

**ĆWICZENIE LABORATORYJNE**  
**BADANIE UKŁADU SZTUCZNEGO HORYZONTU**

1. Wiadomości teoretyczne

**Pion giroskopowy – sztuczny horyzont**

**Informacja o usytuowaniu samolotu (położeniu kątowym) względem płaszczyzny horyzontu ziemskiego jest podstawowym i niezbędnym warunkiem prawidłowego sterowania samolotem względem jego środka masy – czyli pilotowania.**

Jak wykazuje doświadczenie, pilot w locie bez widoczności Ziemi (w chmurach, w nocy, z zawiązanymi oczami), nie korzystający z technicznych środków zobrazowania położenia przestrzennego samolotu traci bardzo szybko orientację przestrzenną. W takiej sytuacji, w dziewięciu na dziesięć przypadkach, nawet doświadczeni piloci wprowadzają samolot w korkociąg, co nieuchronnie prowadzi do katastrofy.

Z drugiej strony wymogi współczesnego lotnictwa dopuszczają, a w przypadku lotnictwa wojskowego wręcz narzucają loty w chmurach oraz w nocy – czyli bez widoczności Ziemi.

Takie loty stały się możliwe dzięki zastosowaniu pokładowych urządzeń orientacji przestrzennej czyli tzw. pionów giroskopowych w postaci **sztucznych horyzontów**.

Urządzenia te służą do określania na pokładzie samolotu, w każdych warunkach lotu, kierunku pionu rzeczywistego, tzn. kierunku linii przechodzącej przez środek ciężkości SP i środek Ziemi. W przybliżeniu kierunek ten wytycza wektor siły ciężkości.

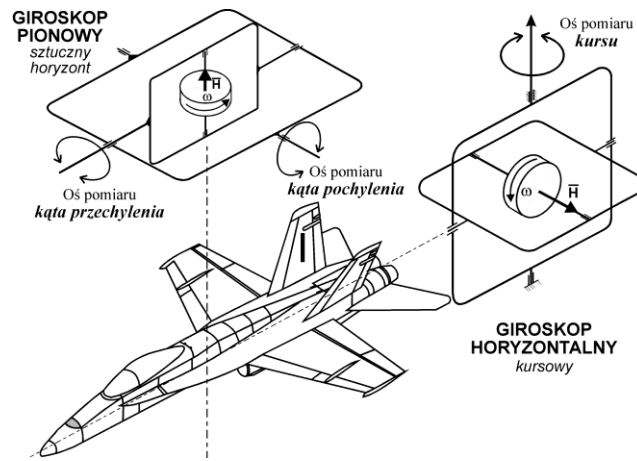
Względem niego określać można kąty przestrzennego położenia samolotu: kąt pochylenia i kąt przechylenia.

**Kątem pochylenia  $\vartheta$  samolotu nazywa się kąt mierzony w płaszczyźnie pionowej zawarty między podłużną osią SP a płaszczyzną horyzontu. Z uwzględnieniem prostopadłości pionu i płaszczyzny horyzontalnej, ten sam kąt można mierzyć w płaszczyźnie pionowej między pionem rzeczywistym a osią pionową samolotu.**

**Kątem przechylenia  $\gamma$  samolotu nazywa się kąt zawarty między poprzeczną osią samolotu a płaszczyzną horyzontu. Można go również wyznaczać względem płaszczyzny pionowej przechodzącej przez oś podłużną SP a osią normalną SP, mierzony w ogólnym przypadku w płaszczyźnie pochylonej. Wektor  $\vec{\gamma}$  leży na osi podłużnej SP.**

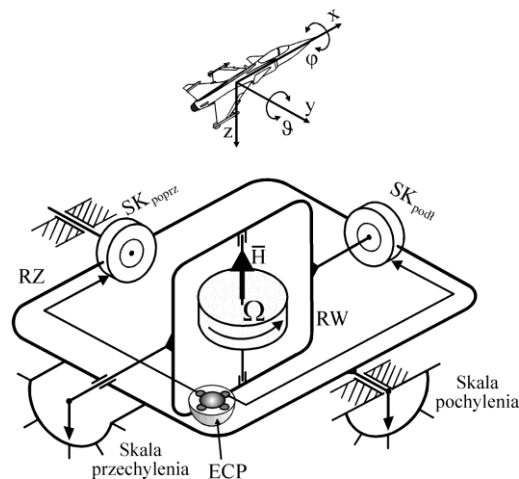
**Zasada działania pionu giroskopowego**

Kąty te, a także kąt odchylenia samolotu od zadanego kierunku lotu można określać autonomicznie na pokładzie samolotu z wykorzystaniem giroskopów o trzech stopniach swobody zamontowanych na samolocie jak pokazano na rysunku.



Giroskop do pomiaru kątów pochylenia i przechylenia ma oś główną zorientowaną  **pionowo** a giroskop do pomiaru kąta odchylenia – **poziomo**. W obu przypadkach działanie przyrządów opiera się na podstawowej właściwości giroskopu tzn. zdolności do utrzymywania w niezmiennym położeniu osi głównej, niezależnie od ruchów obudowy i SP. Kierunki wyznaczone przez osie główne obu giroskopów stanowią bazę pomiarową (układ odniesienia) względem, których mierzy się żądane kąty. Kąty te mierzyć można jako względne katowe przemieszczenia obudowy i zewnętrznych ramek zawieszenia przegubowego względem elementów zawieszenia stabilizowanych (unieruchomionych) wirnikiem giroskopu.

Zasadę pomiaru kątów pochylenia i przechylenia pokazuje kolejny rysunek:



Rysunek przedstawia najprostszy sposób pomiaru i wizualizacji katowego położenia SP względem płaszczyzny horyzontu. Oś ramki wewnętrznej jest równoległa do osi podłużnej SP a oś ramki zewnętrznej – do osi poprzecznej SP. Do osi ramy wewnętrznej giroskopu sztywno zamocowano wskazówkę C<sub>γ</sub>, a do ramki zewnętrznej – skalę kąta przechylenia. Przechylenie SP powoduje takie samo przechylenie RZ i względne katowe przemieszczenie skali kąta przechylenia względem nieruchomej wskazówki C<sub>γ</sub>, które odczytuje się jako kąt przechylenia SP.

W celu zmierzenia kąta pochylenia, wskazówkę C<sub>ν</sub> umocowano do osi ramki zewnętrznej, a skalę kąta pochylenia do obudowy przyrządu. Względne przemieszczenie skali kąta pochylenia wraz ze SP względem nieruchomej wskazówki C<sub>ν</sub> obrazuje kąt pochylenia SP.

Tego typu najprostszy sposób wizualizacji był podstawą działania takich sztucznych horyzontów jak AGB czy AGK.

