

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

im. Jarosława Dąbrowskiego



ROZPRAWA DOKTORSKA

mgr inż. Damian Maciej GOŁOŚ

KONSTRUKCJA, SYNTEZA I BADANIA AUTOPILOTA PPK TYPU SALH Z FUNKCJĄ TOP ATTACK

Promotor

dr hab. inż. Krzysztof KOPCZYŃSKI, prof. WAT

Promotor pomocniczy

dr inż. Konrad SIENICKI

Warszawa 2025 r.

Podziękowania

Składam serdeczne podziękowania promotorowi dr. hab. inż. Krzysztofowi Kopczyńskiemu, prof. WAT za nieocenioną pomoc w rozwoju naukowym oraz promotorowi pomocniczemu dr. inż. Konradowi Sienickiemu za przekazaną wiedzę i cenne wskazówki.

Wyrazy wdzięczności składam również dr. inż. Januszowi Nodze, prezesowi spółki CRW Telesystem-Mesko, za umożliwienie realizacji pracy naukowej i wskazanie tematu pracy, prof. dr. hab. inż. Bogdanowi Zygmuntowi za konsultację naukową i okazane wsparcie oraz dr. inż. Krzysztofowi Motylowi za wsparcie merytoryczne.

Dziękuję zespołowi CRW Telesystem-Mesko oraz zespołowi MESKO za pomoc techniczną.

Serdecznie dziękuję również rodzinie i przyjaciołom za wyrozumiałość i motywację.

SPIS TREŚCI

Streszczenie.....	6
Abstract.....	7
Wykaz stosowanych ważniejszych oznaczeń i skrótów	8
1. Wstęp.....	10
1.1. Uzasadnienie wyboru tematu rozprawy.....	10
1.2. Cel pracy i teza	11
1.3. Zakres pracy.....	13
2. Przegląd systemów kierowania, konstrukcji i charakterystyk taktyczno-technicznych ppk czołowych producentów na świecie	14
2.1. Wprowadzenie	14
2.2. Systemy kierowania stosowane w ppk	14
2.3. Przegląd literaturowy ppk z funkcją Top Attack.....	20
2.4. Przegląd konstrukcji współczesnych ppk	22
2.5. Podsumowanie	34
3. Projekt koncepcyjny demonstratora ppk	35
3.1. Wprowadzenie	35
3.2. Stanowisko startowo-celownicze.....	36
3.3. Wyrzutnia	37
3.4. Budowa przeciwpancerneho pocisku kierowanego	38
3.5. Podsumowanie	47
4. Model matematyczno-fizyczny ppk.....	48
4.1. Wprowadzenie	48
4.2. Modelowanie pocisku raketowego	48
4.3. Model fizyczny pocisku.....	49
4.4. Model matematyczny pocisku	62
4.5. Podsumowanie	73
5. Badania symulacyjne podstawowych parametrów lotu ppk	74
5.1. Wprowadzenie	74
5.2. Lot balistyczny.....	74
5.3. Stabilność dynamiczna pocisku	79
5.4. Podsumowanie	86

6. Model funkcjonalny i konstrukcja autopilota przeciwpancernego pocisku kierowanego.....	87
6.1. Wprowadzenie	87
6.2. Analiza i model funkcjonalny autopilota ppk	87
6.3. Konstrukcja autopilota ppk	92
6.4. Podsumowanie	97
7. Opracowanie nowego algorytmu kierowania	99
7.1. Wprowadzenie	99
7.2. Opis bazowego algorytmu kierowania	99
7.3. Nowy algorytm kierowania	102
7.4. Metody wyznaczania położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu .	108
7.5. Podsumowanie	118
8. Symulacje lotu kierowanego ppk.....	119
8.1. Opracowanie programu symulacyjnego w środowisku MATLAB/Simulink	119
8.2. Symulacje nowego algorytmu kierowania ppk.....	123
8.3. Symulacje porównawcze	133
8.4. Podsumowanie	138
9. Badania laboratoryjne nowego autopilota	140
9.1. Wprowadzenie	140
9.2. Charakterystyka stanowiska testowego	140
9.3. Badania nowego autopilota na stanowisku testowym	142
9.4. Badania laboratoryjne nowego algorytmu kierowania	145
9.5. Montaż pocisku i badania końcowe	149
9.6. Podsumowanie	152
10. Badania poligonowe przeciwpancernego pocisku kierowanego z nowym autopilotem	153
10.1. Wprowadzenie	153
10.2. Aparatura badawcza	153
10.3. Wyniki badań poligonowych	155
10.4. Analiza wyników	163
10.5. Podsumowanie badań poligonowych.....	166
11. Podsumowanie i wnioski.....	167
12. Literatura	171

STRESZCZENIE

W niniejszej rozprawie opisano budowę i badania systemu kierowania zastosowanego w przeciwpancernym pocisku kierowanym (ppk). Demonstrator ppk powstał jako wynik współpracy polskich spółek MESKO S.A., CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. oraz ukraińskiego przedsiębiorstwa „Luch” Design Bureau. Pocisk kierowany wykorzystuje półaktywne samonaprowadzanie na promieniowanie odbite laserowe, co pozwala na precyzyjne uderzenie w pojazd opancerzony. W pracy przedstawiono konstrukcję i badania nowego autopilota sterującego pociskiem, jak również przedstawiono model numeryczny pocisku i opisano nowy algorytm kierowania pociskiem. Celem opracowania nowego algorytmu kierowania było między innymi zmniejszenie kątów pochylenia trajektorii lotu ppk oraz kątów pochylenia samego pocisku przy uderzeniu w cel z górnej półsfery. Uderzenie z górnej półsfery w cel opancerzony zwiększa szansę na przebicie pancerza pojazdu, który w swojej części górnej jest zwyczajowo cieńszy niż w części przedniej lub bocznej. Opracowany model numeryczny pocisku był narzędziem symulacyjnym, umożliwiającym opracowanie nowego algorytmu kierowania metodą niskokosztową. Badania symulacyjne oraz laboratoryjne wymagają bowiem znacznie niższych nakładów finansowych i materiałowych od badań poligonowych. Podczas próby poligonowej możliwe jest wykonanie jedynie jednego lotu danego pocisku, gdyż pocisk po uderzeniu w cel ulega zniszczeniu. W związku z tym przystąpienie do badań poligonowych stanowi ostateczną fazę weryfikacji poprawności przyjętych założeń i rozwiązań konstrukcyjnych, wcześniej sprawdzanych za pomocą badań symulacyjnych i laboratoryjnych. W pracy przedstawiono wyniki badań symulacyjnych i laboratoryjnych nowego algorytmu kierowania pociskiem oraz wyniki badań laboratoryjnych i poligonowych nowego autopilota kierującego lotem pocisku. Przeprowadzone badania potwierdziły poprawność przyjętych założeń konstrukcyjnych autopilota oraz zdolność pocisku do uderzenia w górną część pojazdu pod mniejszym kątem pochylenia, dzięki zastosowaniu nowego algorytmu kierowania pociskiem.

Słowa kluczowe: przeciwpancerny pocisk kierowany, pilot automatyczny pocisku, algorytm kierowania pocisku, laserowe samonaprowadzanie półaktywne.

ABSTRACT

This dissertation describes the construction and testing of the guidance system used in the anti-tank guided missile (ATGM). The ATGM demonstrator was developed as a result of cooperation between the Polish companies MESKO S.A., CRW Telesystem-Mesko Sp. z o. o., and the Ukrainian company "Luch" Design Bureau. The guided missile uses Semi-Active Laser Homing (SALH), allowing it to accurately strike an armored vehicle. This dissertation presents construction and testing of the new missile autopilot, as well as presents the numerical model of the missile and describes the new algorithm for guiding the missile. The aim of developing the new guidance algorithm was (among other things) to reduce the missile flight path, and body angle in a vertical plane when hitting the target from the upper hemisphere. Hitting an armored target from the upper hemisphere increases the chance of penetrating the vehicle's armor, which is usually thinner in its upper part than in its front or side parts. The developed numerical model of the missile was a low-cost tool enabling the development of the new guidance algorithm. This is due to the simulation and laboratory testing, which required considerably less money and material than field tests. During the firing range test, only one flight of a given projectile is possible, as the projectile is destroyed after hitting the target. Therefore, proceeding to the field tests is the final phase of the verification of the correctness of the adopted assumptions, and design solutions previously verified by simulation and laboratory tests. This dissertation presents the results of simulation and laboratory tests of the new missile guidance algorithm. As well as the results of laboratory and field tests of the new autopilot, that directs the flight of a missile. The conducted tests confirmed the correctness of the adopted design assumptions of the autopilot, and the ability of a missile to hit the upper part of a vehicle at a smaller body angle. This is due to the application of the new missile guidance algorithm.

