



Analiza procesu śledzenia celu przez układ koordynatora rakiet startujących z wyrzutni umieszczonej na samochodzie

ZBIGNIEW DZIOPA, ZBIGNIEW KORUBA, IZABELA KRZYSZTOFIK

Politechnika Świętokrzyska, 25-314 Kielce, Al. 1000-lecia P.P. 7

Streszczenie. W opracowaniu przedstawiono model dynamiki koordynatora rakiet przeciwlotnych bliskiego zasięgu samonaprowadzających się na cel i startujących z wyrzutni umieszczonej na samochodzie. Elementem koordynatora głowicy śledzącej każdej rakiety jest układ mechaniczny w postaci giroskopu zawieszonoego na sprzęgle Cardana. Człon sterujący położeniem osi giroskopu aktywowany jest przed wyrzeleniem rakiety. Celem pracy jest zaprezentowanie procesu śledzenia celu przez układ koordynatora rakiet wyrzelenianych z samobieżnego zestawu przeciwlotniczego z uwzględnieniem ograniczeń technicznych i warunków bezpieczeństwa, określających skuteczną pracę układu sterowania.

Słowa kluczowe: mechatronika, giroskop, wyrzutnia, śledzenie

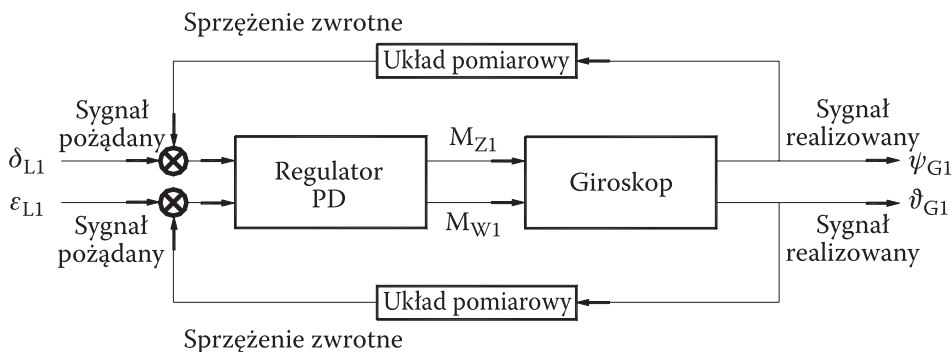
Symbole UKD: 623.428.2

1. Wstęp

Rozważany układ generalnie składa się z pięciu obiektów, które mogą mieć wpływ na skuteczność działania zestawu. Są to: pojazd samochodowy, operator i kierowca, wyrzutnia, cztery pociski raketowe z giroskopowymi układami śledzenia celu oraz cel. Zbudowany model zestawu przeciwlotniczego uwzględnia procesy począwszy od momentu aktywacji śledzenia celu przez każdy z pocisków raketowych. Pominięto procesy związane z wykryciem, przechwyceniem i identyfikacją celu oraz lotem rakiet.

Zadaniem układu giroskopowego jest śledzenie kierunku związanego z linią obserwacji celu (LOC) [3]. W związku z tym w układzie koordynatora rakiety występuje człon sterujący. Obiektem sterowanym jest mechaniczna część koor-

dynatora. Istotnym elementem członu mechanicznego jest układ giroskopowy. W pierwszej pętli sprzężenia zwrotnego, realizowanego przez głowicę śledzącą, występuje ogniwo sterowania z regulatorem uchybowym typu proporcjonalno-różniczkowego PD, jak na rysunku 1.



