

ZBIGNIEW DZIOPA*

UKŁAD STABILIZUJĄCY WIEŻĘ WYRZUTNI SAMOBIEŻNEGO PRZECIWLOTNICZEGO ZESTAWU RAKIETOWEGO

THE SYSTEM STABILIZING THE LAUNCHER TURRET OF A SELF-PROPELLED ANTI-AIRCRAFT MISSILE ASSEMBLY

Streszczenie

W niniejszym artykule przedstawiono układ redukcji drgań wieży stanowiącej element wyrzutni rakiet bliskiego zasięgu samonaprowadzających się na cel. Wyrzutnia zamontowana jest na pojeździe samochodowym. Rozważono stabilizację wieży przy wymuszeniach pochodzących od nawierzchni drogi i wynikających z wystrzelenia w odstępach jednosekundowych czterech rakiet. Do redukcji drgań zastosowano cztery działające niezależnie od siebie układy sterowania. Opracowany model umożliwia przeprowadzenie studium wpływu zastosowanej regulacji na możliwość osiągnięcia celu przez kolejno startujące rakiety oraz ocenę komfortu pracy operatora i kierowcy.

Słowa kluczowe: samochód, wyrzutnia, rakiet, człowiek, drgania, stabilizacja

Abstract

The paper presents the vibrations reduction system of a turret which is an element of a short range target-homing missile launcher. The launcher is installed on a ground vehicle. The turret stabilization with the input function as a result of the road surface and the launching of the four missiles at one-second intervals is discussed. Four control units operating independently of one another were used to reduce the vibrations. The designed model enables to study the impact of the implemented regulation on the possibility of reaching the target by the missiles launched successively and the alteration of the operator's and driver's work comfort.

Keywords: vehicle, launcher, missile, man, vibration, stabilization

*Dr inż. Zbigniew Dziopa, Katedra Pojazdów i Sprzętu Mechanicznego, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Politechnika Świętokrzyska.

1. Wstęp

Rozpatrywany układ zalicza się do samobieźnych przeciwlotniczych zestawów rakietowych. Na niewielkim pojeździe terenowym zamontowana jest wyrzutnia rakiet bliskiego zasięgu samonaprowadzających się na cel metodą pasywną. Podstawowe elementy wyrzutni to:

- cokół,
- wieża: platforma i układ czterech prowadnic.

Cokół posadowiony jest na pojeździe samochodowym i stanowi ogniwo pośrednie między pojazdem a wieżą. Wieża umieszczona jest na cokole i składa się z dwóch obiektów platformy oraz układu czterech prowadnic. Przez cały czas ruchu pocisku wzdłuż prowadnicy rakietą ma z wieżą bezpośredni kontakt. W chwili opuszczenia prowadnicy przez rakietę determinowane są początkowe parametry lotu, które warunkują realizację określonej trajektorii [3]. W związku z tym od wieży wymaga się, aby możliwie najkorzystniej izolowała rakietę od niepożądanych drgań pojazdu oraz zapewniała warunki prawidłowej lokacji celu przez pocisk.

W artykule przedstawiono układ redukcji drgań wieży. Rozważono stabilizację wieży przy wymuszeniach pochodzących od nawierzchni drogi i wynikających z wystrzelenia w odstępach jednosekundowych czterech rakiet.

