-bezwładnościowy prędkości, miernik bezwładnościowy i urządzenie zobrazowania i odczytu informacji. W komparatorze dokonywane jest porównywanie prędkości podróżnej, zmierzonej oddzielnie

1/ Komparator - urządzenie pomiarowe, w którym pomiar realizowany jest metodą porównania wielkości mierzonej z inną wielkością przyjętą za wzorcową.

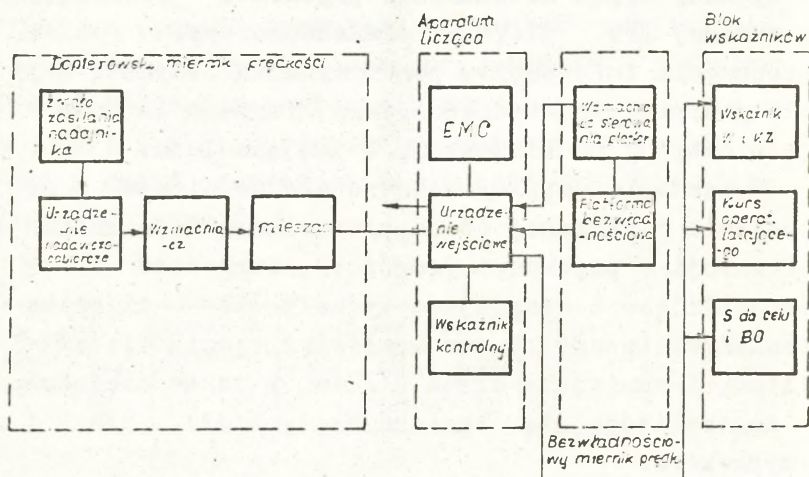
przez miernik dopplerowski i bezwładnościowy. Komparator, za pomocą sprzężenia zwrotnego, przekazuje sygnały błędów na wskaźnik prędkości podróżnej zmierzonej przez miernik bezwładnościowy. Blok opracowania informacji, po otrzymaniu danych z wyjścia miernika bezwładnościowego, formuje informację niezbędną do kierowania lotem samolotu.

W systemie dopplerowsko-bezwładnościowym, na podstawie otrzymanej od dopplerowskiego miernika informacji o prędkości podróżnej, formowane są usprawniające i korygujące sygnały dla miernika bezwładnościowego. W ten sposób usprawnia się amplitudę i zmniejsza okres błędów, a także częściowo neutralizuje się zarówno błędy stałe, jak i przypadkowe.

Ogólnie rzecz biorąc, system bezwładnościowo-dopplerowski pracuje jako filtr małej częstotliwości w odniesieniu do błędów powstających w mierniku dopplerowskim i jako filtr dużej częstotliwości w odniesieniu do błędów, źródłem których jest miernik bezwładnościowy.

System dopplerowsko-bezwładnościowy może składać się /rys. 5.7/ z miernika dopplerowskiego i bezwładnościowego, aparatury liczącej i aparatury zobrazowania i odczytu danych.

Miernik dopplerowski ma cztery podstawowe agregaty: radiolokacyjne urządzenia nadawczo-odbiorcze, źródło zasilania, wzmacniacz i mieszacz częstotliwości. W skład urządzenia nadawczo-odbiorczego wchodzi: generator klistronowy o dużej mocy, antena



Rys. 5.7. Rozwinięty schemat blokowy systemu dopplerowsko-bezwładnościowego

nadawcza i odbiorcza oraz detektory krystaliczne. Na wyjściu urządzenia nadawczo-odbiorczego otrzymywana jest częstotliwość dopplerowska. Wzmacniacz zwiększa amplitudę otrzymanego sygnału i podaje go na wejście mieszacza. Tutaj sygnał jest przekształcany w serię impulsów jednostkowych, liczba których jest proporcjonalna do dopplerowskiego przesunięcia częstotliwości.

Miernik bezwładnościowy składa się z dwóch węzłów: platformy bezwładnościowej i wzmacniacza sterowania platformą. Na wyjściach platformy bezwładnościowej otrzymujemy sygnały modelujące poprzecz-

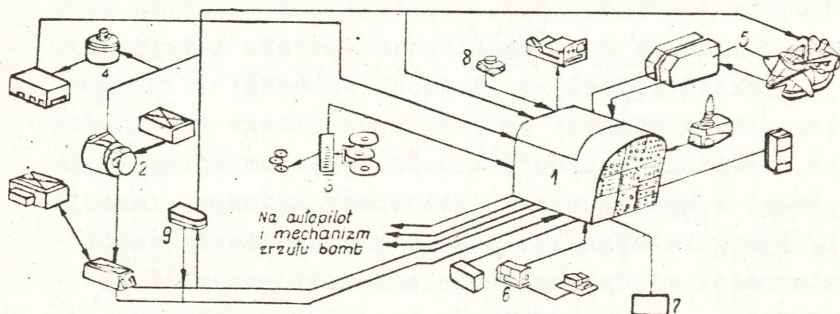
ne i wzdluzne przechyly oraz polaczenie aparatu latajacego w plaszczyznie azymutalnej, a takze serie impulsow jednostkowych, czestotliwosc ktorzych jest proporcjonalna do przyspieszen aparatu latajacego.

