

SYSTEM WSPARCIA NAWIGACJI WIRUJĄCEGO POCISKU RAKIETOWEGO

DAWID FLORCZAK, ROBERT GŁĘBOCKI, ANTONI KOPYT

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa

e-mail: dawid.florczak@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl; antoni.kopyt@pw.edu.pl

Podstawowym problemem w nawigacji wirujących pocisków raketowych jest problem precyzyjnego wyznaczenia prędkości obrotowej obiektu. Systemy nawigacji bezwładnościowej, wyposażone w czujniki typu MEMS (ang. *microelectromechanical system*) bez wspomaganie systemami nawigacji satelitarnej, posiadają ograniczone możliwości rejestrowania prędkości obrotowej pocisku. Ograniczone zakresy rejestrowania prędkości obrotowej implikują powstawanie największych błędów w nawigacji inercyjnej. Fakt ten jest kluczowym zagadnieniem uniemożliwiającym efektywne podsterowanie i unowocześnienie niesterowanych konstrukcji wirujących pocisków raketowych. Możliwym rozwiązaniem powyższego problemu jest innowacyjny czujnik prędkości obrotowej oparty o pomiary zmian czynników zewnętrznych występujących wokół pocisku raketowego. W pracy przedstawiono analizę rynku czujników oświetlenia nadających się do zastosowania w projektowanym systemie pomiarowym. Zaprezentowano wyniki wstępnych badań laboratoryjnych. Uzyskane rezultaty wskazują na możliwość otrzymania informacji o kącie przechylenia rakiety poprzez pomiar natężenia oświetlenia otoczenia.

Słowa kluczowe: rakietka, układ nawigacji inercyjnej, fotodiody

1. Wstęp

Celem przybliżenia niniejszego tematu koniecznym jest przedstawienie charakterystyki obecnych konfliktów zbrojnych w kontekście użytkowania systemów artylerii raketowej. W szczególności należy zwrócić uwagę na transformację współczesnego pola walei w kontekście pozyskiwania informacji wywiadowczych z powodu powszechnego zastosowania bezzałogowych statków powietrznych, tych zarówno zmminiaturyzowanych o wielkości konsumenckich dronów, jak i tych bezzałogowych statków powietrznych odpowiadających wielkości cywilnej awionetce. Co więcej, dzięki znaczącemu obniżeniu kosztów wynoszenia sztucznych satelitów obserwacyjnych oraz popularyzacji usług satelitarnych możliwe było drastyczne zwiększenie dostępności informacji satelitarnych takich jak zdjęcia satelitarne w świetle widzialnym, podczerwonym oraz zdjęcia radarowe w szerokim spektrum fal magnetycznych. W rezultacie pojawienie się możliwości szybkiego uzyskania szczegółowej informacji dotyczącej wrogich jednostek operujących na danym terytorium pozwoliło na zwiększenie możliwości zastosowania artylerii raketowej precyzyjnego rażenia. Fakt ten wynika bezpośrednio z wartości ekonomicznej sterowanych oraz podsterowanych pocisków raketowych, których koszty produkcji mogą kilkukrotnie przewyższać koszty produkcji ich niesterowanych odpowiedników. Dodatkowo należy również podkreślić charakterystykę ogólnego użycia artylerii raketowej, która w ogólnym zastosowaniu sprowadza się do zmasowanego ataku na wroga jednostki celem przełamania frontu walk oraz umożliwienia ataku poprzez dedykowane do takich operacji jednostki. Co więcej, z powodu bezpośredniej bliskości wrogich wojsk, atakujące bataliony wyposażone w jednostki artylerii raketowej muszą liczyć się z bezpośrednią odpowiedzią artylerii lufowej oraz raketowej. Z powyższych względów zrozumiałym jest, że zarówno koszty produkcji wyrzutni, jak i raket przeznaczonych dla artylerii raketowej

nie mogły być względnie wysokie. Jednakże, pojawienie się możliwości pozyskiwania precyzyjnych informacji na temat pozycji wrogich wojsk w połączeniu z rozwojem materiałów pędnych, które znacząco zwiększyły zasięg artylerii raketowej spowodowały zmianę strategii zastosowania niniejszego rodzaju wojsk. W rezultacie operacyjnie korzystnym stało się użytkowanie artylerii wyposażonej w zaawansowane technologiczne efektory potrafiące bezpośrednio razić odległe cenne cele takie jak: składy amunicji, tymczasowe obozy i zgrupowania wojsk, mosty oraz przeprawy rzeczne, centra dowodzenia i inne strategiczne obiekty. Należy jednak podkreślić, że podstawowym problemem w zastosowaniu artylerii raketowej do precyzyjnych ataków na wrogie cele jest problematyka układów nawigacyjnych efektorów. Z powodu występowania wysokich prędkości obrotowych pocisków raketowych wykorzystywanych w artylerii raketowej precyzyjnego rażenia podstawowym problemem jest wyznaczenie prędkości obrotowej obiektu, która ma znaczący wpływ na wyliczenie orientacji przestrzennej rakiety.