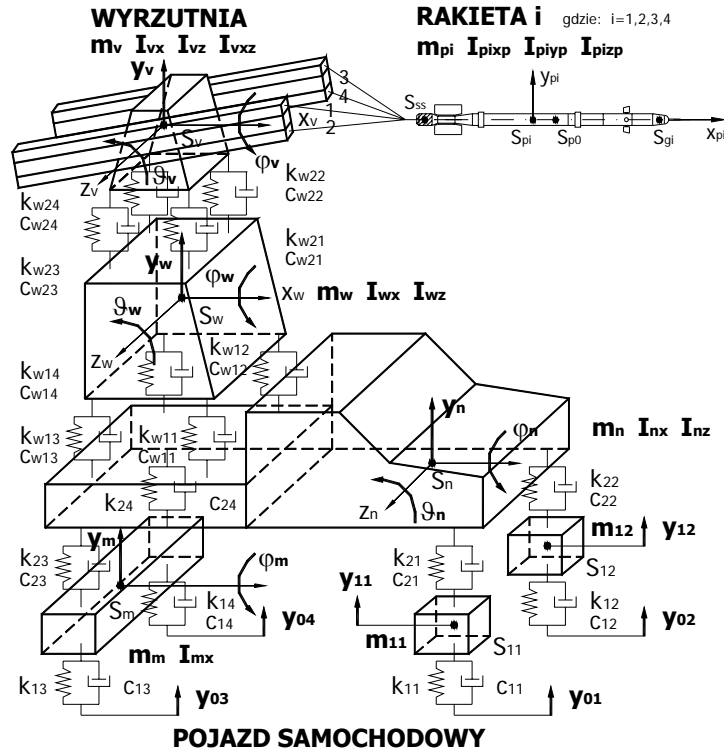
2. Model przeciwlotniczego zestawu rakietowego

Samobieźny przeciwlotniczy zestaw rakietowy poddany analizie teoretycznej generalnie składa się z pięciu następujących obiektów:

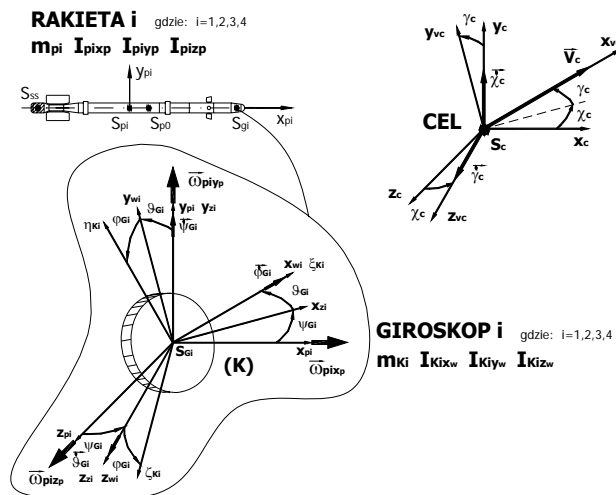
- pojazdu samochodowego,
- operatora i kierowcy siedzących na fotelach,
- wyrzutni składającej się z cokołu i wieży,
- czterech pocisków rakietowych bliskiego zasięgu samonaprowadzających się na cel,
- celu.

Sformułowany model fizyczny samobieźnego przeciwlotniczego zestawu rakietowego przedstawiono na rysunkach 1a), b), c). Uwzględnia on zasadnicze obiekty wchodzące w skład układu, który poddany został analizie teoretycznej.

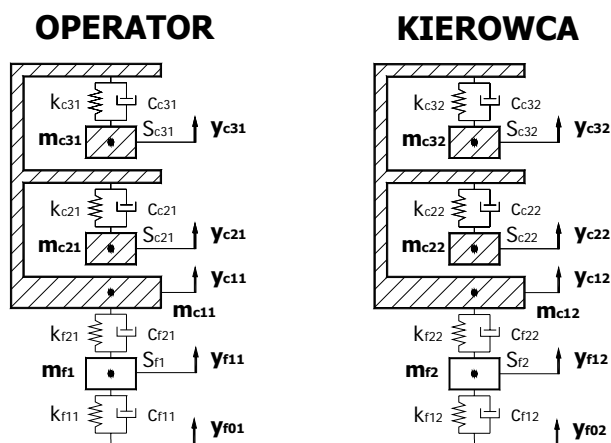
Opracowany na podstawie fizycznego modelu przestrzennego model matematyczny w ogólnym przypadku ma czterdzieści jeden równań ruchu, zależności kinematyczne, równania ruchu celu, człony sterujące, parametry opisane funkcjami i wymaga rozwiązania dwudziestu jeden równań równowagi statycznej [7]. Generalnie jest to model nieliniowy, zdeteterminowany, zmienny w czasie, dyssypatywny i nieswobodny [5].