Keywords: anti-tank guided missile, missile autopilot, missile guidance algorithm, semi-active laser homing.

WYKAZ STOSOWANYCH WAŻNIEJSZYCH OZNACZEŃ I SKRÓTÓW

a	wartość prędkości rozchodzenia się dźwięku w powietrzu
g	wartość przyspieszenia siły ciężkości
h	wysokość nad poziomem morza
I_x, I_y, I_z	masowe momenty bezwładności pocisku w układzie związanym z pociskiem, odpowiednio
L_p	całkowita długość pocisku
m	masa bieżąca pocisku
Ma	liczba Macha
t	bieżący czas lotu pocisku
T	temperatura powietrza
ρ	gęstość powietrza
c_{ra}, c_{ma}	współczynniki siły i momentu aerodynamicznego, odpowiednio
c_{xa}, c_{ya}, c_{za}	współczynniki aerodynamicznej siły oporu czołowego, nośnej i bocznej, odpowiednio
m_x, m_y, m_z	współczynniki aerodynamicznego momentu przechylającego, odchylającego i pochylającego, odpowiednio
$\vec{X}_a, \vec{Y}_a, \vec{Z}_a$	składowe siły aerodynamicznej $\vec{R}_A$ w układzie prędkościowym: opór czołowy, siła nośna, siła boczna, odpowiednio
$\vec{M}_x, \vec{M}_y, \vec{M}_z$	składowe momentu aerodynamicznego $\vec{M}$: moment przechylający, odchylający i pochylający, odpowiednio
S	powierzchnia charakterystyczna pocisku
p	ciśnienie powietrza
$\vec{F}$	siła ciągu wzdłuż osi podłużnej pocisku
$\vec{G}$	wektor siły ciężkości
α, β	odpowiednio kąty: natarcia i ślizgu
θ, ψ	odpowiednio kąty: pochylenia i odchylenia wektora prędkości pocisku
ν, φ, γ	odpowiednio kąty: pochylenia, odchylenia i przechylenia pocisku
γ_p	kąt przechylenia układu prędkościowego
U	wartość komendy sterującej
δ	kąt wychylenia sterów
$\vec{V}$	prędkość środka masy pocisku względem ośrodka ruchu
$\vec{\omega}_x, \vec{\omega}_y, \vec{\omega}_z$	składowe prędkości kątowej pocisku w układzie związanym z pociskiem
σ, χ	odpowiednio kąty pochylenia i odchylenia linii obserwacji celu
σ_p, χ_p	składowa pionowa i pozioma kąta namiaru, odpowiednio
σ_v, χ_v	składowa pionowa i pozioma kąta wyprzedzenia, odpowiednio
n_x, n_y, n_z	składowe przeciążeń w układzie związanym z pociskiem
$O_0x_gy_gz_g$	normalny układ współrzędnych związany z Ziemią
$Ox_gy_gz_g$	układ równoległy do $O_0x_gy_gz_g$ o początku w środku masy pocisku
$Ox_a y_a z_a$	układ współrzędnych związany z przepływem o początku w środku masy pocisku
$Ox_k y_k z_k$	układ współrzędnych związany z torem lotu o początku w środku masy pocisku

Oxyz	układ współrzędnych związany z pociskiem o początku w środku masy pocisku
ś.m.	środek masy pocisku
ś.p.	środek parcia aerodynamicznego
GSN	Głowica Samonaprowadzająca
l.o.c	linia obserwacji celu
ppk	przeciwpancerny pocisk kierowany
TSM	Centrum Rozwojowo-Wdrożeniowe Telesystem-Mesko Sp. z o.o.

1. WSTĘP

1.1. Uzasadnienie wyboru tematu rozprawy

Szybki postęp naukowy i rozwój technologii przeciwpancernych pocisków kierowanych (ppk) jest odpowiedzią na równie intensywny rozwój nowych generacji czołgów podstawowych ze zwiększoną odpornością na ostrzał nowymi środkami ogniowymi. Podstawowym rodzajem systemów przeciwczołgowych są w dalszym ciągu ppk krótkiego zasięgu (kilka kilometrów), a nowsze generacje charakteryzują się skutecznością na odległościach nawet ponad 10 km. W ostatnich latach scenariusze wojny przeciwpancernej zostały uzupełnione o precyzyjną amunicję artyleryjską kal. 155 mm o zasięgu ponad 20 km.

Nowych impulsów do rozwoju broni przeciwpancernej dostarczyła kolejna faza wojny w Ukrainie, rozpoczęta w 2022 roku, w której podczas intensywnych starć wojsk lądowych po obu stronach zniszczono tysiące czołgów i pojazdów opancerzonych. Głównymi środkami walki z techniką pancerną, oprócz min przeciwpancernych, granatników przeciwpancernych i precyzyjnej amunicji artyleryjskiej, pozostają ppk różnych typów, różnych producentów i z różnymi systemami naprowadzania. Siły zbrojne Ukrainy stosują masowo własne ppk naprowadzane w wiązkę lasera (Stugna-P, Barrier, Korsarz) oraz nowoczesne ppk (takie jak FGM-148 Javelin, Brimstone i NLAW) dostarczane przez kraje NATO.

Doświadczenia zdobyte na polu walki stają się inspiracją, zarówno dla konstruktorów pojazdów pancernych, jak i projektantów ppk, w dalszym doskonaleniu swoich wyrobów. Czołgi wyposażane są w nowe rodzaje wielowarstwowych osłon pancernych (kompozyty ceramiczne, tworzywowe i metalowe, elementy pancerzy reaktywnych – wybuchowych) oraz w aktywne systemy obrony pojazdów (ASOP) zwalczające własnymi przeciw pociskami atakujące pociski przeciwpancerne. Projektanci ppk od dwóch dekad rozwijają pociski atakujące cel z dużej wysokości (Top Attack), w odróżnieniu od dotychczasowych pocisków trafiających w cel po linii celowania (Direct Attack). Taka taktyka ma swoje uzasadnienie, ponieważ strop wieży czołgu ma mniejszą efektywną grubość niż płyty przedniego i bocznego pancerza oraz jest mniej chroniony pancerzem reaktywnym.

Funkcję Top Attack zaimplementowano w pociskach Javelin (USA) z doskonałym skutkiem. Za twórców tego rozwiązania należy uznać firmę Rafael (Izrael), która w pociskach Spike LR zastosowała opcję ataku z górnej półsfery. W obu rodzajach uzbrojenia stosowany jest wizyjny (obrazowy) system naprowadzania z kamerą na podczerwień jako podstawowym sensorem. W obu powyższych systemach pociski zalicza się do pasywnie samonaprowadzających się na cel, co oznacza, że po wystrzeleniu nie wymagają dalszej ingerencji operatora (tryb Fire & Forget).

Od trzech dekad stosowane są pociski precyzyjnego rażenia, wykorzystujące techniki laserowe. Pierwszym rodzajem tych systemów są pociski naprowadzane w wiązkę laserowej (ang. Beam Rider), jak np. szwedzki system przeciwlotniczy bardzo krótkiego zasięgu RBS-70 oraz rosyjskie pociski przeciwpancerne Kornet i ukraińskie: Stugna-P, Barrier i Korsar. Drugim

rodzajem laserowo naprowadzanych pocisków precyzyjnych są systemy kierujące się na odbity promień lasera (SALH – ang. Semi-Active Laser Homing), takie jak: amerykański pocisk AGM-114 Hellfire, występujący w wersji wystrzeliwanej z powietrza oraz z lądu, amerykańska amunicja artyleryjska kal. 155 mm M712 Copperhead oraz M982 Excalibur S, rosyjska amunicja artyleryjska kal. 152 mm Krasnopol i jej ukraiński odpowiednik Kwitnik. Laserowo naprowadzane pociski przeciwpancerne funkcjonują w trybie ataku bezpośredniego (Direct Attack), trafiając zwykle w przednie lub boczne, dobrze chronione pancerzem, elementy czołgów.

Wyzwaniem naukowym i technologicznym w skali światowej jest opracowanie i wdrożenie ppk naprowadzanego laserowo, z trybem ataku celu z górnej półsfery w strop wieży, gdzie ochrona czołgu jest zwykle słabsza. Tak sformułowane zadanie badawcze postanowiłem zrealizować poprzez wprowadzenie istotnych zmian software'owych do modułu autopilota ppk, projektowanego w ramach współpracy polsko-ukraińskiej od 2015 r.