Rys. 1. Schemat układu sterowania

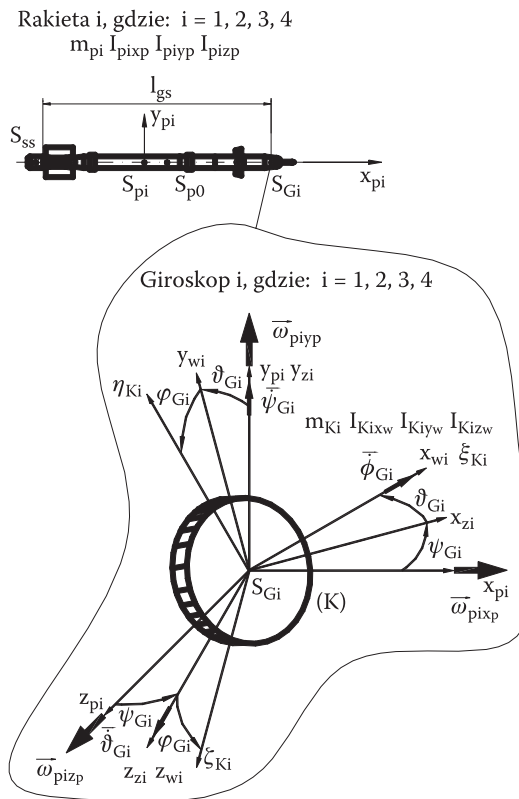
Warunkiem wystrzelenia rakiety jest zachowanie przez zestaw odpowiedniej prędkości kątowej linii obserwacji celu. Przyrządy nawigacyjne obsługiwane przez operatora sprzężone są z koordynatorem znajdującym się na pokładzie pocisku raketowego. Zastosowane sterowanie ma zapewnić śledzenie przez oś koordynatora kierunku związanego z linią obserwacji celu. Sygnałem pożądanym jest położenie kątowe linii obserwacji celu.

W opracowanym modelu przyjęto, że układ decydujący o wypracowaniu sygnału pożądanego działa w sposób idealny. Wygenerowane przez układ koordynatora momenty sterujące zmianą położenia osi giroskopu decydują o przebiegu zmienności sygnału realizowanego. Momenty te warunkują minimalizację uchybu sterowania przy zachowaniu warunku bezpieczeństwa. Wymóg ten jest niezbędny ze względu na jakość procesu sterowania i ograniczoną wytrzymałość elementów mechanicznych. Ruchy kątowe korpusu rakiety generują wymuszenia, które oddziałują na giroskop, powodując zaburzenia w procesie sterowania. Drgania mogą spowodować wzbudzenie giroskopu oraz przekroczenie ograniczeń technicznych narzuconych na kąt widzenia obiektywu głowicy i kąt obrotu osi giroskopu.

Celem pracy jest zaprezentowanie procesu śledzenia celu przez układ koordynatora raket wystrzeliwanych z samobieżnego zestawu przeciwlotniczego z uwzględnieniem ograniczeń technicznych i warunków bezpieczeństwa, określających skuteczną pracę układu sterowania.

2. Giroskop jako obiekt kształtujący sygnał realizowany w układzie koordynatora

Elementem mechanicznym koordynatora każdej rakiety omawianego zestawu jest układ giroskopowy [4] (rys. 2). Wszystkie cztery giroskopy funkcjonują w sposób analogiczny. Różnica związana jest z innym położeniem rakiet, a tym samym giroskopów względem wieży wyrzutni. W związku z tym model fizyczny reprezentuje giroskopy na pokładzie rakiet umieszczonych w czterech różniących się położeniach prowadnicach wyrzutni.



Rys. 2. Model fizyczny giroskopu

Liczba stopni swobody, wynikająca ze sformułowanej struktury modelu układów giroskopowych, wynosi dwanaście, a ich model matematyczny przedstawiono w pracy [1, 2].

3. Sterowanie giroskopem

Na podstawie przyjętych założeń, dotyczących działania przeciwlotniczego zestawu raketowego przyjmuje się, że od chwili oznaczonej przez punkt 0 układ koordynatora każdej rakiety realizuje proces śledzenia celu. Z procesem tym związany jest ruch giroskopu. Zgodnie z przyjętym modelem zestawu ruch giroskopu nie jest przyczyną generowania zaburzeń w układzie. W fazie I rakiety pozostają w spoczynku i nie są źródłem wymuszeń działających na giroskopy. Warunki pracy układu śledzenia są w tej fazie korzystne. Nie oznacza to jednak, że operator powinien podjąć decyzję o wystrzeleniu rakiety. Taka decyzja wymaga spełnienia przez układ śledzenia ograniczeń technicznych i warunków bezpieczeństwa związanych z jego użytkowaniem.