Rys. 1a) Model fizyczny pojazdu samochodowego, wyrzutni i raket
 Fig. 1a) The physical model of the combat vehicle, launcher and missiles



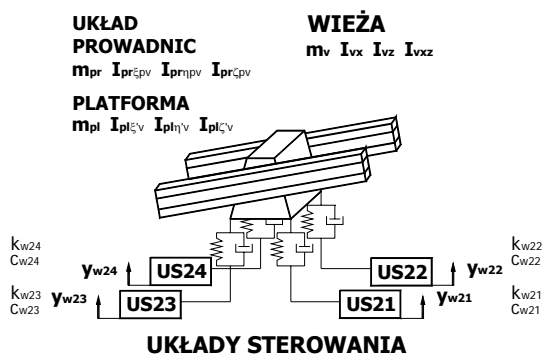
Rys. 1b) Model fizyczny giroskopów i celu
 Fig. 1b) The physical model of the gyroscopes and target



Rys. 1c) Model fizyczny operatora i kierowcy
Fig. 1c) The physical model of operator and driver

3. Układ stabilizujący wieżę wyrzutni

W celu poprawienia warunków startu rakiet wprowadzono układ stabilizujący wieżę wyrzutni (rys. 2) [1, 2, 6]. Rozważa się stabilizację wieży przy wymuszeniach pochodzących od nawierzchni drogi i wynikających z wystrzelenia rakiet. Do redukcji drgań zastosowano cztery urządzenia sterujące włączone szeregowo w zawieszenie platformy wieży wyrzutni. Wszystkie cztery układy sterowania działają niezależnie od siebie. Każdy z nich stabilizuje tylko jeden punkt zamocowania zawieszenia platformy.



Rys. 2. Układ stabilizujący wieżę wyrzutni
Fig. 2. The stabilization system of the launcher turret

Regulacja odbywa się w układzie zamkniętym [4]. Struktura układu sterowania przedstawiona została na przykładzie urządzenia US21 (rys. 3). Pętlę sterowania tworzy zawieszenie pasywne w postaci modelu Voigta–Kelvina wraz ze sterowanym układem wykonawczym w postaci siłownika elektrohydraulicznego, dwóch czujników przyspieszeń zamontowanych na platformie wieży i na cokole oraz komputera. Układ pomiarowy, korzystając z podwójnego integratora, przekazuje sygnał realizowany z wieży i sygnał wy-

muszący z cokołu do komputera, który na ich podstawie wyznacza sygnał sterujący. Formułowanie sygnału przez komputer przebiega zgodnie z przyjętym algorytmem sterowania. Cztery analogiczne układy sterowania zapewniają zarówno liniową, jak i kątową stabilizację wieży wyrzutni w przestrzeni.

Przyjęty algorytm sterowania realizowany w procesie symulacji dla urządzenia US21 ma następującą postać

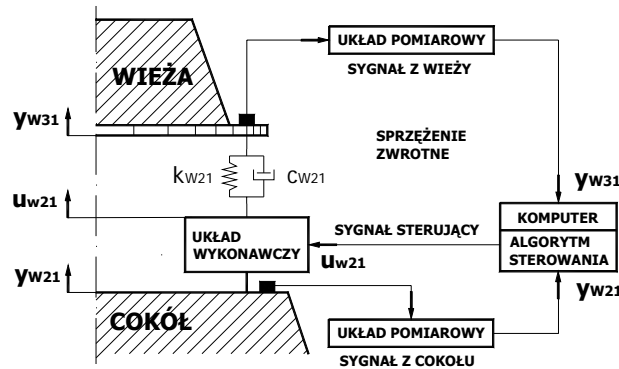
$$u_{w21} = k_{s21}y_{w21} + k_{s31}y_{w31}$$

$$\dot{u}_{w21} = k_{s21}\dot{y}_{w21} + k_{s31}\dot{y}_{w31}$$

gdzie:

y_{w21}, y_{w31} – sygnały z cokołu i z wieży,

k_{s21}, k_{s31} – współczynniki sterowania o odpowiednio dobranych wartościach.