Posiadanie prawa własności do własnych rozwiązań software'owych i hardware'owych umożliwi dalsze swobodne rozwijanie ppk oraz dokonywanie w nim modernizacji i zmian konstrukcyjnych, niezależnie od instytucji i osób trzecich. Rozwiązanie poruszanych w rozprawie problemów konstrukcyjnych i programistycznych będzie podstawą do uruchomienia produkcji pierwszego w historii polskiego przemysłu obronnego, własnego ppk.

1.2. Cel pracy i teza

W rozprawie przedstawiono w sposób całościowy konstrukcję, syntezę i badania autopilota ppk typu SALH. Zadaniem autopilota jest kierowanie lotem pocisku według zadanego algorytmu kierowania. W pracy przedstawiono również wyniki symulacji numerycznych lotu pocisku z zastosowaniem nowo opracowanego algorytmu kierowania, zwiększającego zdolności ppk do zwalczania celów silnie opancerzonych, poprzez uderzenie w cel z górnej półsfery. Głównymi elementami pracy doktorskiej są: projekt i badania autopilota ppk oraz symulacje lotu ppk z wykorzystaniem modelu numerycznego wirującego pocisku opracowanego przez autora rozprawy.

Teza pracy doktorskiej

Zmniejszenie kąta pochylenia trajektorii lotu w momencie uderzenia w cel możliwe jest przez opracowanie i implementację oprogramowania autopilota realizującego nowy algorytm kierowania wirującego przeciwpancernego pocisku kierowanego typu SALH.

Podstawowym zadaniem jest analiza i identyfikacja elementów koniecznych do realizacji lotu kierowanego pocisku oraz precyzyjne określenie zadań do realizacji przez autopilot ppk. Realizacja funkcji ataku celu z górnej półsfery wymaga opracowania algorytmu kierowania umożliwiającego lot pocisku po trajektorii umożliwiającej osiągnięcie odpowiedniej wartości kąta pochylenia trajektorii lotu pocisku przed uderzeniem w cel. Opracowanie takiego

algorytmu kierowania wymaga z kolei opracowania modelu numerycznego pocisku, pozwalającego na symulację komputerową lotu ppk w różnych warunkach z zadany algorytmem kierowania.

Cel pracy doktorskiej

Celem głównym pracy doktorskiej jest opracowanie nowego algorytmu kierowania ppk, zwiększającego bazową zdolność ppk do uderzenia w cel z górnej półsfery. Realizacja tego zadania wymaga opracowania modelu numerycznego ppk, pozwalającego na symulację lotu pocisku kierowanego w zadanych warunkach.

Następnym krokiem jest opracowanie nowego oprogramowania autopilota, pozwalającego na implementację nowego algorytmu kierowania, sterującego lotem pocisku według trajektorii zapewniającej zmniejszenie kąta pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel.

Materialnym rezultatem rozprawy doktorskiej jest synteza i oprogramowanie elektronicznego modułu kierowania (autopilota) wypracowującego sygnał sterujący.

Finalnym wynikiem rozprawy jest opracowanie nowego algorytmu kierowania lotem ppk oraz przeprowadzenie badań laboratoryjnych i poligonowych nowego autopilota realizującego bazowy algorytm kierowania.

Autopilot stanowi integralną część ppk, konieczną do realizacji półautomatycznego samonaprowadzania pocisku na odbite promieniowanie laserowe oraz realizacji sekwencji startowej pocisku. Realizacja sekwencji startowej polega na sprawdzeniu przez autopilot spełnienia warunków koniecznych do startu pocisku i uruchomienie rakietowego silnika startowego oraz marszowego. Elementami niezbędnymi do realizacji lotu kierowanego ppk są oprócz autopilota: optoelektroniczna głowica samonaprowadzająca (GSN), czujniki prędkości kątowych, żyroskop mechaniczny i stery realizujące zadaną komendę sterującą. Autopilot na podstawie danych pochodzących z czujników umieszczonych wewnątrz pocisku oblicza wartość komendy sterującej, która jest następnie przesyłana do bloku sterów ppk i przez nie realizowana. Warunkiem zapewnienia precyzyjnego uderzenia w cel jest m.in. wysoka dokładność śledzenia realizowana przez głowicę samonaprowadzającą oraz prawidłowe określenie położenia kątowego pocisku w przestrzeni, realizowane za pomocą czujników prędkości kątowych oraz żyroskopu mechanicznego. Ze względu na realizację przez autopilot sekwencji startowej pocisku, konieczne jest wprowadzenie szeregu zabezpieczeń, w tym programowych, mających na celu ochronę operatorów systemu. Kolejną istotną cechą, którą powinien posiadać autopilot, jest niezawodność jego działania. Autopilot w warunkach standardowych, rozumianych jako prawidłowy stan pracy wszystkich elementów systemu ppk, powinien działać niezawodnie za każdym razem. W sytuacjach niestandardowych natomiast, takich jak np. awaria jednego z czujników, autopilot ppk powinien działać w celu redukcji negatywnego wpływu danej sytuacji na bezpieczeństwo operatorów systemu oraz samego lotu

pocisku. Prawidłowo opracowane oprogramowanie autopilota zwiększa niezawodność działania ppk, zarówno w sytuacjach standardowych, jak i niestandardowych. Autopilot ppk powinien posiadać możliwość komunikacji cyfrowej, zarówno z wewnętrznymi czujnikami znajdującymi się w pocisku, jak i z mechanizmem startowym.

1.3. Zakres pracy

Oryginalne połączenie funkcji Top Attack z naprowadzaniem laserowo pociskiem wymaga konstrukcji autopilota bardziej skomplikowanego niż w przypadku ppk kierowanego wzdłuż linii celowania. W ramach prac konstrukcyjnych autor niniejszej rozprawy opracował oprogramowanie mikrokontrolera autopilota sterującego ppk oraz symulator lotu pocisku. Symulator lotu został wykorzystany przez autora do opracowania nowego algorytmu sterującego ppk, zwiększającego zdolność pocisku do uderzenia w cel z górnej półsfery. W rozprawie wykorzystano również dane uzyskane z modułu inercyjnego, zaprojektowanego przez autora. Moduł inercyjny został umieszczony w pocisku i użyty do zebrania danych podczas lotu ppk.

Pracę podzielono na trzy główne części. Część pierwsza (teoretyczna) obejmująca rozdziały od 2 do 5, zawiera:

- analizę konstrukcji i typów naprowadzania obecnie stosowanych ppk na świecie;
- projekt koncepcyjny pocisku wraz z jego modelem matematyczno-fizycznym.

Część druga (konstrukcyjno – technologiczna) obejmująca rozdziały od 6 do 8, zawiera:

- analizę i opis konstrukcji autopilota ppk;
- opis programu do symulacji lotu ppk wraz z wynikami symulacji lotu;
- opis nowego algorytmu sterującego ppk.

Część trzecia (eksperymentalna) obejmująca rozdziały 9 i 10, zawiera:

- wyniki badań laboratoryjnych autopilota ppk;
- opis montażu i badań końcowych całego pocisku;
- wyniki badań poligonowych.

Wyniki badań poligonowych, przedstawione w rozdziale 10 pracy, dotyczyły nowego autopilota ppk, opracowanego w ramach prac modernizacyjnych dotychczasowego autopilota.