W sklad aparatury liczacej wchodzi: nieduza elektronowa maszyna cyfrowa specjalnego przeznaczenia, wskaznik kontroli i urzadzenie wejsciuwo-wyjsciowe. W urzadzeniu wejsciuwo-wyjsciowym formuje sie wymagane sygnaly, ustala sie konieczne wspolzaleznosci miedzy wielkosciami analogowymi i cyfrowymi oraz uwzglednia sie wspolczynniki podzialek. EMC oblicza prędkosc podróżną, porównuje prędkości zmierzone przez mierniki dopplerowski i bezwładnościowy oraz określa niezbędne sygnaly błędów podawane do obwodów sprzężenia zwrotnego.

Urządzenie do zobrazowania i odczytu danych służy do podawania informacji o prędkości podróżnej, kącie znoszenia, kursie, odległości do punktu przeznaczenia oraz wielkości i znaku odchylenia bocznego od ustalonej trasy lotu.

5.3. Kompleksowe systemy nawigacyjne z centralnym urządzeniem liczącym

Tego rodzaju systemy dają możliwość najbardziej pełnego przetwarzania informacji nawigacyjnej otrzymywanej od różnych technicznych urządzeń na aparacie latającym. W charakterze centralnych urządzeń liczących stosowane są analogowe elektromechaniczne maszyny liczące i elektroniczne maszyny cyfrowe.



Rys. 5.8. Schemat przykładowy kompleksowego systemu nawigacyjnego z centralnym urządzeniem liczącym

Rozpatrzmy jeden z przykładów rozwiązań kompleksowego systemu nawigacyjnego /rys. 5.8/. Podstawowym elementem omawianego systemu jest centralne nawigacyjne urządzenie liczące 1 /CNUL/, do którego podawane są następujące sygnały:

- od systemu bezwładnościowego 2 - chwilowe wartości prędkości podróźnej, współrzędnych pozycji samolotu, kursu i kątów przechylenia i pochylenia;
- od miernika dopplerowskiego 3 - wartości prędkości podróźnej i kąta znoszenia;
- od astroorientatora 4 - współrzędne pozycji samolotu i dokładny kurs;
- od celownika radiolokacyjnego 5 - dane o pozycji samolotu względem obiektów;

- od radiowysokościomierza 6 - wysokość rzeczywi -
sta;
- od systemu parametrów aerometrycznych 7 - rzeczy -
wistą prędkość powietrzną i barometryczną wyso -
kość lotu;
- od systemu kursowego 8 i centralnego żyropionu 09
- kurs : względem ustalonego układu współrzędnych
/rzeczywisty, oraz kąty przechylenia i pochyle -
nia/.

Rozpatrywany system kompleksowy składa się z sześciu stałych, funkcjonalnie powiązanych podsystemów i wymiennego podsystemu /bombardierski/ustawionego zależnie od przeznaczenia samolotu /samolot bombowy, rozpoznawczy/.

Podsystemy realizują następujące funkcje:

- podsystem centralnego żyropionu daje orientację samolotu w przestrzeni;
- podsystem nawigacyjny wypracowuje w określonym układzie współrzędnych bieżące wartości pozycji samolotu;
- podsystem kursowy określa kurs rzeczywisty samolotu oraz oblicza katowe współzależności między wartościami kursu w różnych układach współrzędnych;
- podsystem zobrazowania posiada organy regulacji i wskaźniki parametrów określonych przez podsystem nawigacyjny;
- podsystem obserwacji udokładnia obliczoną pozycję samolotu;
- podsystem wykrywania i poprawiania błędów pomaga

- w określaniu niewłaściwej pracy poszczególnych agregatów podsystemu nawigacyjnego i przejście od błędnego do prawidłowego sposobu pomiaru;
- wymienny system bombardierski oblicza zwłokę i czas spadania bomby, punkt wybuchu i prędkość pionową jej spadania.

Na samolocie może znajdować się automatyczne urządzenie zapisujące, które podczas lotu okresowo zapisuje takie elementy nawigacyjne, jak: czas, pozycję samolotu, kurs, prędkość powietrzną, podróżną i inne.