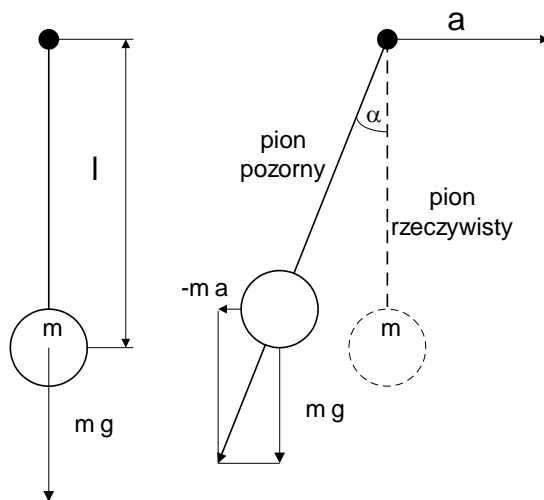
Nowsze rozwiązania konstrukcyjne sztucznych horyzontów, zachowując tę samą ideę pomiaru zostały wyposażone w miejsce skal i wskazówek w różnego rodzaju przetworniki kąta (np. selsyny), które pozwalają uzyskiwać sygnały elektryczne proporcjonalne do zmierzonych kątów, niezbędne jako sygnały wejściowe w innych systemach i układach pokładowych, takich jak np. systemy automatycznego sterowania,

systemy i układy celownicze, układy automatycznej stabilizacji kąтового położenia SP lub układy automatycznego wyprowadzania SP z dowolnego położenia po utracie orientacji przestrzennej przez pilota.

Praktyka wykazała, że astatyczny giroskop o trzech stopniach swobody, wskutek dryfu pozornego osi głównej (wywołanego obrotem Ziemi oraz ruchem SP względem Ziemi) oraz ujęcia własnego (wywołanego tarcieniem i niewyważeniem) **nie może w dłuższym czasie stanowić wiarygodnego układu odniesienia. W czasie lotu oś główna takiego giroskopu odchyła się od kierunku pionu rzeczywistego** co prowadzi nieuchronnie do błędnego określania kątów pochylenia i przechylenia.

**Koniecznością stało się więc korygowanie pionowego położenia osi głównej giroskopu, tzn. jej ciągle sprowadzanie dożądanego położenia za pomocą specjalnych układów nadążnych. Źródłem sygnałów sterujących jest w tym przypadku tzw. cieczowe (elektrolityczne) wahadło zamocowane w dolnej części węzła giroskopowego (ramki wewnętrznej), reagujące nawet na niewielkie odchylenie się osi głównej giroskopu od pionu rzeczywistego.**

Jak wiadomo, wahadło którego punkt zawieszenia pozostaje nieruchomy lub porusza się ruchem prostoliniowym, jednostajnym (tzn. kiedy nie działają na niego żadne siły bezwładności) ustawia się zgodnie z kierunkiem wektora siły ciężkości – pionu rzeczywistego. W innych przypadkach, ramię wahadła ustawia się wzdłuż linii wypadkowego wektora sił działających na wahadło z uwzględnieniem siły ciężkości i sił bezwładności. Oznacza to, że wahadło umieszczone na pokładzie samolotu może stanowić układ odniesienia do pomiaru kątów pochylenia i przechylenia tylko w locie horyzontalnym, prostoliniowym bez przyspieszeń. W przypadku ruchu samolotu z przyspieszeniem liniowym **a** (lub w zakręcie – gdy pojawiają się odśrodkowe siły bezwładności) na masę wahadła **m** działają przyspieszenie **g** i **a**. Wahadło takie wychyla się o kąt **α**, aż do zrównania momentów sił w stronę przeciwną do kierunku działania przyspieszenia **a** i pokazuje tzw. **pion pozorny**, odchylony od rzeczywistego właśnie o kąt **α**.



Piony: rzeczywisty i pozorny wyznaczone przez wahadło.

$$m \cdot g \cdot l \cdot \sin \alpha - m \cdot a \cdot l \cdot \cos \alpha = 0$$

$$\alpha = \arctan a/g$$

W zakręcie wartość odchylenia ramienia wahadła od pionu rzeczywistego zależy od prędkości liniowej **V** statku powietrznego i od promienia **r** zakrętu.

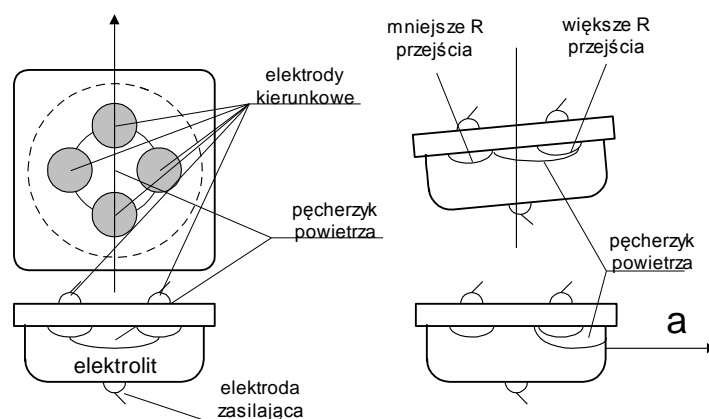
Z rozważań tych wynika wniosek, że wahadło w opisanej postaci **nie może na pokładzie samolotu służyć jako autonomiczny układ odniesienia do pomiaru kątów pochylenia i przechylenia.**

Może natomiast, jak to zostało już wcześniej stwierdzone, w **locie horyzontalnym, prostoliniowym, jednostajnym**, być źródłem sygnałów korekcyjnych przywracających pionowe położenie osi głównej girsokopu.

Przeprowadzone rozważania możemy podsumować definicją sztucznego horyzontu lotniczego:

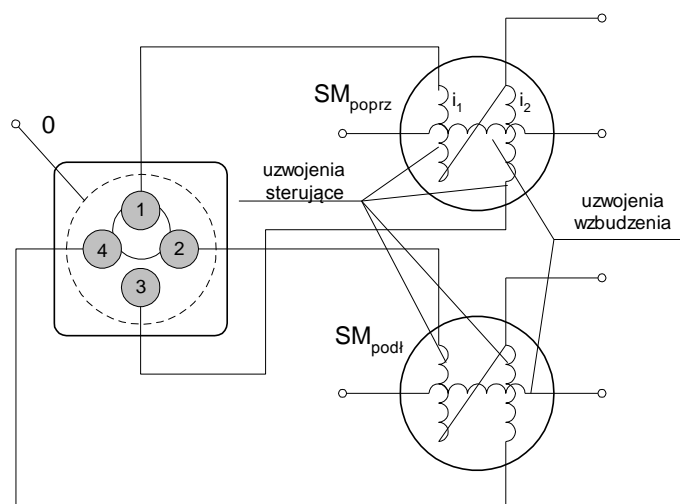
**Sztuczny horyzontem (pionem giroskopowym) nazywa się pokładowy przyrząd służący do pomiaru i wizualizacji kątów pochylenia i przechylenia, łączący właściwości giroskopu astatycznego o trzech stopniach swobody o pionowej osi głównej z systemem korekcji wahadłowej położenia osi głównej giroskopu na bazie wahadła fizycznego w postaci elektrolitycznego czujnika pionu, jako źródła sygnałów korekcyjnych.**

W konstrukcji lotniczych sztucznych horyzontów jako wahadło stosuje tzw. elektrolityczny czujnik pionu.