2. PRZEGLĄD SYSTEMÓW KIEROWANIA, KONSTRUKCJI I CHARAKTERYSTYK TAKTYCZNO-TECHNICZNYCH PPK CZOŁOWYCH PRODUCENTÓW NA ŚWIECIE

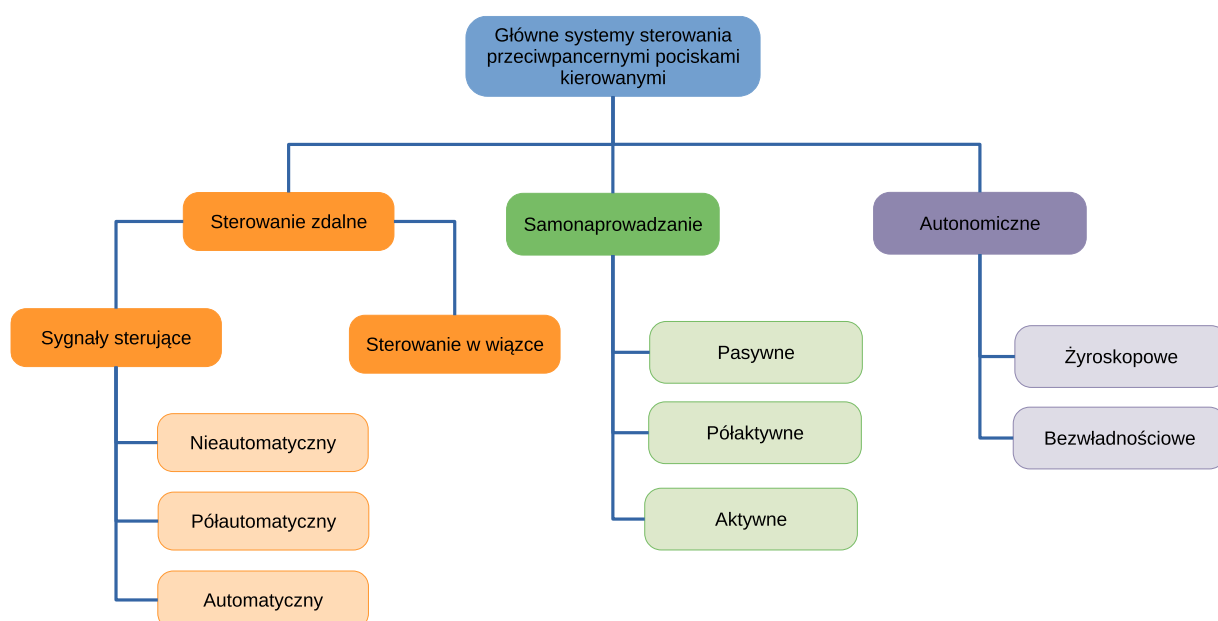
2.1. Wprowadzenie

Pierwsze wersje pocisków przeciwpancernych, wystrzeliwanych przez pojedynczego żołnierza piechoty, zaczęły pojawiać się na polu walki już podczas II wojny światowej. Pociski takie wyposażone były w bojową głowicę kumulacyjną, pozwalającą na przebicie pancerzy przednich wielu ówczesnych czołgów. Były to jednak pociski niekierowane, których stosunkowo niska celność ograniczała zasięg efektywnego strzału, najczęściej do kilkudziesięciu metrów. Dalszy rozwój techniki spowodował pojawienie się pierwszych systemów kierowania pociskiem w locie, które umożliwiły znaczne wydłużenie efektywnego zasięgu strzału. Pierwsze konstrukcje przeciwpancernych pocisków kierowanych pojawiły się w latach 50-tych i „wyścig konstrukcyjny” między pancerzem a pociskiem przeciwpancernym trwa nieprzerwanie do dzisiaj. Dobitym przykładem jest trwająca od 2014 roku agresja Federacji Rosyjskiej w Ukrainie, gdzie do tej pory tysiące czołgów i pojazdów opancerzonych zostało zniszczonych w znacznej mierze przez ppk. Obecne systemy przeciwpancernych pocisków kierowanych często posiadają większy zasięg efektywnego prowadzenia ostrzału od zasięgów działek i armat umieszczonych na pojazdach opancerzonych. Pozwala to na rażenie celu opancerzonego jeszcze spoza jego efektywnego zasięgu oddania strzału. Ponadto systemy takie, ze względu na stosunkowo niewielkie rozmiary, pozwalają na łatwe ich ukrycie w terenie, co dodatkowo utrudnia ich wykrycie i zniszczenie. Choć termin przeciwpancerne pociski kierowane można użyć w odniesieniu na przykład do kierowanych pocisków moździerzowych wyposażonych w bojową głowicę kumulacyjną, to w niniejszym rozdziale skupiono się wyłącznie na ppk o napędzie raketowym, czyli tzw. przeciwpancernych zestawach raketowych [1, 2]. Zdecydowana większość systemów naprowadzania stosowana obecnie w kierowanych pociskach przeciwpancernych opiera swoje działanie na metodach optycznych [1, 3].

2.2. Systemy kierowania stosowane w ppk

Przeciwpancerne pociski kierowane można podzielić na trzy główne grupy według kryterium zastosowanych systemów sterowania (rys. 2.1). Są to systemy sterowania zdalnego, systemy samonaprowadzania i systemy autonomiczne. W systemach sterowania zdalnego zewnętrzne stanowisko naprowadzania steruje lotem pocisku do celu. Systemy tego typu często wykorzystywane są w przeciwpancernych zestawach raketowych, ze względu na stosunkową prostotę budowy samego pocisku oraz możliwość ingerencji operatora w sam proces naprowadzania. W systemach samonaprowadzania natomiast lot kierowany jest za pomocą pilota automatycznego (autopilota), znajdującego się wewnątrz pocisku, który na podstawie

danych pochodzących z umieszczonych w nim czujników (w tym z tzw. koordynatora) kieruje lotem pocisku. Pociski samonaprowadzające, pod względem konstrukcyjnym, są zazwyczaj bardziej złożone od pocisków sterowanych zdalnie, ze względu na konieczność umieszczenia w ich wnętrzu m.in. aparatury śledzącej cel. Systemy autonomiczne (programowe) do naprowadzenia przeciwpancerne pocisku kierowanego na cel, wykorzystują informacje o zmianie położenia pocisku w przestrzeni, pochodzące z czujników umieszczonych wewnątrz pocisku. Tego typu systemy nie otrzymują aktualnej informacji o położeniu celu w trakcie trwania lotu pocisku. Niekiedy w ramach jednego systemu wykorzystany jest więcej niż jeden układ naprowadzania. Mówimy wtedy o tzw. kombinowanych (mieszanych) systemach kierowania. Stosowanie kombinowanych systemów kierowania w pociskach przeciwpancernych jest częstą praktyką, zwłaszcza w nowszych konstrukcjach. Każdy układ naprowadzania ma swoje wady i zalety, dlatego odpowiednie połączenie zalet dwóch lub większej liczby systemów kierowania znacząco podnosi niezawodność danego zestawu i możliwość jego użycia na współczesnym polu walki [4].

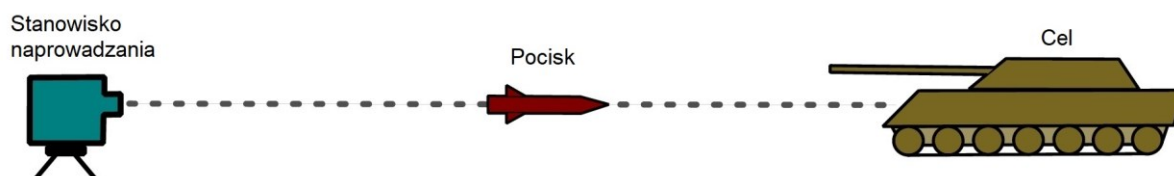


Rys 2.1. Diagram przedstawiający główne systemy sterowania wykorzystywane do kierowania lotem ppk. Źródło: opracowanie własne na podstawie [4]

2.2.1. Systemy sterowania zdalnego

Systemy sterowania zdalnego, stosowane w przeciwpancernych pociskach kierowanych, dzielą się na dwie podgrupy. Pierwsza to systemy sygnałów sterujących, druga to systemy sterowania w wiązkę. Pierwszym rodzajem systemów kierowanych, które zastosowano do naprowadzania pocisków przeciwpancernych, były systemy sygnałów sterujących, realizujące naprowadzanie na cel we współrzędnych stanowiska naprowadzania. Typowy system składa się ze stanowiska naprowadzania oraz wyrzutni z pociskiem. Zadaniem stanowiska naprowadzania jest w pierwszej kolejności śledzenie celu i pocisku w locie. W wyniku

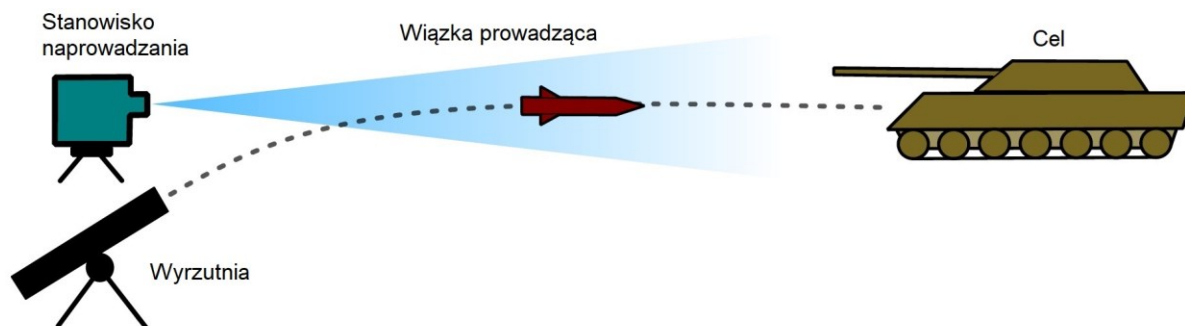
prowadzonej obserwacji mierzona jest różnica położenia kąowego pocisku i celu, względem stanowiska naprowadzania. Zadaniem stanowiska naprowadzania jest następnie wypracowanie odpowiedniej komendy sterującej, minimalizującej tę różnicę. W ten sposób system naprowadzania dąży do ustawienia celu, pocisku i stanowiska naprowadzania w jednej linii. Taki sposób prowadzenia pocisku do celu nazywany jest trzypunktową metodą naprowadzania (rys. 2.2) [1, 4].