Jednym z kluczowych przykładów powszechnego zastosowania artylerii raketowej do precyzyjnego rażenia strategicznych celów operacyjnych jest przykład użycia systemów M142 HIMARS (ang. *High Mobility Artillery Rocket System*) w wojnie na Ukrainie w bieżącym roku. We wspomnianym konflikcie dotychczasowo zastosowano nie więcej niż 30 sztuk wieloprowadnicowych wyrzutni systemu M142 HIMARS, której widok został przedstawiony na rys. 1. Jednakże,



Rys. 1. M142 HIMARS podczas ostrzału [3]

pomimo ograniczonej ilości zastosowanych wyrzutni podczas operacji bojowych, wojska ukraińskie są w stanie skutecznie razić szerokie spektrum kluczowych obiektów naziemnych. Wśród zniszczonych przez system M142 HIMARS strategicznych celów znalazły się takie obiekty jak: mosty i przeprawy rzeczne, składy amunicji, lotniska oraz magazyny lotniskowe, punkty dowodzenia i inne kluczowe obiekty dla teatru działań wojennych armii rosyjskiej. M142 HIMARS wyposażony jest w nawigację inercyjną opartą o czujniki MEMS (ang. *microelectromechanical system*) wraz z możliwością korekty za pomocą sygnałów z systemów nawigacji satelitarnej.

Analogicznym przykładem zastosowania artylerii raketowej wyposażonej w sterowane lub podsterowane pociski raketowe jest przykład ukraińskiego systemu WILCHA opartego o postradzieckie wyrzutnie raketowe BM 30 Smiercz oraz ich współczesny odpowiednik produkowany na podwoziu KrAZ-7634HE. Ukraińscy inżynierowie, projektując nowe efektory pod kątem ich zastosowania w wieloprowadnicowej wyrzutni raketowej, skupili się na zmniejszeniu rozrzutu bazowej wersji niekierowanych pocisków poprzez zastosowanie gazodynamicznego układu wykonawczego sterowania. Powyższy układ sterowania wykorzystywany jest w pociskach raketowych systemu WILCHA w dwóch momentach lotu rakiety, tj. w momencie zejścia z wyrzutni pocisku

oraz po przekroczeniu wierzchołkowej lotu raket. Pierwsza korekta związana jest z zminimalizowaniem wpływu tzw. przepadania raket tuż po zejściu z wyrzutni. Zjawisko przepadania raket po czasie zejście pocisków z wyrzutni jest związane z brakiem wystarczającej odporności pocisku na czynniki zewnętrzne takie jak np. podmuchy wiatru, które mogą zaburzyć początkowy tor lotu raket. Fakt ten bezpośrednio wynika z niskiej prędkości początkowej startujących raket i jest problemem dla wielu typów raket. Moment pracy gazodynamicznego układu wykonawczego dla pierwszej korekty został ukazany na rys. 2. Natomiast druga korekta wynika z dynamiki



Rys. 2. System WILCHA-R podczas strzału [4]

lotu tego typu pocisków raketowych, których konstrukcja oraz wynikająca z tego aspektu charakterystyka lotu warunkują względnie stabilne warunki lotu raket po przejściu wierzchołkowej toru lotu. Z powyższego względu, dokonując korekty lotu pocisku w wspomnianej fazie lotu, inżynierowie byli w stanie zagwarantować realną wartość kołowego błędu trafienia CEP (ang. *Circular Error Probable*) na poziomie poniżej 15 m (dla wersji pocisków WILCHA-R o zasięgu do 70 km) oraz poniżej 30 m (dla wersji pocisków WILCHA-M2 o zasięgu do 200 km). Dzięki precyzyjnym trafieniom na strategiczne cele wojskowe, system WILCHA odznaczył się wysoką wartością bojową podczas walk w wojnie na Ukrainie. Jednakże, ze względów medialnych system WILCHA jest znacząco mniej znanym dla opinii publicznej od systemu M142 HIMARS. Poszczególne pociski systemu WILCHA naprowadzane są za pomocą nawigacji inercyjnej opartej o czujniki MEMS (analogiczne do systemu M142 HIMARS) z możliwością otrzymywania korekty za pomocą sygnałów nawigacji systemów satelitarnych.

Kolejnym przykładem zastosowania precyzyjnych pocisków artylerii raketowej naprowadzanych za pomocą nawigacji inercyjnej opartej o czujniki MEMS z funkcjonalnością wspomaganą za pomocą korekt pochodzących z systemów satelitarnych jest system ACCULAR (rys. 3) produkowany przez izraelski koncern zbrojeniowy IMI Systems. Rodzina raket systemu ACCULAR



Rys. 3. Start rakiety systemu ACCULAR [5]

składa się z dwóch efektorów – mniejszego o kalibrze 122 mm oraz większego kalibru 160 mm. Zasięg systemu ACCULAR wynosi odpowiednio 35 km oraz 40 km dla przypadku rakiet kalibru 160 mm. Jednakże, co warto podkreślić, dla obydwu efektorów celność niniejszego systemu uzbrojenia jest jednakowa i warunkuje się na poziomie CEP nie więcej niż 10 m. Fakt ten jest kluczowym parametrem indukującym możliwość zastosowania systemu ACCULAR do prowadzenia przez izraelskie wojska bardzo precyzyjnych ataków na m.in. centra szkoleniowe islamskich bojowników Hamasu, składy amunicji czy prowizoryczne mikrofabryki rakiet wystrzeliwanych ze strefy Gazy. W połączeniu ze skutecznym pozyskiwaniem danych wywiadowczych odnośnie położenia strategicznych obiektów wojskowych oraz pozycji wrogich jednostek system ACCULAR stanowi niezwykle wartościową jednostkę bojową. Ostatnią pozycją przedstawiającą światowe trendy w zakresie zastosowania artylerii raketowej do precyzyjnego niszczenia strategicznych celów wojskowych jest przykład tureckiego systemu TGR-122 (rys. 4) opartego o efektor 122 mm



Rys. 4. Efektor systemu TGR-122 mm wyposażony w aerodynamiczne powierzchnie sterowe [6]

wyposażone w aerodynamiczne układy sterowania. System TGR-122 wykorzystuje nawigację inercyjną zbudowaną z czujników MEMS wspomagana poprawkami z systemów nawigacji satelitarnej takich jak amerykański GPS (ang. *Global Positioning System*) oraz rosyjski GLONAS (ros. GLONAS, Global'naja Nawigacjonnaja Sputnikowaja Sistem). Celność systemu TGR-122 przedstawia się na poziomie CEP 20 m i analogiczne do poprzednich pozycji systemów artylerii raketowej wymienionych w niniejszej pracy stanowi przykład nowoczesnego zastosowania powyższego rodzaju wojsk lądowych do precyzyjnego niszczenia strategicznych celów wojskowych na współczesnym polu walki.