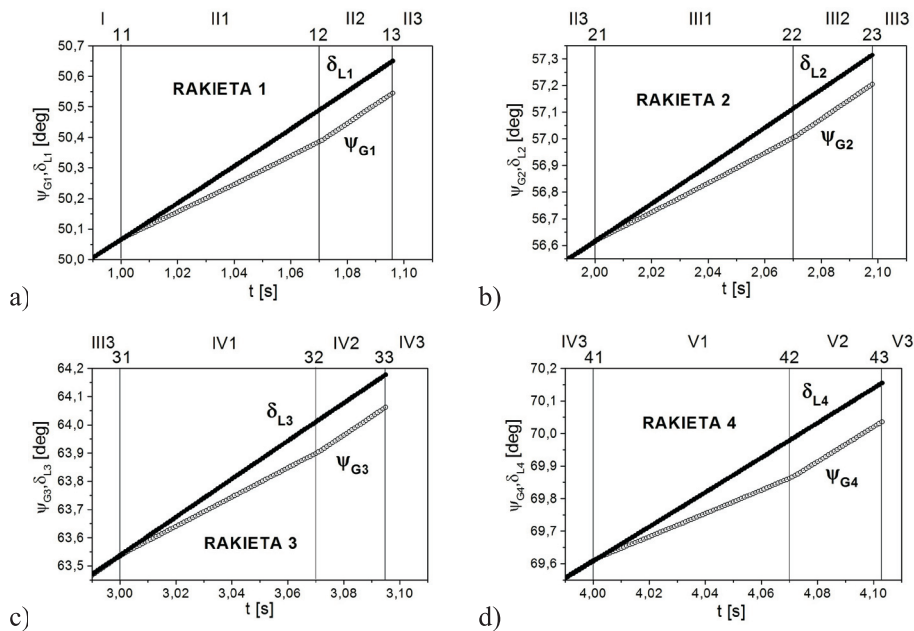
Ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa warunkujące właściwą pracę układu sterowania dla rakiet omawianej klasy traktowane jako wartości wzorcowe:

- maksymalna prędkość kątowna LOC — 0,2 rad/s,
- maksymalny kąt widzenia obiektu koordynatora — $\pi/180$ rad,
- maksymalny kąt obrotu osi giroskopu — $\pi/2$ rad,
- maksymalny moment sterujący osią giroskopu — 5Nm.

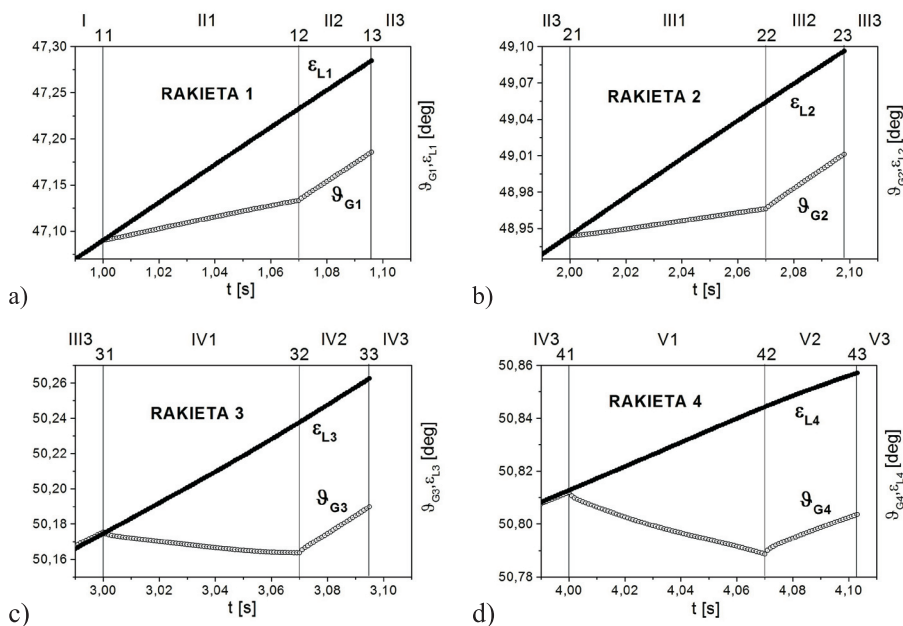
Warunki pracy układu śledzenia są w fazie I uzależnione wyłącznie od parametrów związanych z ruchem celu. W wyniku działania ognia kinematycznego wyznaczany jest sygnał pożądaný. Przebieg zmienności tego sygnału, parametry regulatora PD oraz własności dynamiczne układu giroskopowego decydują o spełnieniu przyjętych ograniczeń technicznych i warunków bezpieczeństwa.