Rys. 2.2. Grafika przedstawiająca działanie trzypunktowej metody naprowadzania. Źródło: opracowanie własne

Komunikacja między stanowiskiem naprowadzania a samym pociskiem odbywa się najczęściej za pomocą sygnałów elektrycznych, przesyłanych przewodowo. W literaturze anglojęzycznej tego typu systemy określane są skrótem CLOS (ang. Command to Line of Sight). Najbardziej podstawową wersją systemu sygnałów sterujących jest nieautomatyczny system sygnałów sterujących (w lit. ang. Manual Command to Line of Sight, MCLOS), w którym proces śledzenia pocisku i celu oraz wypracowanie odpowiedniej wartości komendy sterującej pociskiem, realizowane jest przez operatora systemu. Przykładem takiego systemu jest, zbudowany w ZSRR, przeciwpancerny pocisk kierowany 9M14M Malutka [2]. Ze względu na duży udział człowieka w procesie naprowadzania, nieautomatyczne systemy sygnałów sterujących cechuje silne uzależnienie skuteczności działania systemu od indywidualnych umiejętności operatora. Dążeniem konstruktorów było zwiększenie stopnia automatyzacji procesu naprowadzania, co doprowadziło do opracowania półautomatycznych i automatycznych systemów sygnałów sterujących. W literaturze angielskiej systemy tego typu określane są skrótami, odpowiednio: SACLOS (ang. Semi-Automatic Command to Line of Sight) i ACLOS (ang. Automatic Command to Line of Sight). W półautomatycznych systemach sygnałów sterujących proces śledzenia pocisku i wypracowania komendy sterującej jest realizowany przez automatykę systemu, natomiast operator systemu odpowiada za śledzenie celu. Przykładami systemów tego typu są: BGM-71 TOW – będący na wyposażeniu amerykańskich sił zbrojnych oraz niemiecko-francuski Milan [1, 2]. W automatycznych systemach sygnałów sterujących dodano funkcję automatycznego śledzenia celu. W systemach automatycznych cały proces związany z naprowadzaniem (w tym śledzeniem pocisku i celu) oraz wypracowaniem komendy sterującej, realizowany jest automatycznie przez stanowisko naprowadzania [1, 4, 5].

Drugim rodzajem systemów sterowania zdalnego są systemy sterowania w wiązce (w lit. ang. Beam Rider). W przypadku przeciwpancernych pocisków kierowanych są to najczęściej systemy wykorzystujące wiązkę elektromagnetycznego promieniowania laserowego z zakresu podczerwieni, choć możliwe jest również wykorzystanie promieniowania elektromagnetycznego z zakresu częstotliwości radiowych. Idea działania systemu polega na utrzymaniu pocisku w środku wiązki promieniowania emitowanego przez stanowisko naprowadzania, co poglądowo przedstawiono na rysunku 2.3 [1, 4, 5].



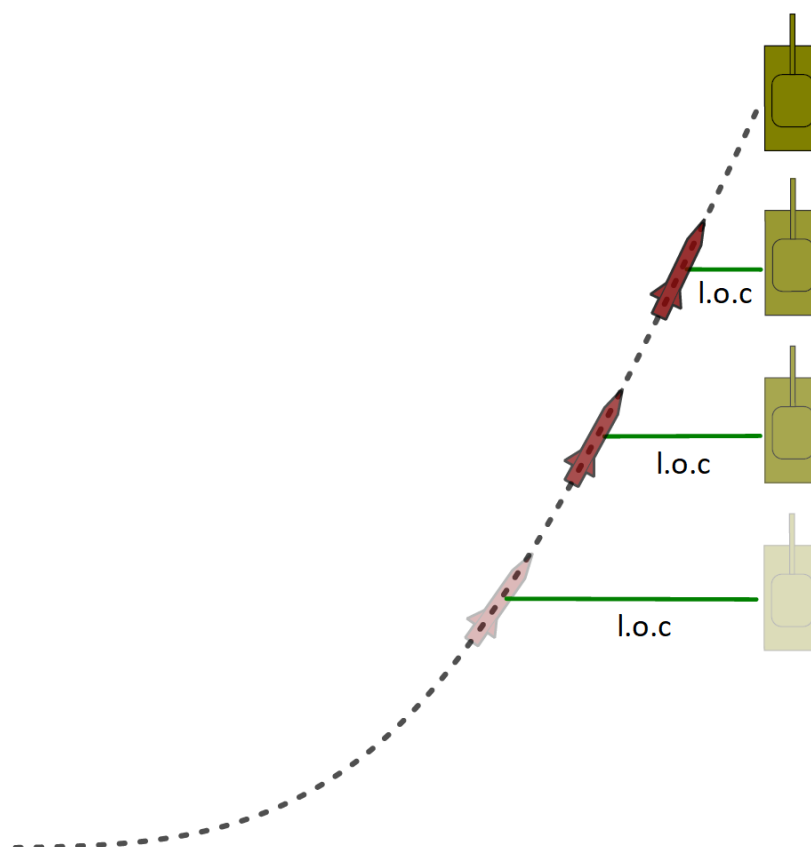
Rys. 2.3. Grafika przedstawiająca działanie systemu sterowania w wiązce. Źródło: opracowanie własne

Wiązka promieniowania jest odpowiednio kodowana przestrzennie i odbierana przez odbiornik znajdujący się z tyłu pocisku. Na podstawie odbieranego sygnału układ koordynatora pocisku wyznacza jego położenie względem wiązki. Układ kierowania, umieszczony w pocisku, dąży natomiast do skierowania pocisku w środek wiązki. W związku z tym skierowanie wiązki na cel jest równoznaczne z prowadzeniem pocisku w kierunku celu. Analogicznie jak w systemach sygnałów sterujących, stosowana jest tu najczęściej trzypunktowa metoda naprowadzania. Istnieją jednak systemy, w których pocisk w części lotu prowadzony jest nieco powyżej linii łączącej stanowisko naprowadzania i cel, głównie w celu opóźnienia wykrycia promieniowania przez atakowany pojazd [1, 4].