Przedstawione powyżej systemy artylerii raketowej odpowiadają na potrzeby wojsk lądowych prowadzących operacje we współczesnych konfliktach zbrojnych występujące na świecie. Co więcej, również polskie Ministerstwo Obrony Narodowej w wyniku ostatnich umów dotyczących zakupu amerykańskich wyrzutni M142 HIMARS oraz koreańskich systemów artylerii raketowej K239 Chunmu podąża za światowymi trendami. Jednakże z powodu wysokiej ilości wieloprowadnicowych wyrzutni raketowych (typu BM-21 GRAD oraz WR-40 Langusta) utrzymywanych na magazynach Wojska Polskiego oraz faktu możliwości implementacji systemów sterowania do niekierowanych pocisków raketowych powstaje sposobność do opracowania polskich systemów precyzyjnej artylerii raketowej. Należy jednak podkreślić, że kluczowym elementem dla powyższego typu rakiet sterowanych jest skutecznie działający układ nawigacji. Obecnie dostępne sterowane pociski raketowe wystrzeliwane z wieloprowadnicowych wyrzutni raketowych przedstawionych w niniejszym artykule korzystają z systemów nawigacji bezwładnościowej wspomaganych danymi o aktualnej orientacji przestrzennej pocisku z systemów nawigacji satelitarnej. Jednakże, z powodu łatwości zagłuszania sygnałów satelitarnych przez systemy walki elektronicznej występujące na wyposażeniu większości armii wysokorozwiniętych krajów, systemy nawigacji satelitarnej nie są obecnie rozpatrywane jako systemy wspomagające układy nawigacji bezwładnościowej przez potencjalnych odbiorców. Brak ogólnodostępnych na rynku czujników typu MEMS o wystarczającej dokładności pomiarowej dla wirujących pocisków raketowych przy jednoczesnych deklaracjach przedstawicieli Ministerstwa Obrony Narodowej o potrzebie zaprojektowania układu precyzyjnej nawigacji bezwładnościowej dedykowanej do wirujących obiektów raketowych utworzył możliwość rozwiązania powyższego problemu technologicznego.