Elektrolityczny czujnik pionu

Zbudowany jest on z kapsuły, której wewnątrz wypełnia ciężka ciecz przewodząca (o właściwościach elektrolitycznych). W górnej, płaskiej części kapsuły zbudowanej z materiału nieprzewodzącego rozmieszczonych są symetrycznie cztery elektrody. W normalnym pionowym położeniu czujnika, gdy nie działają na ciecz siły bezwładności (spoczynek lub ruch jednostajny) elektrolit zajmuje najniższe położenie w kapsule i wówczas celowo pozostawiony pęcherzyk powietrza równomiernie obejmuje wszystkie górne elektrody zapewniając jednakowe rezystancje przejścia między nimi i piątą - dolną elektrodą zasilającą czujnik. Gdy czujnik odchyli się od położenia pionowego górna powierzchnia cieczy zachowując poziome (horyzontalne) położenie pokrywa całkowicie jedną (opuszczoną) górną elektrodę, a pęcherzyk powietrza w tym czasie obejmuje elektrodę leżącą naprzeciwko, zwiększając rezystancję  $R$  przejścia między nią a elektrodą dolną, centralną. Zmiana ta jest wykorzystywana w elektrycznym korekcyjnym układzie nadążnym, w którym powoduje zadziałanie silnika momentowego w określonym kierunku i precesyjne dochodzenie osi głównej giroskopu do żądanego położenia.



Układ korekcji wahadłowej.

Przy przechyleniu czujnika, rezystancja między elektrodą 0 i 1 będzie większa niż rezystancja między elektrodami 0 i 3, dlatego prąd  $i_1$  płynący przez uzwojenia sterujące silnika momentowego  $SM_{poprz}$  będzie mniejszy od prądu  $i_2$  drugiego uzwojenia sterującego tego silnika. Ponieważ uzwojenia sterujące nawinięte są przeciwsośnie to w przypadku różnicy prądów powoduje powstanie strumienia magnetycznego, które wraz ze strumieniem magnetycznym uzwojenia wzbudzenia wywoła moment obrotowy i precesję giroskopu w odpowiednim kierunku. Precesja giroskopu trwa tak długo jak długo trwa działanie momentu na osi zawieszenia przegubowego, a moment ten działa do chwili ustawienia wahadła w położenie horyzontalne (**lub zgodne z pionem pozornym**), przy którym  $i_1=i_2$ . Po wyłączeniu korekcji giroskop będzie zachowywać swoje nowe położenie w przestrzeni z dokładnością określoną jego własnymi błędami, np. w wyniku ujęcia wywołanego momentami tarcia w łożyskach zawieszenia przegubowego.

Tak więc łącząc wahadło z wewnętrzną ramką zawieszenia przegubowego uzyskuje się pion giroskopowy z wahadłową korekcją elektromechaniczną.

Niestety jak każde wahadło, również i elektrolityczny czujnik pionu reaguje na przyspieszenia (w ustawionym pionowo czujniku ciecz pod wpływem sił bezwładności zmienia położenie) i wówczas generuje on szkodliwe (fałszywe) sygnały korekcyjne, które "posłusznie" wykonane przez pozostałe elementy układu korekcji mogłyby ustawić oś główną giroskopu zgodnie z pionem pozornym.

### Składanie się ram i błąd Cardana

Wskazania sztucznego horyzontu bezpośredniego działania, przedstawionego na rysunku, w prostym przegubowym zawieszeniu Cardana, obarczone są błędem Cardana a jego zakres pomiarowy ograniczony jest zjawiskiem „**składania się ram**” zawieszenia przegubowego, co powoduje utratę jednego stopnia swobody i właściwość utrzymywania niezmiennego położenie osi głównej w przestrzeni inercjalnej.

W przedstawionym wariantcie konstrukcyjnym nie może być więc stosowany na samolotach manewrowych, gdyż w określonych sytuacjach – locie z przechyleniem  $90^0$  może dojść do złożenia się ram i wówczas oś ramy zewnętrznej pokryje się z osią główną giroskopu. W drugim możliwym ustawieniu pionu giroskopowego na samolocie to samo zjawisko zachodzi przy kącie pochylenia równym  $90^0$ .

Dla przedstawionego na rysunku usytuowania sztucznego horyzontu na samolocie pomiar kąta przechylenia w locie z pochyleniem oraz kąta pochylenia w locie z przechyleniem będzie obarczony dodatkowym błędem – błędem Cardana wynikającym z zastosowanego kinematycznego układu zawieszenia Cardana.

Błąd Cardana polega na tym, że w przedstawionym układzie odczytu kąty nie są mierzone w płaszczyznach definicyjnych a wskutek przemieszczania się elementów zawieszenia – w płaszczyznach obroconych względem nich.

Np. w locie z przechyleniem kąt pochylenia nie będzie mierzony w płaszczyźnie pionowej a w płaszczyźnie obróconej względem niej o kąt przechylenia. Powoduje to błąd pomiaru kąta pochylenia tym większy, z im większym przechyleniem leci samolot.

Błędami tego typu obarczone były proste sztuczne horyzonty typu AGB i AGK przeznaczone do pomiaru kątów pochylenia i przechylenia samolotów o ograniczonych możliwościach manewrowych.

Współczesne sztuczne horyzonty budowane w oparciu o giroskop o trzech stopniach swobody mają oś ramy zewnętrznej równoległą do osi poprzecznej SP i ułożyskowaną w dodatkowej ramie śledzącej przechylenie. Taka konstrukcja eliminuje możliwość „składania się ram” oraz zmniejsza błąd Cardana. Są to sztuczne horyzonty typu AGI i AGD.

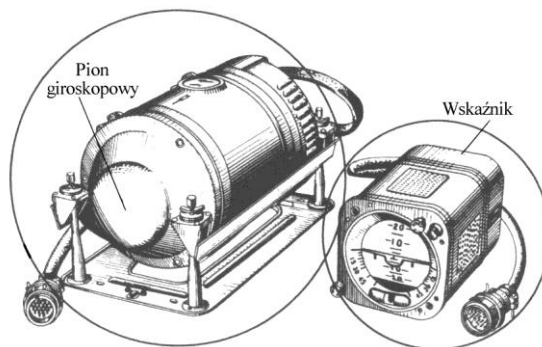
## Sztuczny horyzont AGD-1

AGD-1 jest sztucznym horyzontem odległościowym zbudowanym w oparciu o pion giroskopowy z dodatkową ramą śledzącą przechylenie oraz układem korekcji wahadłowej.

Składa się z dwóch zasadniczych bloków:

- nadajnika – agregatu 458 – na bazie giroskopu o trzech stopniach swobody, z pionowo usytuowaną osią główną, montowanego na samolocie w pobliżu jego środka ciężkości,
- wskaźnika – w kabinie (z możliwością podłączenia drugiego niezależnego wskaźnika)

Z AGD-1 współpracuje wyłącznik korekcji poprzecznej wk-53RB odłączający korekcje poprzeczną w zakręcie.