Rys. 3. Schemat układu sterowania US21

Fig. 3. The US21 control system scheme

4. Symulacja numeryczna

W artykule przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji komputerowej dla przypadku pasywnego i aktywnego zawieszenia wieży wyrzutni. Zredagowany program w języku wyższego poziomu Borland C++ umożliwia przeprowadzenie symulacji pracy przeciwlotniczego zestawu raketowego od chwili rozpoczęcia procesu śledzenia celu przez rakiety znajdujące się na wyrzutni. Moment ten wybierany jest na podstawie początkowego położenia celu względem zestawu dla czasu $t = 0$. Cel wykonuje niezależny ruch, który można traktować jako manewr obronny pilota. Przebieg zmienności wielkości fizycznych charakteryzujących ruch zestawu przeciwlotniczego rozpatrywany jest przez pięć sekund. W tym czasie wyróżnionych jest pięć podstawowych faz ruchu I, II, III, IV i V oraz dla rakiety 4 trzy fazy składowe V1, V2 i V3. Fazy te są wynikiem interpretacji chwil oznaczonych przez punkty 0, 11, 21, 31, 41 i 5. W punkcie 0 pojawia się wymuszenie pochodzące od nawierzchni drogi, w punktach 11, 21, 31 i 41 rozpoczyna się wystrzeliwanie kolejno rakiet 1, 2, 3 i 4, a w punkcie 5 kończy się proces obserwacji ruchu zestawu. Fazy składowe dla rakiety 4 są wynikiem interpretacji chwil oznaczonych przez

punkty 42 i 43. W punkcie 42 kończy pracę silnik startowy rakiety 4, a w punkcie 43 rakieta 4 opuszcza prowadnicę wyrzutni.

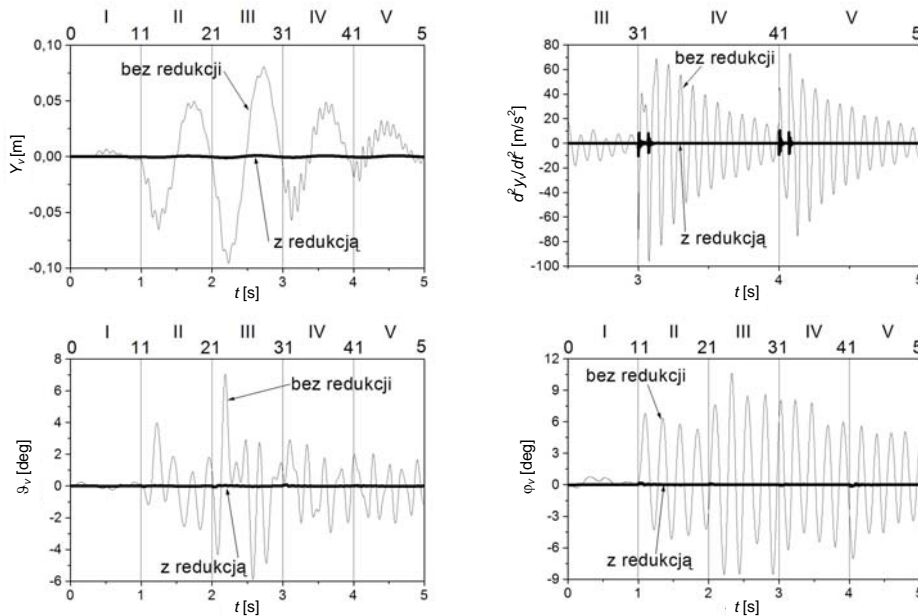
Na rysunku 4 przedstawiono przebieg zmienności w czasie t następujących wielkości fizycznych charakteryzujących ruch wieży wyrzutni:

y_v – przemieszczenie pionowe,

$\frac{dy_v}{dt}$ – przyspieszenie pionowe,

ϑ_v – kąt pochylenia,

φ_v – kąt przechylenia.