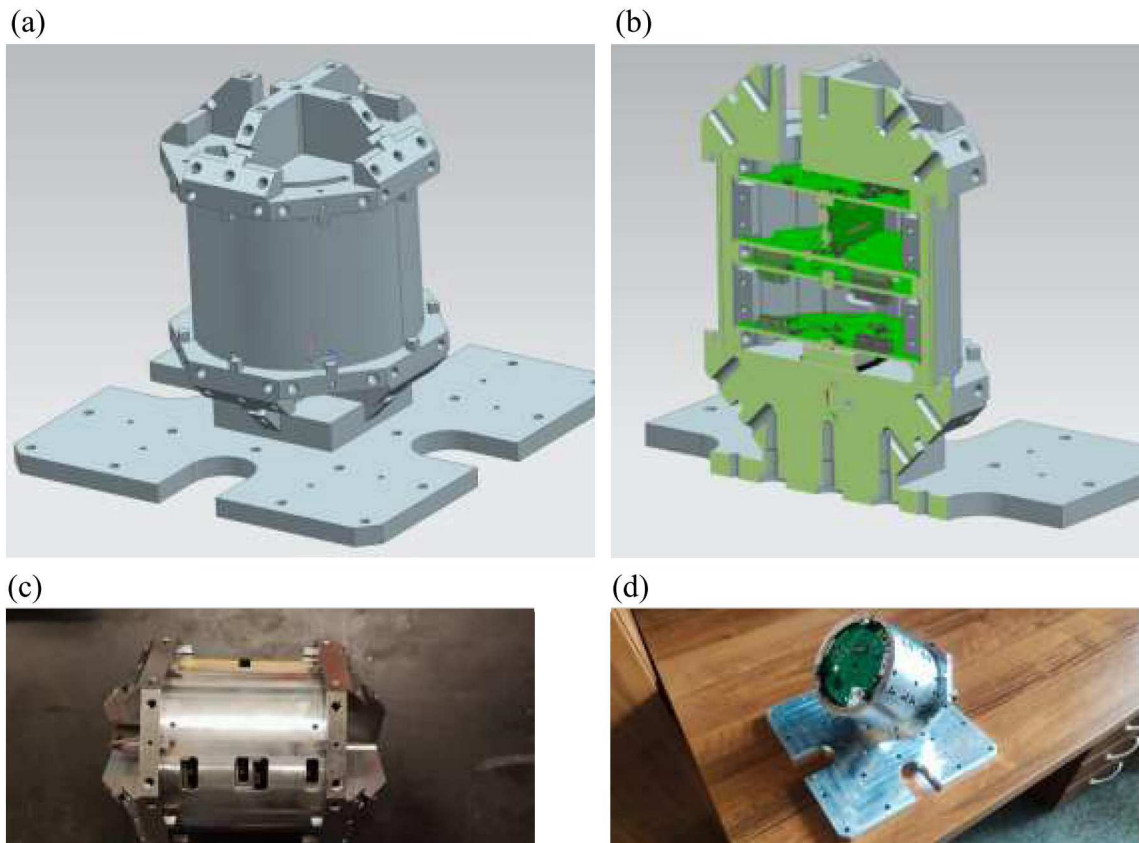
Podstawową aspektem związanym z zaprojektowaniem dedykowanego do zastosowania w szybko wirujących pociskach raketowych układu nawigacji inercjalnej jest dobór czujników pozwalających na uzyskanie finalnej celności pocisku. Z powodu specyfiki branży produkcji czujników MEMS oraz czujników optycznych, takich jak np. żyroskopy światłowodowe, istnieje ograniczona ilość firm zajmujących się produkcją oraz dystrybucją czujników o odpowiednim do zastosowań w technikach raketowych. Co więcej, dla większości czujników, których zakresy pomiarowe przekraczają ± 2000 deg/s koniecznym jest podpisanie tzw. certyfikatu użytkownika końcowego (ang. *End-user certificate*) znacząco ograniczającego możliwości zastosowań czujników do produkcji seryjnej układów nawigacyjnych. Problematyka doboru czujników oraz porównania możliwości zastosowania czujników MEMS oraz czujników optycznych na potrzeby zastosowań raketowych została przedstawiona w publikacji [1]. Autorzy powyższego artykułu dokonali kompleksowego zastawienia żyroskopów i akcelerometrów optycznych oraz żyroskopów i akcelerometrów typu MEMS dobranych pod kątem użytkowania na rakiecie sondującej. Należy również podkreślić, że dobrane czujniki nie były obciążone certyfikatem użytkownika końcowego i istniała możliwość ich bezpośredniego zakupu w momencie przeprowadzania opublikowanych badań. Wykonane testy za pomocą zaprojektowanego środowiska symulacyjnego przy pomocy dostępnych bibliotek źródłowych oraz gwarantowanych przez producentów czujników parametrów pomiarowych. Przedstawione wyniki w publikacji [1] jednoznacznie przedstawiają możliwości zastosowania badanych czujników, zarówno czujników optycznych, jak i czujników typu MEMS w zakładanej rakiecie sondującej. Jednakże autorzy powyższej publikacji wskazali na konieczność zastosowania dodatkowego systemu wsparcia nawigacji inercjalnej. Zastosowanie komercyjnie dostępnych wyłącznie czujników optycznych lub czujników typu MEMS w jednostce nawigacji inercjalnej na potrzeby technik raketowych z racji wymaganych poziomów określania orientacji przestrzennej pocisku raketowego przy jednoczesnych błędach narastających w czasie wymaga korekcy uzyskiwanych pozycji z zewnętrznego systemu nawigacyjnego lub korekcy wskazań żyroskopów poprzez pomiary zmian środowiskowych wokół wirującej rakiety.

W kwestii systemu wsparcia pozwalającego na określenie orientacji obiektu w przestrzeni ciekawą propozycję zaprezentowano w artykule [2]. Wskazana publikacja obejmowała zbudowanie aparatu matematycznego dla układu optycznego określającego pozycje sztucznego satelity za pomocą położenia gwiazd. Zaproponowany przez autorów artykułu [2] układ opierał się na trzech sensorach optycznych, których zadaniem było wykrywanie najjaśniejszych znanych obiektów na nieboskłonie oraz pomiar kąтового położenia pomiędzy wykrytymi obiektami a sztucznym satelitą wyposażonym w powyższy układ pomiarowy. Autorzy publikacji udowodnili sensowność zastosowania zaproponowanego układu pomiarowego współpracującego z dedykowanym systemem przetwarzającym zarejestrowane dane do określenia pozycji sztucznego satelity. Fakt ten oraz analogiczne prace dotyczące układów nawigacyjnych opierających się o wskazania sensorów rejestrujących optyczne obrazy rejestrowanego fragmentu przestrzeni, jak nawigacja wizyjna dla bezzałogowych statków powietrznych, pozwolił na postawienie tezy o możliwości zastosowania powyższych układów jako system wsparcia nawigacji inercjalnej dedykowanej dla potrzeb technik raketowych.

2. Metoda

W celu zbadania możliwości zaprojektowania i wykonania układu nawigacji inercjalnej na potrzeby pocisków raketowych rodzimej produkcji wykonano demonstrator układu nawigacji inercjalnej IMU (ang. *Inertial Measurement Unit*), którego widok został przedstawiony na rys. 5.

Zaprojektowany układ IMU składa się z czujników analogicznych oraz cyfrowych typu MEMS z możliwością współpracy z systemem wsparcia nawigacji wirującego pocisku raketowego. Wspomniany system wsparcia nawigacji wirującego pocisku raketowego może składać się z maksy-