2.2.2. Systemy samonaprowadzania

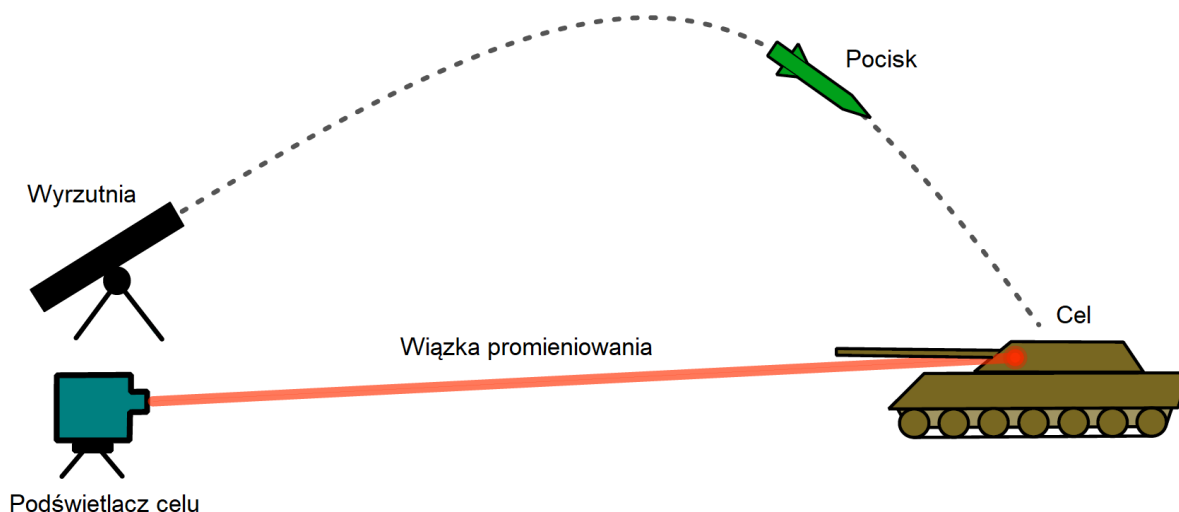
W systemach samonaprowadzania (lit. ang. Homing Guidance) pocisk wyposażony jest w koordynator (będący elementem głowicy samonaprowadzającej), którego zadaniem jest śledzenie celu. Jest to zasadnicza cecha odróżniająca systemy samonaprowadzania od systemów sterowania zdalnego, gdzie zadanie śledzenia celu realizowane jest przez stanowisko naprowadzania, znajdujące się poza pociskiem. Zadaniem koordynatora znajdującego się w przedniej części pocisku jest śledzenie celu i wyznaczenie parametrów ruchu pocisku względem celu. Pilot automatyczny (autopilot) na podstawie danych uzyskanych z głowicy samonaprowadzającej (GSN) i innych czujników umieszczonych w pocisku, formuje komendę sterującą pociskiem w locie. Systemy samonaprowadzania jako metodę naprowadzania

najczęściej wykorzystują nawigację proporcjonalną (rys. 2.4). Istotą tej metody jest wykorzystanie informacji o prędkości zmiany przestrzennego kierunku linii obserwacji celu (w skrócie l.o.c), wyznaczonej przez głowicę samonaprowadzającą pocisku. Zadaniem układu naprowadzania pocisku jest minimalizacja prędkości kątowej l.o.c, co spowodować ma uderzenie w cel stacjonarny, bądź poruszający się [1, 4, 5].



Rys. 2.4. Grafika przedstawiająca działanie metody nawigacji proporcjonalnej. Źródło: opracowanie własne

Systemy samonaprowadzania dzielimy na aktywne, półaktywne i pasywne. Różnice między nimi wynikają ze sposobu realizacji śledzenia celu. W systemach samonaprowadzania aktywnego pocisk emituje promieniowanie elektromagnetyczne, które po odbiciu od celu trafia do układu koordynatora. Samonaprowadzanie aktywne występuje najczęściej w pociskach przeciwlotniczych, natomiast w pociskach przeciwpancernych stosuje się przede wszystkim samonaprowadzanie półaktywne i pasywne. Pewnym wyjątkiem jest brytyjski pocisk przeciwpancerny Brimstone, wyposażony w radiową, aktywną głowicę samonaprowadzającą [6]. Jest to przykład ppk wykorzystującego aktywne samonaprowadzanie na cel. W systemach wykorzystujących samonaprowadzanie półaktywne pocisk naprowadza się na promieniowanie odbite od celu. Promieniowanie emitowane jest przez stanowisko oświetlające cel, znajdujące się poza pociskiem (rys. 2.5). W przypadku systemów przeciwpancernych najczęściej do oświetlenia celu wykorzystuje się promieniowanie laserowe z zakresu podczerwieni [1, 4].



Rys. 2.5. Graficzne przedstawienie działania systemu samonaprowadzania półaktywnego. Źródło: opracowanie własne

Wystrzelenie pocisku z wyrzutni naziemnej wprowadza konieczność wyprowadzenia pocisku w górę, w celu uniknięcia przypadkowego uderzenia pocisku w powierzchnię ziemi lub inną przeszkodę znajdującą się na drodze pocisku. Dodatkowo, wyprowadzenie pocisku w górę często umożliwia uderzenie pocisku w cel z górnej półsfery. W systemach samonaprowadzania pasywnego pocisk naprowadzany jest najczęściej na promieniowanie elektromagnetyczne z zakresu widzialnego i/lub podczerwieni. Zgodnie z prawem Plancka, opisującym widmową zdolność emisyjną promieniowania elektromagnetycznego przez ciało doskonale czarne, obiekt o temperaturze rzędu dziesiątek lub setek stopni Celsjusza emituje promieniowanie głównie w zakresie podczerwieni [7]. Pozwala to na detekcję obiektu nawet przy całkowitym braku światła widzialnego. Wykorzystując metodę obrazowania w podczerwieni (ang. Imaging Infrared, IIR), głowica samonaprowadzająca pocisku pozyskuje obraz termiczny wybranego fragmentu terenu, na którym znajduje się cel. Wystarczająca różnica temperatur lub współczynników emisji celu i otoczenia, umożliwia wyróżnienie celu na uzyskiwanym obrazie. Uzyskany obraz w spektrum termicznym lub widzialnym promieniowania jest następnie analizowany z wykorzystaniem odpowiednich algorytmów, w celu identyfikacji samego celu i określenia jego położenia na obrazie. Taki sposób realizacji śledzenia celu wymaga jednak wyposażenia pocisku w układ mikroprocesorowy, dysponujący odpowiednio wysoką mocą obliczeniową. Proces śledzenia celu z wykorzystaniem naprowadzania obrazowego jest podatny na zakłócenia, dlatego niektóre rozwiązania zapewniają dodatkową ingerencję operatora w proces śledzenia celu, w trakcie trwania lotu pocisku (w literaturze angielskiej tzw. tryb man-in-the-loop [8]). Systemy samonaprowadzania aktywnego i pasywnego, ze względu na brak konieczności oświetlenia celu przez zewnętrzne stanowisko, mają możliwość pracy w tzw. trybie Fire & Forget (z ang. odpal i zapomnij) [1, 4, 5].