W chwili oznaczonej przez punkt 11, 21, 31 i 41 rakiet rozpoczyna ruch wzdłuż prowadnicy wyrzutni. Pod wpływem tego ruchu generowane są w układzie zaburzenia, które zakłócają proces śledzenia celu przez układ koordynatora. Warunki pracy układu śledzenia są w tej fazie uzależnione nie tylko od parametrów związanych z ruchem celu, ale również z ruchem rakiety. Ruch rakiety wpływa nie tylko na przebieg zmienności sygnału pożądanego, ale również jest źródłem wymuszeń działających na giroskop.

Na rysunku 3 i 4 przedstawiony jest przebieg zmienności kąta linii obserwacji celu oraz kąta odchylenia i pochylenia giroskopu rakiety nr 1, 2, 3 i 4 w funkcji czasu. W fazie I oba przebiegi są porównywalne, zatem uchyb sterowania jest bliski zera. Ruch celu nie powoduje zakłóceń w procesie sterowania giroskopu. Od punktu 11, 21, 31 i 41 następuje wyraźna rozbieżność obu charakterystyk. W fazie II1, III1, IV1 i V1 uchyb sterowania powiększa się. Przyczyną wzrostu uchybu sterowania jest ruch rakiety wzdłuż prowadnicy, spowodowany działaniem silnika startowego. Silnik startowy działa przez okres występowania fazy II1, III1, IV1 i V1. W tym okresie czasu prędkość liniowa rakiety wzrasta od wartości zero do wartości określonej momentem zakończenia pracy przez silnik startowy. W fazie II2, III2, IV2 i V2



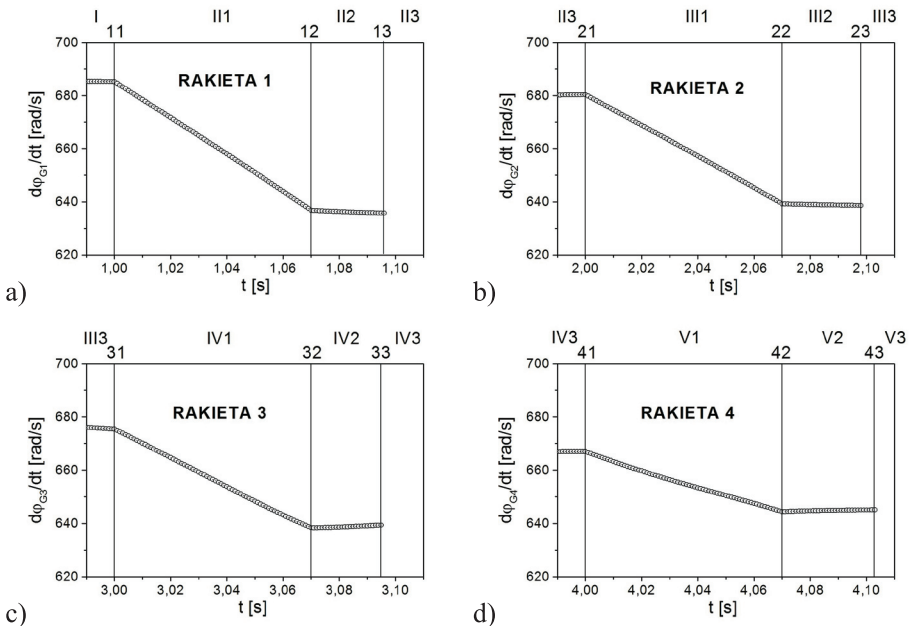
Rys. 3. Kąt odchylenia giroskopu i linii obserwacji celu dla: a) rakiety 1; b) rakiety 2; c) rakiety 3; d) rakiety 4 w trakcie startu



Rys. 4. Kąt pochylenia giroskopu i linii obserwacji celu dla: a) rakiety 1; b) rakiety 2; c) rakiety 3; d) rakiety 4 w trakcie startu

rakieta wykorzystuje nabytą energię kinetyczną w dwóch poprzednich fazach i jej prędkość liniowa w niewielkim stopniu zmienia się. Uchyb sterowania pozostaje w zasadzie stały. Pocisk opuszcza wyrzutnię w punkcie 13, 23, 33 i 43 dysponując niezerowym uchybem. Ograniczenia techniczne, wynikające z maksymalnego kąta widzenia obiektu koordynatora oraz maksymalnego kąta obrotu osi giroskopu, nie mogą być przekroczone.