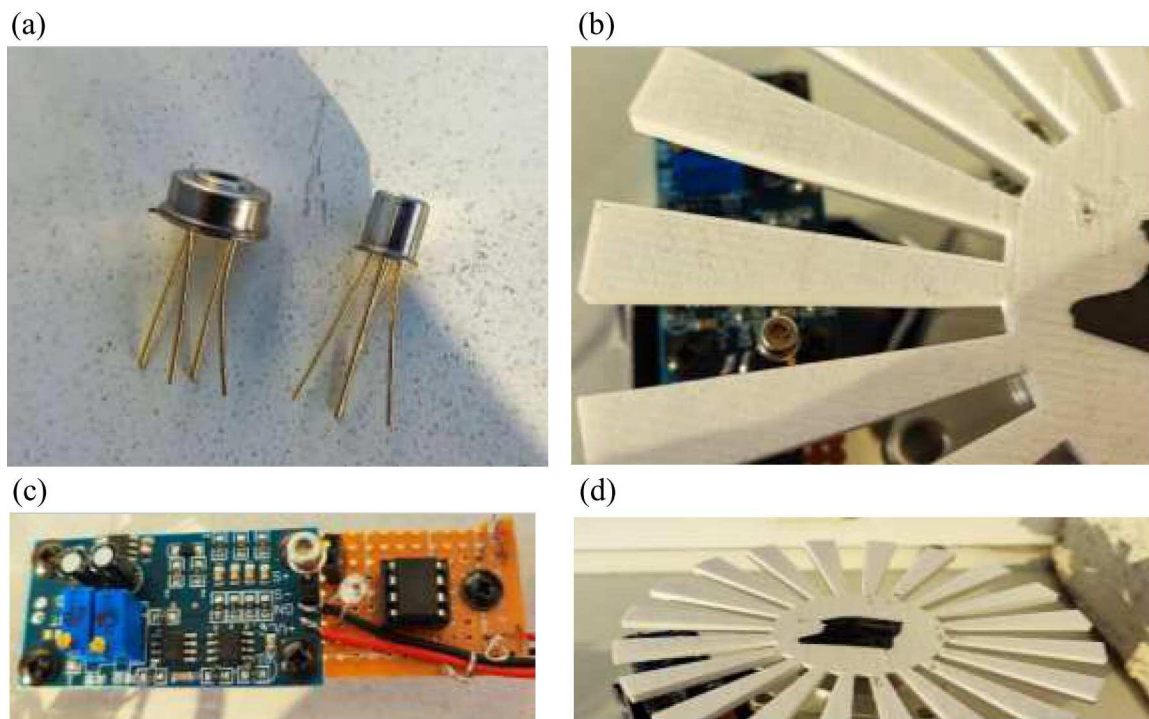


Rys. 5. Zaprojektowany układ pomiarowy w dedykowanej do badań laboratoryjnych obudowie: (a) widok ogólny, (b) przekrój, (c) zmontowana obudowa, (d) mocowanie do podstawy

malnie 12 sensorów. Założono, że system będzie obejmował szerokie spektrum fal elektromagnetycznych tych zarówno widzialnych, jak i niewidzialnych dla ludzkiego oka. W wyniku przeprowadzenia wstępnej analizy dostępnych czujników fal elektromagnetycznych z szczególnym nastawieniem na sensory optyczne wytypowano 4 rodzaje czujników, dla których przeprowadzono wstępne badania. Wybranymi czujnikami okazał się sensor światła widzialnego (fototranzystor L-53P3C 5 mm), sensory podczerwieni o wąskim kącie pomiarowym (HMS M11 L3.0 F8.0 (12-25°) oraz bardzo szerokim (HTS A11 F5.5 (70°)) wraz z sensorem promieniowania ultrafioletowego UV-C (GVGR-T11GD). Na szczególną uwagę zasługuje zaproponowany czujnik promieniowania ultrafioletowego, który rejestruje promieniowanie elektromagnetyczne o zakresie 300 nm-510 nm, czyli działa w tzw. nadfiolecie. Światło nadfioletowe, które jest niewidzialne dla ludzkiego oka, odpowiedzialne jest m.in. za procesy starzenia ludzkiej skóry. Fakt ten wynika z możliwości penetracyjnych nadfioletu i jego przenikania aż do poziomu głębokich warstw ludzkiej skóry oraz jego zatrzymywania dopiero przez tkankę kostną. Nafiolet doskonale radzi sobie z naturalnymi czynnikami ograniczającymi ilość docierających promieni słonecznych do powierzchni Ziemi takimi jak: mgła, chmury, para wodna oraz również zanieczyszczeniami powietrza wynikającymi z spalania paliw kopalnych. W rezultacie sensory światła nadfioletowego wydają się idealne do określania różnicy pomiędzy promieniowaniem powierzchni Ziemi a nieba w ciągu dnia w zakresie promieniowania magnetycznego 300 nm-510 nm. Dodatkowo dobrano również fotorezystor pracujący w pełnym zakresie światła widzialnego celem zwiększenia ilości rejestrowanych informacji. Natomiast dla przypadków pracy zaprojektowanego układu nawigacji w warunkach nocnych lub warunkach całkowitego braku oświetlenia słonecznego wytypowano czujniki promieniowania podczerwonego o bardzo wąskim i bardzo szerokim kącie obserwacji czujnika. W istocie rzeczy tak zaprojektowany układ wsparcia systemu nawigacji wirującego

pocisku raketowego powinien pozwolić przede wszystkim na określenie prędkości obrotowej rakiety w danej chwili, a tym samym korekcję wskazań żyroskopów. Wytypowane czujniki poprzez fizyczną rejestrację zmian środowiskowych wokół wirującej rakiety, tj. rejestrację danych pozwalających na określenie różnicy promieniowania nieba a powierzchni Ziemi połączone z aparatem matematycznym przetwarzającym i analizującym generowane dane, mogą pozwolić na całkowite zastąpienia systemów nawigacji satelitarnej jako systemów wsparcia układów nawigacji inercyjnej.

Celem wstępnego sprawdzenia idei koncepcyjnego układu wykonano wstępne badania laboratoryjne w warunkach dziennych oraz nocnych. Zbudowany układ pomiarowy został przedstawiony na załączonej ilustracji (rys. 6). Poniższy rysunek przedstawia podstawowe komponenty stanowiska badawczego takie jak: czujniki (rys. 6a), wirująca tarcza wraz z zamontowanym czujnikiem podczerwieni (rys. 6b) oraz wzmacniacz sygnału (rys. 6c). Natomiast na ostatniej ilustracji (rys. 6d) przedstawiono widok układu podczas badań w późnych godzinach popołudniowych.