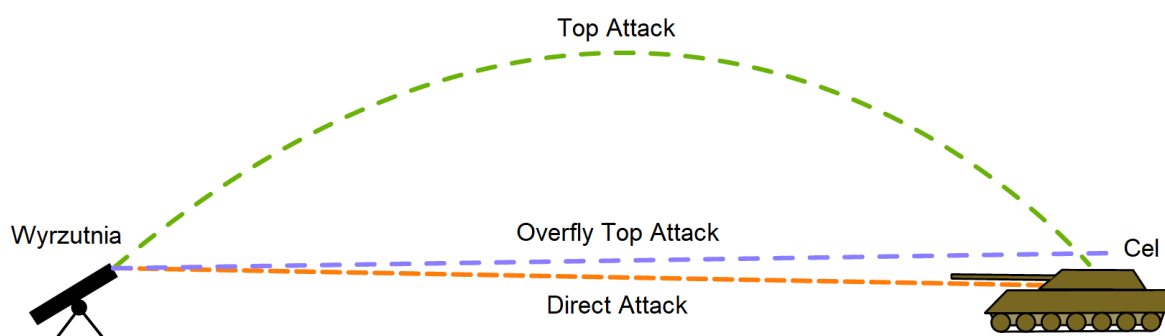
2.2.3. Systemy autonomiczne

Systemy autonomiczne zaliczane są do tzw. programowych układów naprowadzania, w których kształt trajektorii lotu pocisku ustalany jest jeszcze przed rozpoczęciem lotu. Sterowanie programowe w trakcie trwania lotu pocisku nie wykorzystuje informacji o aktualnym położeniu celu. Systemy autonomiczne w pociskach przeciwpancernych wykorzystują najczęściej układy nawigacji żyroskopowej lub bezwładnościowej (inercyjnej). Nawigacja żyroskopowa opiera swoje działanie na danych pochodzących z żyroskopów lub czujników prędkości kątowych, np. typu MEMS (ang. Micro Electro-Mechanical System). Te dane są następnie przeliczane, przez jednostkę obliczeniową znajdującą się w pocisku, na położenie katowe pocisku w przestrzeni. System autonomiczny może w takim przypadku kontrolować chwilowe położenie katowe pocisku, a tym samym kierunek lotu. Rozwinięciem układów nawigacji żyroskopowej są układy bezwładnościowe (ang. Inertial Navigation System, INS). Oprócz żyroskopów lub czujników prędkości kątowych, pozwalających na pomiar położenia katowego pocisku, układy bezwładnościowe wyposażone są w akcelerometry umożliwiające pomiar przyspieszeń liniowych pocisku. Układ żyroskopów i akcelerometrów pozwalający na pomiar prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych wzdłuż trzech ortogonalnych kierunków w układzie odniesienia związanym z pociskiem, pozwala na wyznaczenie pozycji i położenia katowego pocisku w przestrzeni. Przeliczenie uzyskanych prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych na położenie pocisku w przestrzeni, realizowane jest przez układ obliczeniowy umieszczony w pocisku. Układ obliczeniowy w celu określenia położenia pocisku oraz jego katowej orientacji przestrzennej wykonuje operacje całkowania przychodzących danych, co ze względu na niedokładność pomiarową samych czujników powoduje narastanie błędu nawigacji w czasie. Jest to zasadniczy problem systemów autonomicznych wykorzystujących nawigację żyroskopową lub inercyjną. Ponadto systemy autonomiczne nie pozwalają na reakcję pocisku na zmianę położenia bądź prędkości celu w trakcie trwania lotu pocisku. Przykładem pocisku przeciwpancernego naprowadzanego jedynie w oparciu o autonomiczny system kierowania, jest opracowany przez spółkę Saab Bofors Dynamics pocisk NLAW [9]. Oparcie nawigacji jedynie o sterowanie autonomiczne może ograniczać maksymalny efektywny zasięg rażenia pocisku, który w przypadku NLAW wynosi 800 m. W związku z tym systemy autonomiczne w pociskach przeciwpancernych najczęściej stosowane są jako uzupełnienie dla innego, głównego systemu kierowania, czego przykładem może być pocisk Spike NLOS [8]. Ze względu na zasięg strzału, dochodzący do 32 km, przez początkową część lotu Spike NLOS może być kierowany za pomocą nawigacji inercyjnej, tak aby w końcowej fazie lotu, po przechwyceniu celu, kierować się z wykorzystaniem samonaprowadzania pasywnego [1, 4, 5, 8, 9].

2.3. Przegląd literaturowy ppk z funkcją Top Attack

Systemy ppk podzielić można według kryterium realizacji ataku na cel, co bezpośrednio związane jest z trajektorią lotu samego pocisku (rys. 2.6). Najbardziej podstawowym sposobem

atakowania celu przez ppk jest tzw. atak bezpośredni (w lit. ang. Direct Attack). Pocisk w trybie ataku bezpośredniego kierowany jest zasadniczo wzdłuż linii obserwacji celu, jednakże możliwe jest występowanie niewielkiego przewyższenia toru lotu pocisku nad linię łączącą wyrzutnię z celem. W trybie ataku bezpośredniego pocisk uderza od strony widocznej celu z miejsca znajdowania się wyrzutni. W związku z tym w większości przypadków, gdy ppk wystrzeliwane są z platform lądowych, miejscem uderzenia pocisku będzie pancierz przedni, boczny lub tylni pojazdu. W trybie ataku z górnej półsfery pocisk kierowany jest nad cel, tak aby głowica bojowa pocisku mogła przebić górną część pancerza pojazdu. We współczesnych konstrukcjach pojazdów opancerzonych (w tym czołgów podstawowych) przyjmuje się bowiem, że strop jest jedną z najsłabiej opancerzonych stref pojazdu [1, 5].



Rys. 2.6. Graficzna ilustracja torów lotu pocisku realizującego atak bezpośredni celu (Direct Attack) i atak celu z górnej półsfery (Top Attack i Overfly Top Attack). Źródło: opracowanie własne

Istnieje niewiele opracowań naukowych dotyczących zastosowania trybu ataku celu z górnej półsfery w przeciwpancernych pociskach kierowanych. W istniejących opracowaniach wyróżnić można dwa sposoby realizacji ataku z górnej półsfery. Pierwszym jest realizacja ataku poprzez wstępne wyniesienie pocisku przeciwpancernego na zadaną wysokość i końcowe sprowadzenie go po stromej trajektorii w kierunku celu (Top Attack). Drugi sposób to prowadzenie ppk nieco powyżej linii łączącej wyrzutnię z celem i jego detonacja, gdy znajduje się na niewielkiej (np. 4 m) wysokości nad celem. Jest to tak zwany tryb Overfly Top Attack [1, 9]. Zastosowanie drugiego sposobu wymaga jednak użycia pocisku stabilizowanego przeciw obrotom w locie oraz głowicy bojowej skierowanej w dół. Tryb ten ze względu na warunek braku obrotów wokół osi podłużnej pocisku, nie może zostać zastosowany w prezentowanym w dalszych rozdziałach pracy demonstratorze ppk, dlatego w analizie literatury pominięto ten sposób naprowadzania. Przykładem opracowania, w którym przedstawiono oba wyżej wymienione sposoby ataku celu z górnej półsfery, jest artykuł pt. „Wybrane algorytmy automatycznego naprowadzania przeciwpancernego pocisku rakietowego atakującego cel z górnego pułapu” autorów Zbigniewa Koruby i Łukasza Noconia [10]. W pracy przedstawiono również wyprowadzenie równań algorytmu oraz wyniki badań symulacyjnych z wykorzystaniem modelu matematyczno-fizycznego pocisku. Praca ta była

inspiracją podczas opracowywania nowego algorytmu sterującego ppk, przedstawionego w rozdziale 7 niniejszej pracy. W pracy pt. „Automatic control of an anti-tank guided missile based on polynomial functions” autorów Zbigniewa Koruby i Łukasza Noconia [11] zaproponowano zastosowanie funkcji wielomianowych do wyznaczenia toru lotu dla pocisku. Odchylenia od zadanego toru lotu są wykrywane i kompensowane z wykorzystaniem regulatora PD (ang. Proportional-Derivative Controller). Użyty algorytm wymaga dostarczenia, jako danej wejściowej, dokładnej pozycji pocisku w przestrzeni oraz aktualnej odległości między celem a samym pociskiem. W przypadku ruchu samego celu współczynniki funkcji wielomianowej są uaktualniane w trakcie lotu, tak aby dopasować miejsce uderzenia pocisku do aktualnej pozycji celu. Autopilot ppk w swojej dotychczasowej wersji nie posiadał informacji o aktualnym położeniu pocisku w locie, co skłoniło autora rozprawy doktorskiej do poszukiwań metod pozwalających na wyznaczenie aktualnego położenia pocisku oraz odległości między pociskiem a celem. Opis proponowanych metod znajduje się w rozdziale 7 niniejszej pracy. W artykule pt. „Guidance philosophy for impact angle maximization for anti-tank flight vehicle” autorzy Sirisha i Ranajit [12] przedstawiają z kolei koncepcję, w której lot ppk podzielono na dwie fazy: wznoszącą i opadającą. W fazie wznoszącej autopilot dąży do ustawienia pocisku w taki sposób, aby kąt odchylenia żyroskopu głowicy śledzącej od osi podłużnej pocisku osiągnął ustaloną wartość. Z kolei w fazie opadającej autopilot naprowadza pocisk według metody proporcjonalnej nawigacji. Kluczowe w tej metodzie jest właściwe wyznaczenie momentu przejścia między obiema fazami, który autorzy pracy wyznaczają na podstawie prędkości kątowej linii obserwacji celu. W nowym algorytmie kierowania ppk, opisanym w rozdziale 7, lot pocisku podzielony został na cztery fazy. Fazy I i II to fazy lotu wznoszące, a III i IV to fazy opadające. Fazy wznoszące lotu w nowym algorytmie kierowania ppk, realizowane są w sposób podobny do zaprezentowanego we wspomnianym artykule autorów Sirisha i Ranajit [12]. Inaczej jednak zrealizowano fazy opadające, jak również zaproponowano inne metody realizacji przejścia między fazami lotu. Istnieją opracowania algorytmów wykorzystujących regulator liniowo-kwadratowy (ang. Linear-Quadratic Regulator, LQR) do optymalizacji kąta uderzenia w cel [13, 14, 15]. Zastosowanie tego regulatora jest jednak uzasadnione w przypadku optymalizacji wskaźnika jakości opartego o więcej niż jedną zmienną stanu [1].