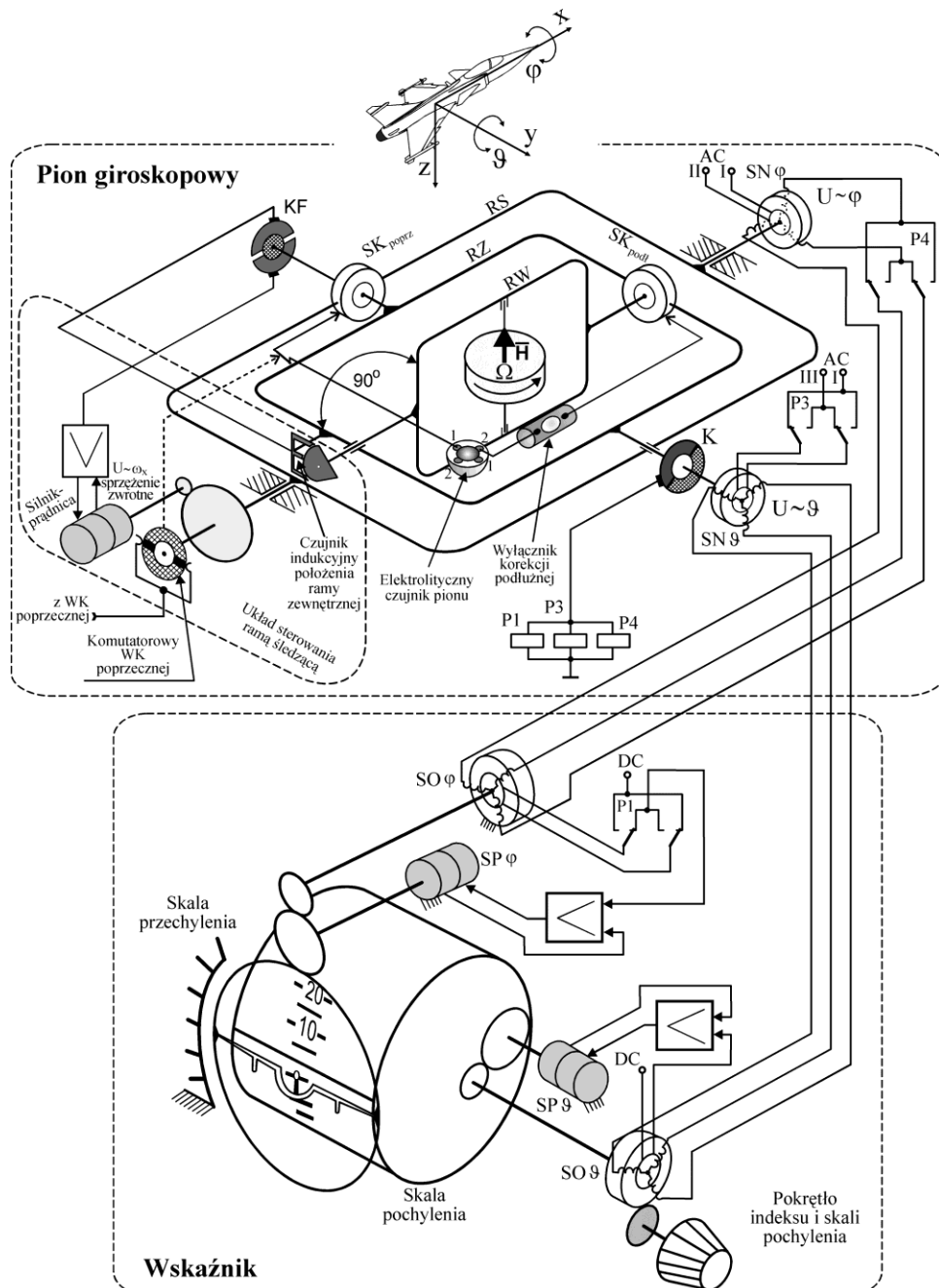
AGD-1 przeznaczony jest do:

- wypracowania i przekazania pilotowi przestrzennego położenia SP względem powierzchni Ziemi w pełnym zakresie kątów pochylenia i przechylenia.
- Przekazywania wypracowanej informacji w postaci elektrycznych sygnałów pomiarowych do systemu automatycznego sterowania, giroskopowego stabilizatora z systemu kursowego, stacji radiolokacyjnej i celownika.

### Budowa AGD-1

W nadajniku AGD-1 można wyróżnić następujące węzły konstrukcyjne:

- wirnik (giroskop) w postaci zewnętrznego wirnika silnika asynchronicznego prądu przemiennego zasilanego napięciem  $3 \times 36V$  400Hz.
- przegubowego zawieszenia Cardana – składającego się z ramy wewnętrznej RW, ramy zewnętrznej RZ, oraz dodatkowej ramy śledzącej przechylenie RS
- układ nadążny sterowania RS – składający się z czujnika indukcyjnego ID, komutatora fazy, wzmacniacza oraz silnika-prądniczki DG-1 wraz z mechaniczną przekładnią
- układ wahadłowej korekcji pionu – składający się z dwu-osiowego, elektrolitycznego czujnika pionu oraz dwóch elementów wykonawczych w postaci silników momentowych o połączonych przeciwobnie uzwojeniach sterujących których wirniki zamocowane są odpowiednio na osiach: ramy zewnętrznej w kanale poprzecznym oraz na osi ramy wewnętrznej – w kanale korekcji podłużnej.
- elektromechaniczny układ blokowania (aretowania) ram w ustalonym położeniu względem obudowy
- elementy odległościowego układu przekazywania informacji pomiarowej w postaci selsynów nadajników  $SN_{\gamma}$  i  $SN_{\nu}$ . Selsyny odbiorniki jak również wzmacniacze i silniki wykonawcze nadążnych układów zobrazowania informacji znajdują się w obudowie wskaźnika.



Wirnik z ramą wewnętrzną (W+RW) nazywać będziemy węzłem giroskopowym. Schemat kinematyczny nadajnika AGD oraz jego usytuowanie na samolocie przedstawia rysunek na folii. Węzeł giroskopowy z pionowo ustawioną osią główną, łożyskowany jest w RZ. Ta z kolei łożyskowana jest w łożyskach obudowy, równoległe do podłużnej osi symetrii SP, a także równoległe do osi RW z niewielkim przesunięciem, ułatwiającym montaż i wyważanie.

Rama śledząca RS ma za zadanie utrzymywać prostopadłość między główną osią węzła giroskopowego a osią RZ w każdych warunkach lotu. Sterowana jest w układzie nadążnym. Składa się on z nadajnika indukcyjnego (stojan związany z RZ a kotwica z osią RW), przełącznika faz (komutatora faz), wzmacniacza i silnika wykonawczego. Niewielkie wychylenie osi RZ od położenia prostopadłego w stosunku do kierunku osi głównej jest mierzone przez nadajnik indukcyjny. Sygnał z nadajnika po wzmocnieniu podawany jest na uzwojenie sterujące silnika wykonawczego, który przez przekładnię (z dużą prędkością i małym opóźnieniem) obraca RS względem osi podłużnej (wraz z nią i RZ) przywracając utraconą prostopadłość osi głównej i osi RZ.



Prędkość obrotowa RS w czasie odpracowania musi być większa do maksymalnej prędkości przechylenia SP na którym AGD się montuje.

Zastosowanie RS z jej układem nadążnym uniemożliwia „składanie się” osi – głównej z osią RZ i chroni nadajnik przed tzw. „wybiciem” w dowolnych warunkach lotu.

W celu wyeliminowania wahań RS w stanach przejściowych, w układzie nadążnym zastosowano ujemne, podatne sprzężenie zwrotne poprzez wykorzystanie do napędu ramy RS silnika-prądniczki DG-1. Z prądniczki na wejście wzmacniacza podawany jest sygnał proporcjonalny do kątovej prędkości obrotu wału silniczka. Taki zabieg był niezbędny ze względu na znaczny sumaryczny moment bezwładności RS i wszystkich elementów węzła giroskopowego razem z nią obracanych ze znaczną prędkością kątową.