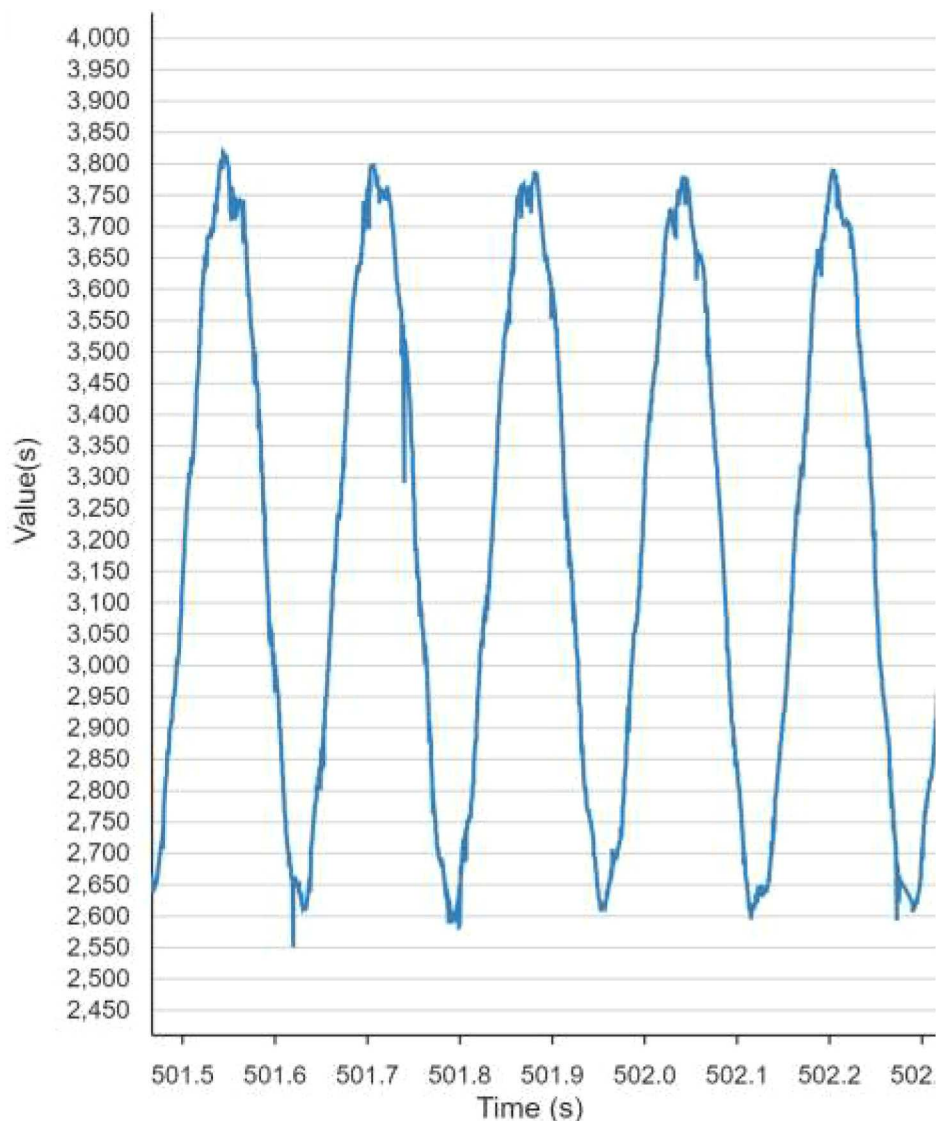


Rys. 6. Elementy testowego stanowiska pomiarowego do badań: (a) czujniki IR, (b) czujnik IR zamontowany pod obracającą się tarczą, (c) płytką PCB z wzmacniaczem sygnału, (d) układ podczas badań w późnych godzinach popołudniowych

Zbudowane stanowisko pomiarowe pozwoliło na przeprowadzenie kampanii testowej w zróżnicowanych warunkach oświetlenia słonecznego jak czyste oraz całkowicie lub częściowo zachmurzone niebo. Co więcej, przeprowadzono również testy w warunkach nocnych (godziny między 0:00 a 2:00 w nocy) przy całkowitym zachmurzeniu nieba oraz widoczności gwiazd i naturalnego satelity Ziemi – Księżyca. W trakcie badań wprowadzono w ruch za pomocą silnika elektrycznego tarczę, która miała za zadanie przesłaniać w określonych interwałach czasowych widok na fragment obserwowanego przez dany sensor nieba. Natomiast poszczególny sensor znajdujący się pod wirującą tarczą miał za zadanie zarejestrować fakt wirowania tarczy oraz generować dane pozwalające na określenie prędkości obrotowej wirującej tarczy. Dla przypadku czujników promieniowania podczerwonego wychłodzono odpowiednio tarczę do temperatury powierzchni Ziemi.