Rys. 4. Wielkości fizyczne charakteryzujące ruch wieży
Fig. 4. The physical quantities characterizing the turret motion

Na rysunku 5 przedstawiono przebieg zmienności w czasie t następujących wielkości fizycznych charakteryzujących ruch rakiety 4:

$\frac{d\varphi_{p4}}{dt}$ – prędkość kątowa w ruchu obrotowym wokół osi podłużnej,

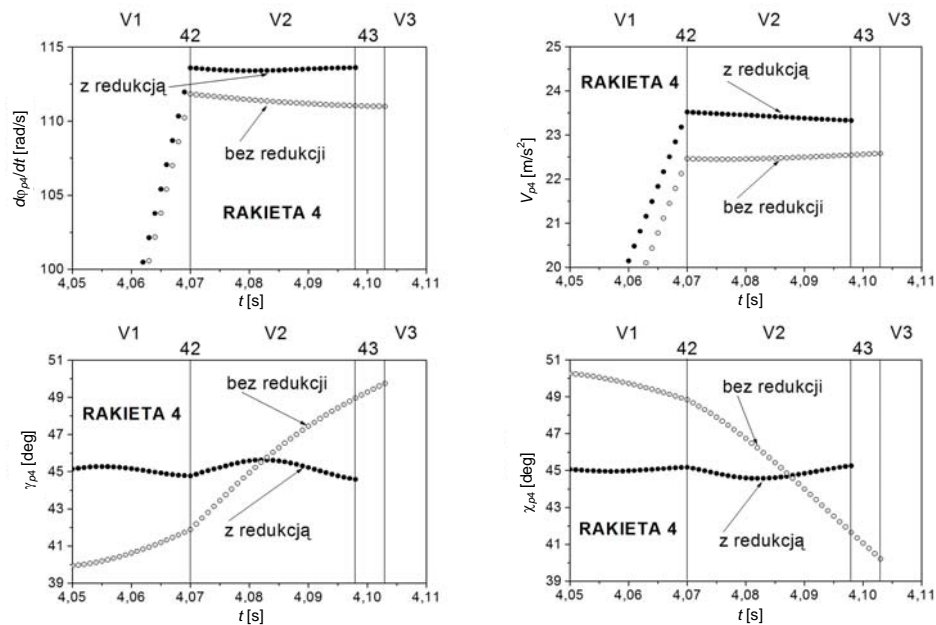
V_{p4} – prędkość liniowa,

γ_{p4} i χ_{p4} – kąty określające kierunek wektora prędkości liniowej.

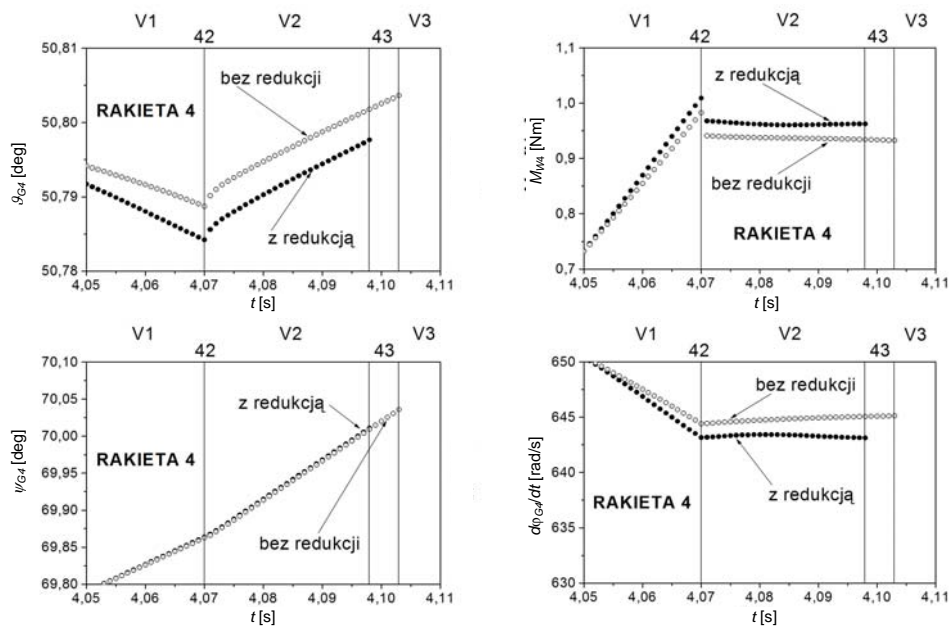
Na rysunku 6 zaprezentowano przebieg zmienności w czasie t następujących wielkości fizycznych charakteryzujących ruch giroskopu rakiety 4:

ϑ_{G4} – kąt pochylenia,

M_{W4} – moment sterujący ramką wewnętrzną sprzęgła Cardana, na którym zawieszony jest giroskop,



Rys. 5. Wielkości fizyczne charakteryzujące ruch rakiety 4
 Fig. 5. The physical quantities characterizing the motion of the missile 4



Rys. 6. Wielkości fizyczne charakteryzujące ruch giroskopu rakiety 4
 Fig. 6. The physical quantities characterizing the motion of the gyroscope of the missile 4

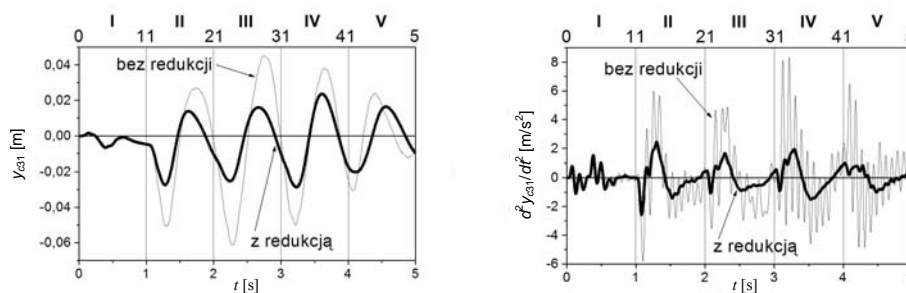
ψ_{G4} – kąt odchylenia,

$\frac{d\varphi_{G4}}{dt}$ – prędkość kątowna w ruchu obrotowym wokół osi podłużnej.

Na rysunku 7 przedstawiono przebieg zmienności w czasie t następujących wielkości fizycznych charakteryzujących ruch głowy operatora:

y_{c31} – przemieszczenie pionowe,

$\frac{dy_{c31}}{dt}$ – przyspieszenie pionowe.



Rys. 7. Wielkości fizyczne charakteryzujące ruch głowy operatora
Fig. 7. The physical quantities characterizing the movement of the operator's head

5. Wnioski

Opracowany model samobieżnego przeciwlotniczego zestawu raketowego umożliwia przeprowadzenie studium wpływu zastosowanej regulacji na możliwość osiągnięcia celu przez kolejno startujące rakiety. W związku z tym po przeprowadzeniu symulacji ruchu układu można określić, czy:

- układ sterowania rakiety w początkowej fazie lotu zdąży skorygować utratę stabilności,
 - czas niezbędny na wypracowanie pożądanego toru lotu nie będzie za krótki,
 - spełnione zostaną ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa:
 - maksymalne przeciążenie,
 - maksymalny kąt natarcia,
- oraz czy nie zostaną przekroczone:
- maksymalna prędkość kątowna Linii Obserwacji Celu,
 - maksymalny kąt widzenia obiektywu koordynatora,
 - maksymalny kąt obrotu osi giroskopu,
 - maksymalny moment sterujący osią giroskopu,
 - maksymalna amplituda przyspieszenia drgań poszczególnych narządów operatora i kierowcy,
 - maksymalne przemieszczenie i prędkość głowy względem przyrządów nawigacyjnych operatora i kierowcy,
- oraz czy zostaną zachowane:
- założona prędkość kątowna rakiety w ruchu obrotowym wokół osi podłużnej,
 - szybkość decyzji operatora o wystrzeleniu rakiety.