W celu zapewnienia prawidłowego kierunku obrotu RS w locie z kątem pochylenia większym niż  $90^{\circ}$  zastosowano komutator faz, przełączający fazy sygnału sterującego silnikiem wykonawczym. Prawidłowym kierunkiem obrotu RS jest kierunek przeciwny do kierunku ujęcia od prostopadłości.

Konieczność komutacji sygnału z nadajnika indukcyjnego w przypadku lotu z kątem pochylenia większym od  $90^{\circ}$  tłumaczy się następująco: w czasie lotu horyzontalnego kąt obrotu stojana nadajnika indukcyjnego względem kotwicy jest równy kątowi obrotu unieruchomionej RS (zanim jeszcze układ nadążny nie odpracuje). W czasie zwiększania kąta pochylenia kąt obrotu stojana nadajnika indukcyjnego będzie coraz mniejszy w stosunku do takiego samego kąta obrotu RS jak wcześniej. W locie z kątem  $\nu=90^{\circ}$ , kiedy oś ramy śledzącej stanie się prostopadła do osi RW, obrót RS nie wywoła obrotu stojana nadajnika indukcyjnego względem kotwicy (tzw. punkt martwy), a przy kącie pochylenia większym od  $90^{\circ}$  bez komutatora, dalszy obrót RS w poprzednim kierunku, spowodowałby wychylenie stojana nadajnika indukcyjnego w kierunku przeciwnym i takie działanie układu nadążnego, które zwiększałoby obrót naturalny wynikający z kąta przechylenia SP. **Taka sytuacja mogłaby doprowadzić do złożenia się ram zawieszenia.** Zastosowanie komutatora fazy gwarantuje prawidłowe zadziałanie układu nadążnego sterującego położeniem RS.

Zastosowanie komutatora spowodowało, że RS ma dwa robocze położenia **w stosunku do osi głównej giroskopu:**

- główne – ustawiana jest w nim za pomocą mechanizmu aretującego
- odwrócone - w locie na plecach

W obu przypadkach zachodzi prawidłowe śledzenie RS za osią główną giroskopu.

### Układy korekcyjne

Oś główną giroskopu na kierunku lokalnego pionu rzeczywistego utrzymuje układ korekcji wahadłowej. W locie horyzontalnym, prostoliniowym, jednostajnym, układ ten działa bez przerw ustawiając oś główną giroskopu w położenie zgodne z kierunkiem pionu.

Czujnik tego układu w postaci elektrolitycznego dwuosowego wahadła zamocowany jest od spodu do węzła giroskopowego i dzięki temu reaguje na jakiegokolwiek odchylenia od kierunku pionu – rzędu kilku minut kątowych. Elementami wykonawczymi są dwa korekcyjne silniki KDP - silnik korekcji poprzecznej i KDPr – silnik korekcji podłużnej. Silniki te są dwufazowymi, wielobiegunowymi silnikami rewersyjnymi, pracującymi w zakresie pracy zahamowanej. Oznacza to, że moment przez nie rozwijany, równoważony jest równym co do wartości i przeciwnie skierowanym momentem giroskopowym, co powoduje że nie wywołuje on obrotu danej ramy wokół osi „przyłożenia” momentu.

Wirnik silnika KDP działa na oś ramy RZ a jego stojan umocowany jest do RS, natomiast wirnik silnika korekcji podłużnej działa na oś RW a jego stojan związany jest z RZ.

Np. przechylenie węzła giroskopowego wokół osi RW powoduje, że zostaje zachwiana równowaga w rozplywie prądów w uzwojeniach sterujących silnika korekcji poprzecznej. Silnik ten „przykłada” moment do osi RZ, tak skierowany ażeby precesyjny obrót osi głównej doprowadził tę oś do położenia pionowego. Prędkość precesji jest 2-4 razy większa od prędkości ujęcia osi giroskopu wywołanego obrotem Ziemi i momentami zakłócającymi. Wówczas prądy między elektrodą główną czujnika pionu ECP a elektrodami 1-1 będą równe i silnik korekcyjny przestanie działać.

## Odlączanie układów korekcji

Generalnie, układy korekcyjne działają w locie stale. Jednak w określonych sytuacjach, po to aby nie ustawić osi głównej girokopu w pionie pozornym - **są odłączane**.

**Wyłączanie kanałów następuje niezależnie, w momencie kiedy na samolot działa przyspieszenie wzdłużne lub poprzeczne - odśrodkowe.**

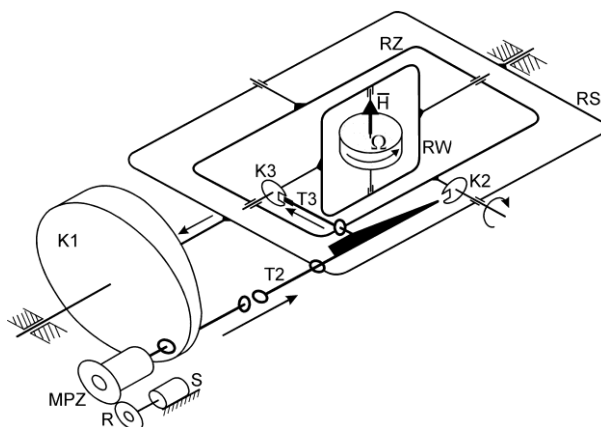
**Układ korekcji poprzecznej** wyłączany jest w zakręcie wykonywanym z prędkością kątową  $\omega_{pr} \geq (0,1 \div 0,3) [^\circ/s]$ . Zewnętrzny wyłącznik korekcji typu WK-53 odłącza swoimi zestykami napięcie zasilające (II fazę) uzwojenie sterujące silnika korekcji poprzecznej.

Istnieje niebezpieczeństwo, że wyłącznik korekcji WK-53 (reagujący jedynie na prędkość kątową SP wokół jego osi pionowej) może nie wyłączyć korekcji w locie z prędkością kątową mniejszą od  $\omega_{pr}$ , ale za to z prędkością postępową  $V$  na tyle dużą, że odśrodkowa siła bezwładności w zakręcie  $F = m\omega^2 R = m\omega V$  przemieści ciecz w czujniku do kierunku pionu pozornego. Aby zabezpieczyć odłączenie korekcji w tej sytuacji, zestyki WK-53 zdublowane są szeregowo wyłącznikiem kołowym (komutatorowym) B4 – odłączającym korekcję poprzeczną zawsze w locie z przechyleniem  $\gamma \geq 12^\circ$ .

W kanale korekcji podłużnej zastosowano elektrolityczny wyłącznik korekcji podłużnej zamontowany w górnej części węzła girokopowego, zmniejszający (do 50%) wartość prądu w uzwojeniu sterującym silnika korekcji podłużnej w czasie działania na SP przyspieszenia liniowego, wzdłużnego  $1,67 m/s^2$ .