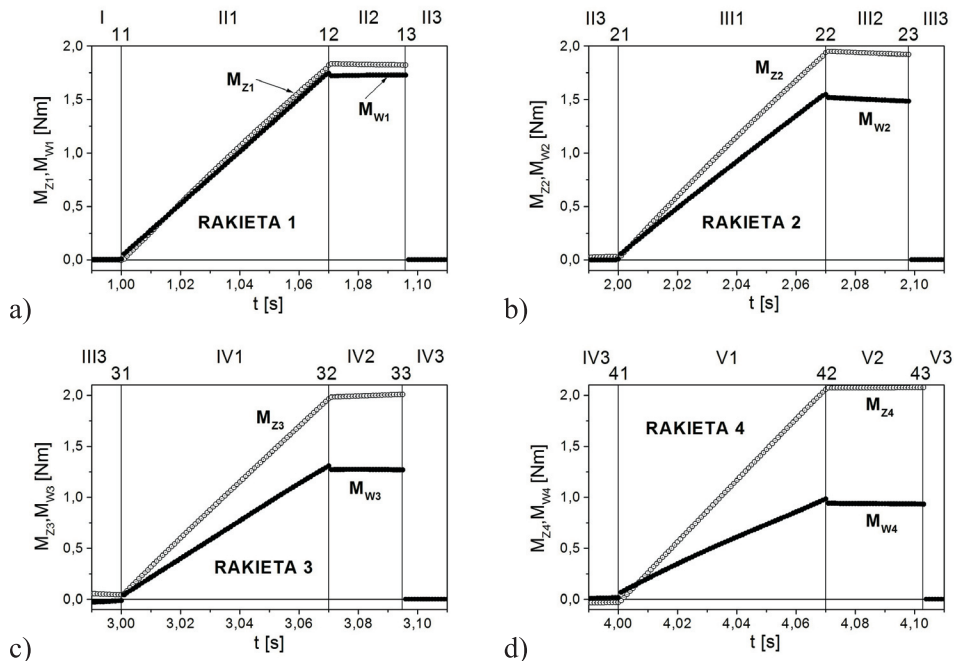
Na rysunku 5 przedstawiony jest przebieg zmienności prędkości kątowej przechylenia giroskopu rakiety nr 1, 2, 3 i 4 w funkcji czasu. Prędkość ta charakteryzuje ruch giroskopu względem jego osi podłużnej. Zachowanie wzorcowej, stałej wartości tej prędkości jest istotne z punktu widzenia właściwego działania układu śledzenia wyposażonego w raster. Wyjściowa wartość prędkości kątowej przechylenia giroskopu wynosi 691 rad/s. W fazie III1, III1, IV1 i V1 spadek wartości tej prędkości jest wyraźny. Przyczyną obniżenia wartości prędkości kątowej jest ruch rakiety wzdłuż prowadnicy, spowodowany działaniem silnika startowego. Silnik startowy działa przez okres występowania fazy III1, III1, IV1 i V1. W tym okresie czasu prędkość liniowa rakiety wzrasta od wartości zero do wartości określonej momentem zakończenia pracy przez silnik startowy. W fazie II2, III2, IV2 i V2 rakieta wykorzystuje nabytą energię kinetyczną w dwóch poprzednich fazach i jej prędkość liniowa w niewielkim stopniu zmienia się. Prędkość kątowa przechylenia



Rys. 5. Prędkość kątowa: a) giroskopu 1; b) giroskopu 2; c) giroskopu 3; d) giroskopu 4 w ruchu przechylenia

giroskopu w tej fazie również pozostaje stała. Zjawiska fizyczne towarzyszące działaniu zestawu przeciwlotniczego powodują zróżnicowanie przebiegu zmienności tej prędkości dla każdej rakiety. W konsekwencji rakietę opuszcza wyrzutnię w punkcie 13, 23, 33 i 43 dysponując w każdym przypadku inną wartością prędkości kątowej giroskopu w ruchu przechyłania.