3. Wyniki

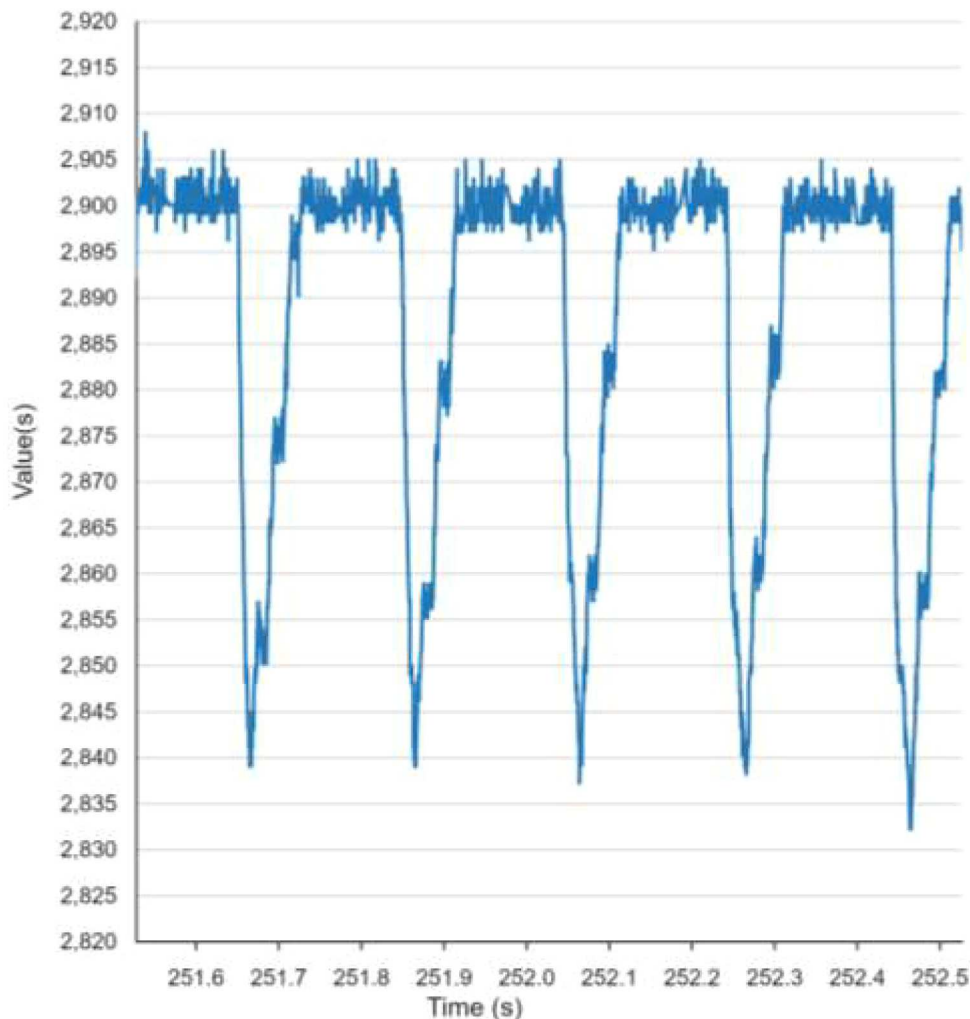
Uzyskano szereg danych, a wyniki dla dwóch najbardziej trudnych przypadków do wyznaczenia prędkości obrotowej wirującej tarczy, tj. warunków całkowicie zachmurzonego nieba dziennego oraz nocnego, zostały zaprezentowane na rys. 7 oraz rys. 8. Zaprezentowane dane obejmują tę samą prędkość wirowania tarczy wynoszącą 5 obr/s, co w rzeczywistości miało odpowiadać takiej samej prędkości wirowania pocisku raketowego.



Rys. 7. Uzyskania charakterystyka wirowania obrotowej tarczy przez czujnik podczerwieni HMS M11 L3.0 F8.0 w warunkach pochmurnej nocy

Dane zaprezentowane na rysunku 7 zostały wygenerowane bezpośrednio przez czujnik podczerwieni i nie przeprowadzono na nich żadnej obróbki. Oś pionowa przedstawionego wykresu oznacza wartość zarejestrowanego napięcia, które ulegało zmianom pod wpływem zmiany oświetlenia – promieniowania podczerwonego. Natomiast oś pozioma przedstawia zależności czasowe wyrażone w sekundach – przebieg czasu, podczas którego przeprowadzono badanie. Testowany czujnik podczerwieni pomimo warunków pochmurnej nocy prawidłowo rejestrował fakt przejścia obrotowej tarczy, której temperatura była równa temperaturze otoczenia. Zmierzona prędkość obrotowa ze wskazań czujnika HMS M11 L3.0 F8.0 jest równa prędkości wirowania obrotowej

tarczy. Należy również podkreślić, że otrzymany kształt zarejestrowanej charakterystyki napięciowej powinien zostać poddany odpowiedniej filtracji w dalszych etapach prac.



Rys. 8. Uzyskana charakterystyka wirowania obrotowej tarczy przez czujnik promieniowania nadfioletowego GVGR-T11GD w warunkach pochmurnego dnia

Dla przypadku całkowicie zachmurzonego nieba w warunkach dziennych wytypowano do badań czujnik nadfioletu. Analogicznie jak do poprzedniego przypadku oś pionowa oznacza bezwymiarową wartość rejestrowanego napięcia zmieniającego się pod wpływem zmian oświetlenia światła nadfioletowego. Oś pozioma jest podobnie jak dla sensora podczerwieni reprezentacją czasu i została wyrażona w sekundach. Uzyskane dane na rys. 8 pomimo występowania szumów pomiarowych wynikających z konieczności precyzyjnej regulacji układu wzmacniacza rejestrowanego sygnału pozwalają na jednoznaczne określenie prędkości obrotowej wirującej tarczy. Sensor GVGR-T11GD nawet w warunkach całkowitego zachmurzenia nieba prawidłowo rejestrował prędkością obrotową wirującej tarczy wynoszącą 5 obr/s. Analogicznie jak do poprzedniego przypadku, zadana prędkość obrotowa miała reprezentować zjawisko wirowania pocisku raketowego z wartością 5 obr/s. Uzyskane charakterystyki prędkości wirowania obrotowej tarczy przedstawiają odmienne zależności dla obydwu przypadków testowych z powodu różnych właściwości wytypowanych sensorów. Co więcej, w wyniku prowadzenia dalszych prac konieczne jest opracowanie dedykowanego układu wzmacniającego dynamicznie testowane rodzaje sensorów w zależności od warunków oświetlenia otoczenia. Fakt ten pozwoli na uzyskiwanie jednorodnych

charakterystyk prędkości wirowania pocisku raketowego przy użytkowaniu różnych rodzajów sensorów.