## Układ aretowania

W celu zmniejszenia czasu gotowości nadajnika do działania podczas uruchamiania oraz skrócenia czasu doprowadzenia węzła giroskopowego do położenia wyjściowego np. po chwilowym wyłączeniu napięcia, nadajnik został wyposażony w elektromechanizm aretowania.



Mechanizm ten ustawia w sposób siłowy (wymuszony) ramki w ustalone położenie względem obudowy oraz w położenie wzajemnie prostopadłe. **Warunkiem podstawowym ustawienia osi głównej w położenie zgodne z pionem rzeczywistym jest równoległość podstawy do płaszczyzny horyzontu.**

Układ aretowania uruchamiany jest automatycznie po włączeniu zasilania lub na żądanie pilota lub obsługi naziemnej po naciśnięciu czerwonego przycisku na przedniej części wskaźnika z napisem "Aretować jedynie w locie horyzontalnym".

Po podaniu napięcia zasilania 27V na nadajnik, silnik S poprzez reduktor R i mechanizm MPZ, przetwarzający ruch obrotowy na postępowy, przemieszcza trzon. Na końcu trzonu znajduje się rolka, która w czasie ruchu trzonu naciska na powierzchnię śrubową krzywki związanej z osią RS, wywołując jej obrót do określonej pozycji – takiej, w której RS jest równoległa do podstawy nadajnika.

Obrót ramy śledzącej RS do opisanego położenia, powoduje zarazem ustawienie osi RZ równoległe do poprzecznej osi SP.

Drugi etap aretowania polega na obrocie RZ i ustawienie jej w płaszczyźnie RS (horyzontalnej). Wymusza to ww. trzon, który w najniższym położeniu krzywki RS trafia na otwór i poprzez ten otwór naciska na płaszczyznę czołową trzonu T<sub>2</sub>. Jeśli RZ będzie w tym czasie odchylna na dowolny kąt od płaszczyzny horyzontu, to trzon T<sub>2</sub> naciskając na krzywkę K2 (o profilu podwójnej symetrycznej spirali) spowoduje wymuszony obrót K2 i RZ, z osią której krzywka ta jest połączona.

W tym czasie giroskop będzie precesował wokół osi RZ aż do oporu na ograniczniku – czyli do utraty jednego stopnia swobody. Wówczas dalszy nacisk rolki trzonu T<sub>2</sub> na krzywkę K2 doprowadzi do jej obrotu, aż momentu zablokowania w wycięciu krzywki K2 – co oznacza doprowadzenie RZ do położenia horyzontalnego. W tym położeniu RZ zachodzi automatycznie równoległość osi RW do osi podłużnej SP.

Trzeci etap aretowania zapewnia ustawienie osi głównej giroskopu w położeniu równoległym do pionu, **pod warunkiem że obudowa nadajnika znajduje się w położeniu horyzontalnym.** W czasie ruchu trzonu T<sub>2</sub>, naciska on swoim skosem na trzon T<sub>3</sub>, powodując jego wysuwanie w kierunku strzałki. Trzon T<sub>3</sub> poprzez rolkę działa na krzywkę K3 (na osi RW) doprowadzając do jej obrotu. Giroskop wskutek utraty 1 stopnia swobody zachowuje się jak normalne ciało sztywne i łatwo dochodzi do zablokowania osi głównej w położeniu pionowym.

Po zakończeniu procesu blokowania (aretowania) zachodzi błyskawiczne odblokowanie dzięki mechanizmowi sprzężnowemu i elementy układu blokowania zajmują położenie wyjściowe.

## Układ odległościowego przekazywania informacji

Odległościowe przekazywanie informacji pozwala na „wyniesienie” węzła giroskopowego z kabiny i umieszczenie nadajnika w pobliżu środka ciężkości SP, co automatycznie zmniejsza szkodliwy wpływ przyspieszeń kątowych na jego działanie.

Układ odległościowego przekazywania informacji składa się z dwóch niezależnych kanałów: kanału kąta przechylenia i kanału kąta pochylenia.

Źródłem sygnałów elektrycznych  $U_\gamma$  i  $U_\nu$  proporcjonalnych do kątów przechylenia i pochylenia są w obydwu kanałach selsyny-nadajniki. Współpracują one z selsynami-odbiornikami we wskaźniku w układzie nadążnym w postaci selsynowego siłowego łącza transformatorowego.

W kanale kąta przechylenia wirnik selsyna-nadajnika kąta przechylenia  $SN_\gamma$  zamocowany jest na osi RS, a stojan do korpusu nadajnika sztucznego horyzontu. Mierzy on więc kąty przechylenia obudowy nadajnika względem „nieruchomej” (utrzymywanej w płaszczyźnie horyzontalnej prostopadle do osi głównej giroskopu za pomocą układu nadążnego) ramy śledzącej RS.

Wirnik  $SN_\nu$  kąta pochylenia zamocowany jest na osi RZ a stojan do RS. W takim zamocowaniu względne przemieszczenie kątowe wirnika i stojana  $SN_\nu$  odpowiada kątowi pochylenia SP.

**W celu zapewnienia prawidłowych wskazań w locie odwróconym (dla RS w odwróconym położeniu) sygnały z selsynów nadajników są przelączane za pomocą komutatora K i zestyków przekaźnika P2.**

W odrotnym położeniu RS (w locie na plecach) zerowe położenie stojanu  $SN_\nu$  względem jego wirnika zmieniło się o  $180^\circ$ . W położeniu tym kierunek obrotu stojana  $SN_\nu$  względem wirnika przy zmianie kąta pochylenia będzie odwrotny, niż w normalnym położeniu RS. W celu zapewnienia prawidłowych wskazań wskaźnika linii horyzontu w locie na plecach sygnał z  $SN_\nu$  trzeba komutatorować – odwrócić.

Kierunek ruchu stojana  $SN_\gamma$  względem jego wirnika w locie na plecach pozostaje niezmienny. Ponieważ jednak względne położenie wirnika i stojana  $SN_\gamma$  w locie na plecach nie zmienia się, a wskaźnik pokazuje kąt przechylenia równy  $180^\circ$  to sygnał z  $SN_\gamma$  idący na wskaźnik również należy „odwrócić”.

Realizowane to jest za pomocą komutatora K zamocowanego na osi ramy zewnętrznej RZ którego szczotki związane są z RS. Komutator ten podaje sygnał  $+27V$  na przekaźnik P2 przy kątach pochylenia większych niż  $90^\circ$ , tzn. w locie odwróconym.