X

X

X

Z rozpatrzonych w niniejszym opracowaniu problemów wynika wniosek, że budowa współczesnych kompleksowych systemów nawigacyjnych jest trudnym zadaniem technicznym, związanym z potrzebą uwzględnienia różnych fizycznych praw mechaniki, astronomii, mechaniki przestrzennej, a zwłaszcza teorii żyroskopów, radiotechniki, mechaniki kwantowej itp.

Ponadto nawigowanie i kierowanie lotem są typowymi zadaniami rozwiązywanymi przez cybernetykę. W skrypcie wiele zagadnień, ze względu na ich złożoność, przedstawiono w bardzo uproszczonej postaci, biorąc pod uwagę cel niniejszego opracowania.

LITERATURA

1. POLAK W.I.: Samoliotnyje nawigacjonnyje sistie-my /sbornik materiałow/. Wojennoje izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1973.
2. RACZKOWSKIJ N.G.: Radiotechniczeskije i komplek-snyje sistie-my nawigacji i ich primienienije. Moskwa 1969.
3. PIADIUNOW N.G.: Kompleksnyje nawigacjonnyje ustrojstwa. Kijew 1961.
4. BABICZ W.A., BODNER M.S.: Awiacjonnyje pribory i nawigacjonnyje sistie-my. Moskwa 1969.
5. DIEWISOW W.G.: Nawigacjonnoje oborudnowanije lietatiejnych aparatow. Oborongiz 1963.
6. LIEJZERACH A.A.: Sbornik zadacz po samoliotowoż-dieniju. Moskwa "Transport" 1973.
7. WASILININ W.N.: Awtomatizirowannoje woźdzenije tiażołych samoliotow. Moskwa 1973.
8. Zhrubieźnaja radioelektronika nr 3, 1974. Optimalnaja obrabotka informacji w kompleksnych nawigacjonnych sistiemach samoliotow i wierto - liotów.
9. Uczebnik mechanika WWS. Moskwa 1971.
10. G.F. Mołokanow: Osnowy nawigacji. Moskwa 1968.
11. Samoliotnyje nawigacjonnyje sistie-my, Wojenizdat, Moskwa 1973.

12. M.A. KIRST. Nawigacjonnaja kibernetika poliota. Wojezizdat, Moskwa 1971.
13. W.T. BORODIN, G.J. RYLSKIJ: Uprawlenije poliotom samoliotow i wiertoliotow. Maszinostrojenije. Moskwa 1972.

SPIS TRESCI

	<u>Str.</u>
1. WSTEP	3
2. KLASYFIKACJA KOMPLEKSOWYCH SYSTEMÓW NAWIGACYJNYCH	6
3. NAWIGACYJNY SYSTEM BEZWŁADNOŚCIOWY	10
3.1. Zasada pracy systemu bezwładnościowego ..	12
3.2. Klasyfikacja bezwładnościowych systemów nawigacyjnych	17
3.2.1. Przegubowe bezwładnościowe systemy nawigacyjne	18
3.2.2. Bezprzegubowe bezwładnościowe systemy nawigacyjne	28
3.3. Zasadnicze elementy bezwładnościowego systemu nawigacyjnego	29
3.3.1. Akcelerometry	31
3.3.2. Urządzenia całkujące	32
3.3.3. Żyroskopy	33
3.3.4. Platformy	33
3.3.5. Urządzenia liczące	33
3.3.6. Urządzenia korygujące	34
3.4. Programowanie początku pracy systemu bezwładnościowego	34
3.5. Korygowanie pracy systemów bezwładnościowych	35
4. ZASTOSOWANIE SYSTEMÓW RADIOLOKACYJNYCH WYKORZYSTUJĄCYCH EFEKT DOPPLERA	37
4.1. Zasada pomiaru parametrów nawigacyjnych .	37

4.2. Określanie elementów nawigacyjnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych o trzech wiązkach promieniowania	43
4.3. Określanie elementów nawigacyjnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych o czterech wiązkach promieniowania	52
4.4. Automatyzacja rozwiązywania zadań nawigacyjnych za pomocą dopplerowskich urządzeń pomiarowych	59
4.5. Wpływ zmiennego profilu i warunków lotu na określanie elementów nawigacyjnych ...	63
5. PRZYKŁADY NIEKTÓRYCH ROZWIĄZAŃ SYSTEMÓW KOMPLEKSOWYCH	71
5.1. Powietrzno-dopplerowskie systemy zliczania drogi	71
5.2. Dopplerowsko-bezwładnościowy system zliczania drogi	74
5.3. Kompleksowe systemy nawigacyjne z centralnym urządzeniem liczącym	81
LITERATURA	85

Wykonano w 105 egz.

Egz.nr 1-100 B.Gł.OZO

Egz.nr 101-105 autor

Wyk.płk Dworak

Druk. JD, dn. 15.9.76r

Nr 429/1022/WW

Kor. H.W.

Druk ASG-OXV-7232

Zam. 1789