Dzięki przeprowadzeniu wstępnych testów z wytypowanymi sensorami potwierdzono możliwość dalszego rozwijania koncepcji systemu wsparcia układu nawigacji wirującego pocisku raketowego opartego o pomiar zmian środowiskowych wokół rakiety. Jednakże implementacja takiego rozwiązania oraz uzyskanie efektywnego określania prędkości obrotowej pocisku za pomocą nowych metod wymaga szeroko zakrojonych badań podstawowych. Z tego względu w ramach dalszych prac niezbędne będzie wykonanie szeregu kompleksowych kampanii testów. Badania będą obejmowały opracowanie i wykonanie projektu stanowiska badawczego dedykowanego do badań czujników rejestrujących różne długości naturalnego promieniowania elektromagnetycznego występującego w ziemskiej przestrzeni powietrznej oraz ich skuteczności precyzyjnego wyznaczania prędkości wirowania pocisku raketowego. Zaprojektowane stanowisko badawcze będzie odzwierciedlało ruch obrotowy wokół osi podłużnej pocisku raketowego kalibru 122 mm. Kolejnym przewidywanym etapem prac będą tzw. badania hardware-in-the-loop pozwalające zbadać zachowanie układu czujników światła w warunkach zbliżonych do rzeczywistego środowiska pracy zaprojektowanego układu. Planowane jest użycie czujników z szerokiego spektrum widma elektromagnetycznego (widzialnego oraz niewidzialnego dla ludzkiego oka) począwszy od czujników podczerwieni, światła widzialnego po detektory promieniowania nadfioletowego. Testy będą przeprowadzane w zróżnicowanych warunkach oświetlenia (bezchmurne/zachmurzone niebo) i temperatury (możliwe schłodzenie oraz ogrzanie układu) wraz z badaniami układu w warunkach nocnych. Opracowana zostanie szczegółowa metodyka badań zaproponowanego układu czujników, będzie wykorzystywać zasady badań prototypów sprzętu wojskowego na podstawie obowiązujących Norm Wojskowych o oznaczeniu NO-06-A107:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Metody badania odporności całkowitej na działanie czynników środowiskowych” oraz NO-06-A105:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Ogólne zasady badania prototypów i urządzeń produkowanych seryjnie”. Testy będą również obejmowały opracowanie algorytmów wyznaczania prędkości obrotowej pocisku raketowego wraz z ich analizą działania oraz implementacją w układzie nawigacji inercyjnej. Planowane jest przeprowadzenie testów autopilota wirującej rakiety w pełnym środowisku symulacyjnym trajektorii lotu pocisku sprzężonego z powyższym układem nawigacji.

W rezultacie powyższych prac opracowania innowacyjnego czujnika prędkości obrotowej zaimplementowanego w układ nawigacji inercyjnej pozwoli na budowę oraz krajową produkcję systemów nawigacyjnych dedykowanych do wirujących pocisków raketowych.

Bibliografia

1. PACHWICEWICZ M., WEREMCZUK J., Accuracy estimation of the sounding rocket navigation system, *COE 15th International Conference*, 2018
2. CHRISTIAN J.A., *StarNAV: Autonomous optical navigation of a spacecraft by the relativistic perturbation of starlight*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI) sensors, 26 August 2019
3. media.wplm, 11.12.2022 [Online]. Available: <https://media.wplm.pl/thumbs/075/OTYwL3VfMS9jY19jZTc4OS9wLzIwMjIvMDgvMDEvOTYwLzcyMC84ZWQ1NmIyODg0Yzg0M2RjYjc0ZDA3ZDJmMjhiMDBlZS5qcGVn.jpeg>
4. zbiam.pl, 11.12.2022 [Online]. Available: <https://zbiam.pl/wp-content/uploads/2021/04/2017-05-003-1.jpg>
5. elbitsystems, 11.12.2022 [Online]. Available: <https://elbitsystems.com/media/image2-2.jpg>

-
6. rokeksan, 11.12.2022 [Online]. Available: <https://www.roketsan.com.tr/en/products/trg-122-guided-rocket#trg-122-guided-rocket-2>

Spinning missile navigation support system

The main problem in the navigation of spinning missiles is the problem of precise determination of the angular velocity of the object. Inertial navigation systems equipped with MEMS (microelectromechanical systems) sensors without the support of satellite navigation systems have limited capabilities to record the angular velocity of a missile. Limited angular velocity recording ranges imply the greatest errors in inertial navigation. This fact is a key issue in disabling the effective understearing and modernization of unguided designs of spinning missiles. A possible solution to the above problem is an innovative angular velocity sensor based on measurements of changes in external factors occurring around the missile. The paper presents an analysis of the market of light sensors suitable for use in the designed measurement system. The results of preliminary laboratory tests are presented. The obtained results indicate the possibility of obtaining information about the tilt angle of the missile by measuring the intensity of ambient light.