## Dane techniczne

1. Czas gotowości do pracy	$t \leq 1,5 \text{ min}$
2. Czas blokowania	$t \leq 15 \text{ s}$
2. Zakres mierzonych kątów	$\gamma = \pm 180^\circ; \nu = \pm 85^\circ$
3. Dokładność utrzymywania pionu	$\pm 0,25^\circ$
4. Błąd po starcie	$\Delta < \pm 3^\circ$
5. Błędy po wykonaniu figur wyższego pilotażu	$\Delta_{\gamma\nu} < \pm 5^\circ$
6. Błąd wsk. $\gamma$ po zakręcie o $360^\circ$ ( $\gamma > 12^\circ$ lub z $\omega > 0,3^\circ/\text{s}$ )	$\Delta_\gamma < \pm 3^\circ$
7. Prędkość kątowa korekcji węzła giroskopowego:	
- kanał kor. poprzecznej	$5 \pm 3^\circ/\text{min}$
- kanał kor. podłużnej	$2 \pm 1^\circ/\text{min}$
8. Maksymalna prędkość odpracowania RS	$> 360^\circ/\text{s}$
9. Błędy układu odległościowego przesyłania informacji:	
- dla $0^\circ$	$\Delta < \pm 1^\circ$
- dla $\pm 30^\circ$	$\Delta < \pm 1,5^\circ$
- powyżej $\pm 30^\circ$	$\Delta < \pm 2,5^\circ$
10. Czułość wskaźnika na zmiany kątów	$0,3^\circ$
11. Roboczy przedział temperatur	$+50^\circ\text{C} \div -60^\circ\text{C}$
12. Wysokość	do 25000m
13. Ciężar	nadajnik 7kg, wskaźnik 2,6kg
14. Kręt wirnika GMA-4P	$0,4 \text{ kg m}^2/\text{s}$
15. Ujście osi giroskopu z wyłączoną korekcją w ciągu 5 min., z nadajnikiem umieszczonym na wahającej się podstawie	$\gamma = \pm 4,5^\circ; \nu = \pm 15^\circ$

## GRUPA LABORATORYJNA:

Nazwa grupy .....

Skład grupy:

1. ....
2. ....
3. ....
4. ....
5. ....
6. ....
7. ....
8. ....
9. ....
10. ....
11. ....
12. ....
13. ....
14. ....

Data wykonania ćwiczenia: .....

## CEL ĆWICZENIA

Celem ćwiczenia jest zaznajomienie słuchaczy z zasadą działania sztucznego horyzontu oraz zasadami jego eksploatacji.

## STANOWISKO LABORATORYJNE

Stanowisko laboratoryjne do badania właściwości układu sztucznego horyzontu przedstawione jest na rysunku 1. W skład stanowiska wchodzi:

- pion giroskopowy zamontowany w ruchomym statywie;
- wskaźnik sztucznego horyzontu;
- pulpit sterujący;
- przyrządy pomiarowe: oscyloskop i multimetr.



Rysunek 1. Stanowisko laboratoryjne do badania sztucznego horyzontu.

## PRZEBIEG ĆWICZENIA

### 1. Przygotowanie urządzeń stanowiska laboratoryjnego do pracy

Przed rozpoczęciem pomiarów należy wykonać czynności wstępne mające na celu przygotowanie pionu giroskopowego do pracy. W tym celu należy sprawdzić ustawienie pionu w położeniu neutralnym, tzn. takim w którym wartości kątów pochylenia i przechylenia na podziałkach podstawy mocującej będą równe 0 oraz

pęcherzyk powietrza limbusu znajdzie się w środku. Sprawdzić prawidłowe podłączenie zasilania do gniazd znajdujących się na tylnym panelu pulpitu sterującego.

Przed kolejną serią pomiarów, gdy pion będzie ustawiony w położeniu neutralnym, należy przeprowadzić proces aretowania układu w celu zwiększenia dokładności pomiarów

## 2. Pomiar zmian prądu zasilania silnika giroskopu w funkcji czasu

Do wykonania badania należy dołączyć woltmierz do złączy pomiarowych oznaczonych POMIAR PRZEBIEGU PRĄDU ZASILANIA ( w praktyce mierzony jest spadek napięcia na rezystorze włączonym szeregowo w obwód zasilania stojana silnika) i przygotować stoper.

Przełączyć włączniki zasilania stanowiska: 3 x 36 [V] 400 [Hz] oraz 27 [V] w pozycję „WŁ” i uruchomić stoper. W chwili włączenia zasilania rozpocznie się proces aretowania ram pionu giroskopowego, a następnie rozpocznie się rozpędzanie wirnika giroskopu (silnik klatkowy, asynchroniczny prądu przemiennego). Po upływie około 2 minut prędkość kątowna wirnika osiągnie wartość znamionową. Wartość napięcia notować co 15 sekund przez około 2 minuty. Po wykonaniu pomiarów należy je przedstawić w postaci wykresu.

Wyniki pomiarów należy zanotować w tabeli 6. Wartość prądu  $I$  otrzymujemy poprzez wykorzystanie równania (1), w którym wartość stała jest związana z konstrukcją stanowiska laboratoryjnego i układu sztucznego horyzontu.

Tabela 6.

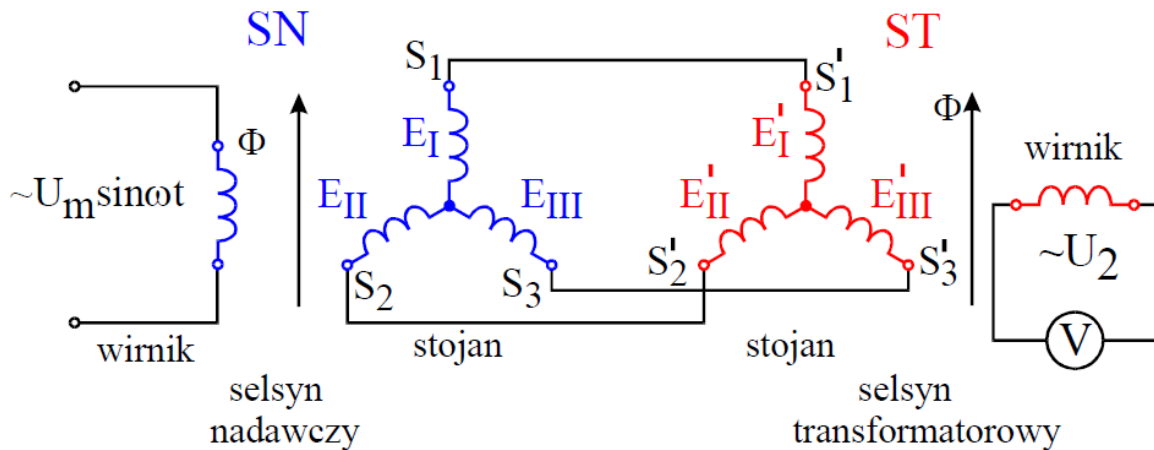
Czas [s]	0	15	30	45	60	65	80	105	120
Napięcie zmierzone [V]									
Prąd wyliczony [A]									

$$I = \frac{U}{2,55} \quad (1)$$

gdzie:  $U$  – zmierzona wartość napięcia;

## 3. Pomiar położenia przestrzennego

Informacja o kątach pochylenia i przechylenia między nadajnikiem a wskaźnikiem przesyłana jest za pomocą łącz selsynowych. W pulpicie sterującym zostały zamontowane dwa selsyny transformatorowe (odbiorniki) - w kanale pomiaru kąta pochylenia i kanale kąta przechylenia. W ich zahamowanych wirnikach indukują się napięcia proporcjonalne do kąta niezgodności między osią wirnika, a wypadkowym wektorem pola magnetycznego wytwarzanego przez uzwojenie stojana selsyna odbiornika.