Na rysunku 6 przedstawione są przebiegi zmienności momentów sterujących obrotem ramki zewnętrznej i ramki wewnętrznej sprzęgła Cardana, stanowiącego integralny element układu giroskopowego rakiety w funkcji czasu. Wygenerowane przez układ koordynatora momenty sterujące zmianą położenia osi giroskopu decydują o przebiegu zmienności sygnału realizowanego. Momenty te warunkują minimalizację uchybu sterowania przy zachowaniu warunku bezpieczeństwa. W fazie I niewielkie wartości momentów sterujących są wystarczające do właściwej realizacji sledzenia linii obserwacji celu przez giroskop. W fazie III1, III1, IV1 i V1 następuje wyraźny wzrost wartości momentów sterujących. Pod koniec tej fazy momenty uzyskują duże wartości, które jednak nie pozwalają na zmianę niekorzystnej tendencji w procesie sterowania. Ograniczenia techniczne, wynikające z maksymalnego momentu sterującego osią giroskopu, nie mogą zostać przekroczone. W pewnym stopniu może przyczynić się do tego faza II2, III2, IV2



Rys. 6. Momenty sterujące: a) giroskopem 1; b) giroskopem 2; c) giroskopem 3; d) giroskopem 4 w trakcie startu

i V2, w której wartości momentów sterujących w przybliżeniu równe są wartości, jaką momenty te osiągają w punkcie 12, 22, 32 i 42. Zakończenie pracy przez silnik startowy powoduje, że w jednej chwili czasu na bryłę pocisku nie działa obciążenie. Skutkiem braku siły ciągu jest w przybliżeniu stała w czasie wartość prędkości liniowej rakiety. Do wysterowania każdego z czterech giroskopów niezbędne są momenty o innym przebiegu zmienności w czasie. Zdecydowana różnica występuje w przypadku momentów sterujących ramką wewnętrzną sprężła Cardana.

4. Wnioski

Sformułowanie warunków niezbędnych do wykonania zadania postawionego przed raketą w trakcie ruchu na wyrzutni sprowadza się m.in. do określenia parametrów charakteryzujących działanie giroskopowego koordynatora celu. Podane zostały tylko te warunki, które dotyczą samego koordynatora i nie uwzględniają zachowania się rakiety oraz ludzi obsługujących zestaw. W trakcie ruchu rakiety wzdłuż prowadnicy wyrzutni generowane są zaburzenia, które wpływają na zachowanie się układu giroskopowego. Od amplitudy i częstotliwości wymuszenia zależy, czy nie zostanie przekroczona:

- maksymalna prędkość kątowna Linii Obserwacji Celu,
- maksymalny kąt widzenia obiektywu koordynatora,
- maksymalny kąt obrotu osi giroskopu,
- maksymalny moment sterujący osią giroskopu.

Artykuł wpłynął do redakcji 26.05.2008 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w czerwcu 2008 r.

LITERATURA

- [1] Z. DZIOPA, *Reakcja giroskopowego koordynatora celu na start rakiety z zestawu przeciwlotniczego*, Zeszyty Naukowe PŚk, Mechanika, 80, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 2004, 117-123.
- [2] Z. DZIOPA, *Układ koordynatora rakiety jako jeden z obiektów zestawu przeciwlotniczego*, VI Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa: Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, Waplewo, 2006, 221-229.
- [3] Z. KORUBA, *Dynamika i sterowanie giroskopem na pokładzie obiektu latającego*, Monografie Studia Rozprawy, Politechnika Świętokrzyska, 25, Kielce, 2001.
- [4] J. NIZIOŁ, *Dynamika żyroskopów ze szczególnym uwzględnieniem żyroskopu całkującego w nieliniowym ujęciu deterministycznym i probabilistycznym*, Monografia, Politechnika Krakowska, Kraków, 1975.

Z. DZIOPA, Z. KORUBA, I. KRZYSZTOFIK

**Analysis of target tracking process by a coordinator system of missiles
taking off a launcher placed on a combat vehicle**

Abstract. The model of a coordinator of anti-aircraft sort range target-homing missiles and taking off the launcher placed on a combat vehicle is presented in the study. The mechanical system in the form of a gyroscope mounted on the Hook's coupling is an element of the coordinator of the tracking head of each missile. The unit controlling the position of the gyroscope axis is activated before launching the missile. The aim of the paper is to present the process of target tracking by the coordinator system of the missiles launched off the self-propelled anti-aircraft assembly, taking into consideration technical limitations and safety conditions determining effective operation of the control system.

Keywords: mechatronics, gyroscope, launcher, tracking

Universal Decimal Classification: 623.428.2