Zamiana zawieszenia pasywnego na aktywne zdecydowanie obniża poziom drgań wieży. Drgania platformy poprzez układ prowadnic wpływają na ruch rakiet. W związku z tym ruch wieży determinuje komfort dla startujących z wyrzutni rakiet. Wprowadzenie zawieszenia aktywnego nie tylko obniża poziom odpowiedzi wieży na wymuszenie od strony drogi, ale również na zaburzenia generowane startem kolejnych rakiet. W trakcie ruchu rakiety wzdłuż prowadnicy wyrzutni występujące zjawiska fizyczne cechuje obniżony poziom oddziaływań mechanicznych. Układ stabilizacji nie eliminuje niekorzystnego zjawiska skoku wartości przyspieszenia liniowego i kąтового wieży w punktach charakterystycznych, ale zmniejsza go.

Z analizy przebiegu zmienności wielkości kinematycznych charakteryzujących ruch rakiety na wyrzutni wynika, że zawieszenie aktywne korzystnie kształtuje ich funkcje w czasie. Wektor prędkości liniowej dla każdej z czterech startujących rakiet jest podobnie określony w przestrzeni. Natomiast w przypadku zawieszenia pasywnego rozrzut orientacji przestrzennej tego wektora jest dużo większy. Również przebieg zmienności prędkości kątovej przechyłania rakiet w przypadku stabilizacji wieży jest podobny dla każdej z nich. Natomiast brak redukcji drgań wieży sprzyja nieprzewidywalnej zmianie tej prędkości.

Od koordynatora rakiety wymaga się, aby układ giroskopowy śledził cel niezależnie od istniejącego zakłócenia. Dokonany wybór współczynników wzmocnienia regulatora daje układowi śledzenia podobną odporność na zakłócenia niezależnie od zastosowanego zawieszenia wieży. System stabilizacji platformy nie poprawia w sposób zdecydowany procesu sterowania giroskopem. Generowanie większych wymuszeń w układzie może wymagać wprowadzenia korekty w doborze wartości współczynników wzmocnienia regulatora, tak aby spełnione były ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa. W takim przypadku zastosowanie układu stabilizacji wieży może okazać się nieodzowne.

Zamontowanie w zestawie przeciwlotniczym układu redukcji drgań wieży obniża poziom fluktuacji przemieszczenia i przyspieszenia narządów operatora i kierowcy znajdujących się w trakcie startu rakiet w pojeździe samochodowym. Natomiast nie przyczynia się do istotnej zmiany drgań narządów człowieka wywołanych wymuszeniem od strony drogi.

Warunki wypracowane przez zestaw przeciwlotniczy z zainstalowanym układem redukcji drgań wieży są ogólnie korzystniejsze dla startujących rakiet i obsługujących zestaw ludzi.

Literatura

- [1] Dziopa Z., Stańczyk T.L., *Redukcja drgań platformy stabilizującej w układzie: wyrzutnia rakiet-samochód*, IV Szkoła: Metody aktywne Redukcji Drgań i Hałasu, Kraków-Krynica-Gutenberg 1999, 35-40.
- [2] Dziopa Z., *Vibration Reduction of a Close Range Missile Launcher*, Mechanika, Kwartalnik Akademii Górniczo-Hutniczej z. 3, t. 22, Kraków 2003, 255-262.
- [3] Dziopa Z., *Samobieżny zestaw przeciwlotniczy jako układ determinujący początkowe parametry lotu rakiety*, Mechanika w Lotnictwie ML-XII 2006, PTMTiS, Warszawa 2006, 223-241.
- [4] Kaczorek T. (red.), *Podstawy teorii sterowania*, WNT, Warszawa 2006, 497.
- [5] Nizioł J. (red.), *Mechanika techniczna*, tom II, *Dynamika układów mechanicznych*, Komitet Mechaniki, Instytut Podstawowych Problemów PAN, Warszawa 2005, 608.

- [6] Osiecki J., Dziopa Z., Stępiński B., *Stabilizacja poziomego położenia platformy przy dużych zakłóceniach kątowych*, II Szkoła: Metody Aktywne Redukcji Drgań i Hałasu, Kraków–Zakopane 1995, 117-121.
- [7] Zhang D., Xiao J., *A dynamic model for rocket launcher with coupled rigid and flexible motion*, Applied Mathematics and Mechanics, Vol. 26, No. 5/May, 2005.