Do badania dokładności mierzonych kątów położenia wykorzystany będzie woltmierz. Za pomocą przełącznika znajdującego się na pulpicie (pod wskaźnikiem) wybierany jest kanał, w którym wykonywane będą pomiary. Na woltmierz zamontowanym w urządzeniu pomiarowym będą wyświetlane wartości, które



należy zanotować w tabelach 1 i 2. Woltomierz mierzy wartość przemiennego napięcia zaindukowanego w zahamowanym wirniku selsyna odbiornika, po jego wyprostowaniu w układzie wewnętrznego mostka pomiarowego. Wartość tego napięcia jest proporcjonalna do wartości odpowiednio kąta przechylenia lub pochylenia.

Po wykonaniu czynności wstępnych należy wybrać kanał pomiarowy włączając wewnętrzny woltomierz w kanał pochylenia, oraz powtórnie zaaretować giroskop.

Zmieniać pochylenie nadajnika AGD-1 od 0° do 90° notując co 10° wartość napięcia w kierunku na zniżanie a następnie od 0° do 90° notując co 10° w kierunku na wznoszenie.

W analogiczny sposób przeprowadzamy pomiar w kanale przechylenia w przedziale od 0° do 90° na lewe, a następnie na prawe skrzydło.

Zmianę pomiędzy pomiarami pochylenia i przechylenia wykonujemy za pomocą przełącznika „WYBÓR KANAŁU POMIAROWEGO”.

Aby otrzymać wyniki w postaci kątowej należy wykonać obliczenia wykorzystując równanie (2). Za  $U_{max}$  podstawiamy wartość odpowiadającą pomiarowi dla kąta 90°, co stanowi maksymalną wartość na wyjściu selsyna. Uzyskane charakterystyki przedstawić należy na oddzielnych wykresach dla przechylenia i pochylenia.

$$a = \arcsin \frac{U}{U_{max}} \quad (2)$$

gdzie:  $U$  - napięcie na wirniku selsyna odbiornika;  
 $U_{max}$  - maksymalne napięcie na wirniku selsyna odbiornika;  
 $\varphi$  - kąt niezgodności

Tabela 1a. -zniżanie

Kąt pochylenia [°]	Wartość kąta wskazywana przez wskaźnik	Napięcie [V]	Kąt pochylenia wyliczony [°]	Błąd [°]
0				
10				
20				
30				
40				
50				
60				
70				
80				
90				

Tabela 1b. -wznoszenie

Kąt pochylenia [°]	Wartość kąta wskazywana przez wskaźnik	Napięcie [V]	Kąt pochylenia wyliczony [°]	Błąd [°]
0				
10				
20				
30				
40				
50				
60				
70				
80				
90				

Tabela 2a. na lewe skrzydło

Kąt przechylenia [°]	Wartość kąta wskazywana przez wskaźnik	Napięcie [V]	Kąt przechylenia wyliczony [°]	Błąd [°]
0				
10				
20				
30				
40				
50				
60				
70				
80				
90				

Tabela 2a. na prawe skrzydło

Kąt przechylenia [°]	Wartość kąta wskazywana przez wskaźnik	Napięcie [V]	Kąt przechylenia wyliczony [°]	Błąd [°]
0				
10				
20				
30				
40				
50				
60				
70				
80				
90				

#### 4. Pomiar błędu Cardana

Badanie błędu Cardana polega na pośrednim pomiarze kątów przechylenia w zakresie od 0° do 90° na lewe skrzydło dla zadanych kątów pochylenia (zgodnie z tabelą 3) oraz pomiarze kątów pochylenia 0° ÷ 90° na zniżaniu dla zadanych kątów przechylenia (zgodnie z tabelą 4). Celem przeprowadzenia tych pomiarów jest zbadanie wpływu zawieszenia Cardana na dokładność mierzonych kątów. Badanie wykonuje się w analogiczny sposób jak w punkcie 3. Dla każdego położenia trzeba zanotować wartości wyświetlane na woltomierzu, a następnie wykonać obliczenia według równania 2. Podczas wykonywania pomiarów przechylenia należy zmieniać pochylenie w zakresie 30°, 60° i 90° dla każdej mierzonej serii. Takie same pomiary należy wykonać dla pochylenia.

Sterowanie wyborem kanału pomiarowego i sposób przeprowadzania badania jest analogiczny jak w punkcie 2. Wyniki pomiarów należy zanotować w tabeli 3 i 4.

Tabela 3.

Pochylenie \ Przechylenie	30		60		90	
	U	Kąt wylicz	U	Kąt wylicz	U	Kąt wylicz
0						
20						
40						
60						
80						
90						

Tabela 4.

Przechylenie \ Pochylenie	30		60		90	
	U	Kąt wylicz	U	Kąt wylicz	U	Kąt wylicz
0						
20						
40						
60						
80						
90						

### 5. Pomiar dryfu pozornego

Badanie zjawiska dryfu pozornego polega na pomiarze zmian kątów położenia osi głównej względem położenia neutralnego obudowy. Pomiar kątów wykonuje się analogicznie do pomiaru położenia przestrzennego. Wykorzystana będzie możliwość symulowania uszkodzeń w postaci wyłączenia korekcji podłużnej i poprzecznej.

Po wykonaniu czynności wstępnych należy wyłączyć korekcję poprzeczną i podłużną za pomocą przycisków „WYŁĄCZENIE KOREKCJI POPRZECZNEJ” i „WYŁĄCZENIE KOREKCJI PODŁUŻNEJ” i przygotować stoper. Następnie należy zaarretować układ, uruchomić stoper i wykonać pierwszy pomiar. Odczyt napięcia z woltomierza wykonywać co 2 minuty. Aby otrzymać wyniki w postaci kątowej należy wykonać obliczenia wykorzystując równanie 2. Odczytanie napięcia jest analogiczne do punktu pomiaru położenia przestrzennego. Należy pamiętać, że dla każdego interwału należy odczytać wartości dla pochylenia i przechylenia. Wyniki pomiarów należy zanotować w tabeli 5.

Tabela 5.

Czas [min]		0	2	4	6	8	10
Pochylenie	Napięcie [V]						
	Kąt wyliczony [°]						
Przechylenie	Napięcie [V]						
	Kąt wyliczony [°]						

### SPRAWOZDANIE

W sprawozdaniu należy zamieścić:

- protokół z ćwiczenia laboratoryjnego;
- tabele pomiarowe wraz z dokonanymi obliczeniami;
- wnioski dotyczące otrzymanych wyników.

Wyniki pomiarów wykonanych w punkcie 3 należy przedstawić w postaci następujących wykresów:

- wyliczony kąt pochylenia dla zniżania i wznoszenia w funkcji zadanego kąta pochylenia;
- wyliczony kąt przechylenia na lewe i prawe skrzydło w funkcji zadanego kąta przechylenia;
- błąd wskazań kąta pochylenia w funkcji zadanego kąta pochylenia;
- błąd wskazań kąta przechylenia w funkcji zadanego kąta przechylenia;

Każdy z wymienionych punktów przedstawić na oddzielnym wykresie.

Wyniki pomiarów wykonanych w punkcie 4 należy przedstawić w postaci następujących wykresów:

- błąd wskazań kąta pochylenia w funkcji zadanego kąta pochylenia przy zadanych kątach przechylenia;
- błąd wskazań kąta przechylenia w funkcji zadanego kąta przechylenia przy zadanych kątach pochylenia;

Wyniki pomiarów wykonanych w punkcie 5 przedstawić w postaci wykresu wyliczonych kątów położenia przestrzennego w funkcji czasu.