2.4. Przegląd konstrukcji współczesnych ppk

Obecnie na świecie istnieje wiele różnych konstrukcji ppk umożliwiających zwalczanie celów opancerzonych. Konstrukcje te różnią się między innymi zasięgiem rażenia, zastosowanymi metodami sterowania oraz zdolnością do przebijania pancerzy. Istnieją pociski zdolne do przebicia pancerzy przednich najciężiej opancerzonych czołgów podstawowych, jak również pociski zdolne do zwalczania tylko lekko opancerzonych pojazdów. Pociski te mogą być również przenoszone za pomocą różnych platform, takich jak śmigłowce, pojazdy lądowe oraz oczywiście przez piechotę. Zasięg ppk przenoszonego przez piechotę i wystrzeliwanego za pomocą wyrzutni ręcznej, zazwyczaj nie przekracza kilku kilometrów. Jest to związane

z faktem, że zwiększenie zasięgu pocisku najczęściej wymaga zastosowania większej ilości paliwa raketowego, co zwiększa masę, a pocisk używany przez piechotę nie może być zbyt ciężki. Dodatkowo, ręczny zestaw ppk ze względu na ograniczenia masowe posiada zazwyczaj mniejsze zdolności do wykrywania celów odległych, niż jej odpowiedniki znajdujące się na pojazdach, gdzie limity masowe są wyższe. Ppk wystrzeliwane z ziemi często wymagają, aby cel znajdował się w zasięgu pola widzenia wyrzutni. Oznacza to, że konieczne jest odpowiednie umiejscowienie w terenie zestawu ppk względem potencjalnego celu, tak aby obserwacja celu przez wyrzutnię nie była zakłócona przez przeszkody terenowe. Teren silnie pofałdowany lub zurbanizowany może więc powodować ograniczenie efektywnego zasięgu strzału tego typu zestawów ppk. Niedogodności tej nie posiadają systemy ppk wyposażone w opcję przechwyty celu w trakcie trwania lotu pocisku. W tego typu zestawach ograniczenie zasięgu wynika w większym stopniu z czynników technicznych, takich jak zastosowany system nawigacji, napęd i aerodynamika samego pocisku. Systemy ppk umieszczone na platformach lotniczych, takich jak śmigłowce, samoloty lub drony, posiadają nad ich odpowiednikami naziemnymi znaczną przewagę w możliwościach obserwacyjnych oraz w mobilności. W przypadku platform lotniczych można założyć, że zasięg systemu ppk jest w praktyce bardziej uzależniony od zasięgu samej platformy niż pocisku. Zasięg samego pocisku wystrzeliwanego np. ze śmigłowca może mieć jednak duże znaczenie, gdy chcemy uniknąć narażenia samej platformy na wrogi ostrzał. W dalszej części podrozdziału 2.4. przedstawiono charakterystyki kilku współczesnych ppk [3].

2.4.1. Przeciwpancerny pocisk kierowany FGM-148 Javelin

FGM-148 Javelin to amerykański przeciwpancerny pocisk kierowany, opracowany w latach 90-tych ubiegłego wieku przez firmy Texas Instruments i Martin Marietta. W 1996 roku rozpoczęto produkcję seryjną w zakładach Raytheon i Lockheed Martin. Od tego czasu powstało wiele nowych wersji pocisku, będących ulepszonymi wersjami pierwotnej konstrukcji. Pocisk wystrzeliwany jest z wyrzutni ręcznej, przez pojedynczego żołnierza. System Javelin składa się z modułu CLU (ang. Command Launch Unit), pojemnika transportowo-startowego oraz samego pocisku. Moduł CLU służy do wykrywania, śledzenia i identyfikacji celu, wyposażony jest w kamerę dzienną i termowizyjną z powiększeniem obrazu. Pocisk wyposażony jest w system samonaprowadzania pasywnego. Głowica śledząca pocisku zawiera półprzewodnikową matrycę FPA (ang. Focal Plane Array) składającą się z macierzy 64 x 64 elementów detekcyjnych wykonanych z HgCdTe. Głowica posiada zdolność obrazowania celu w spektrum podczerwieni (IIR – ang. Imaging Infrared), wykorzystując promieniowanie termiczne emitowane przez cel. Matryca FPA schładzana jest przed wystrzeleniem pocisku i w trakcie jego lotu, w celu zwiększenia czułości elementów detekcyjnych. Do schłodzenia matrycy wykorzystywany jest sprężony gaz, którego temperatura ulega obniżeniu w wyniku rozprężenia. Obraz termalny celu pochodzący z głowicy śledzącej jest przekazywany do systemu sterowania pociskiem, w którym obraz ten jest porównywany z obrazem zapisanym w pamięci komputera pokładowego pocisku. Głowica śledząca podąża

za wybranym celem, przekazując jednocześnie informację o położeniu celu do systemu sterującego/autopilota. Pocisk Javelin zbudowany jest w układzie klasycznym, gdzie stery znajdują się za statecznikami i wyposażony jest w sterowanie dwukanałowe (dwie pary sterów). Zespół napędowy składa się z dwuzakresowego silnika raketowego, pracującego w zakresie startowym i marszowym. W obu zakresach pracy silnika wykorzystana jest wspólna dysza wylotowa. Silnik startowy rozpoczyna i kończy pracę jeszcze w pojemniku transportowo-startowym, chroniąc w ten sposób żołnierza przed poparzeniem gazami wylotowymi (rys. 2.7). Silnik marszowy uruchamiany jest dopiero w momencie, gdy pocisk przeleciał już ok. 10 m i oś podłużna pocisku odchyłona jest od miejsca startu, co minimalizuje ryzyko odniesienia obrażeń przez obsługę wyrzutni [1, 5, 9, 16].



Rys. 2.7. FGM-148 Javelin. Źródło: Wikimedia Commons [17]

Możliwe do zastosowania są dwa tryby ataku: atak bezpośredni (ang. Direct Attack) oraz atak z górnej półsfery (ang. Top Attack). W trybie Direct Attack pocisk leci na wysokości nie przekraczającej 60 m, natomiast w trybie Top Attack pocisk wznosi się na wysokość ok. 160 m i uderza w cel od góry. Przedział bojowy pocisku wyposażony jest w tandemową głowicę kumulacyjną, w której główny strumień kumulacyjny formowany jest wzdłuż osi podłużnej pocisku. Deklarowana przez producenta przebijalność pancerza to 760 mm RHA za pancerzem reaktywnym typu ERA (ang. Explosive Reactive Armour). Masa pocisku z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 15,9 kg a masa CLU 6,4 kg. Zestaw w konfiguracji przygotowanej do oddania strzału ma więc łączną masę 22,3 kg. Sam pocisk ma długość 1081 mm i średnicę 127 mm. Długość pojemnika transportowo-startowego wynosi 1214 mm. Zasięg oddania strzału wynosi 4 km, a w przypadku zastosowania CLU umieszczonego na pojeździe wzrasta do 4,75 km. Do obsługi systemu przeznaczane są standardowo 1-2 osoby [1, 5, 9, 16].

2.4.2. System przeciwpancerny Stugna-P

Stugna-P (lub Skif) to ukraiński system przeciwpancerny wyposażony w pociski kierowane RK-2, opracowany na przełomie pierwszego i drugiego dziesięciolecia XXI wieku przez biuro konstrukcyjne „Łucz” z Kijowa. Od 2011 roku znajduje się na wyposażeniu ukraińskich sił zbrojnych. Pocisk naprowadzany jest na cel za pomocą systemu sterowania w wiązce laserowej (ang. Beam Rider). Wiązka laserowa generowana jest przez moduł zintegrowany z wyrzutnią. Stanowisko naprowadzania składa się z modułu tworzącego wiązkę promieniowania laserowego, kamery dziennej i termalnej, trójnogu oraz serwomechanizmu służącego do zdalnego sterowania kątowym położeniem stanowiska w płaszczyźnie poziomej i pionowej (rys. 2.8). Stanowisko naprowadzania połączone jest przewodowo ze stanowiskiem zdalnego sterowania PDU-215, na którym wyświetlany jest obraz ze stanowiska naprowadzania oraz możliwe jest zadawanie komend sterujących stanowiskiem. Rozwiązanie takie zapewnia dodatkowe bezpieczeństwo operatorowi, który może pozostać w ukryciu na czas oddania strzału i lotu pocisku. Zadaniem stanowiska naprowadzania jest utrzymanie wiązki promieniowania w kierunku celu przez cały czas trwania lotu pocisku. Zadanie to może być realizowane w trybie manualnym lub automatycznym. Pociski RK-2 zbudowane są w układzie klasycznym i wyposażone są w sterowanie jednokanałowe. Zastosowanie jednej pary sterów wymusza wprowadzenie pocisku w ruch obrotowy dookoła osi podłużnej, w czasie trwania lotu pocisku. Zespół napędowy składa się z raketowego silnika startowego i marszowego. Silnik startowy, służący do wstępnego rozpędzenia pocisku, wypala się jeszcze, gdy pocisk znajduje się w pojemniku transportowo-startowym. Po wystrzeleniu pocisku z pojemnika silnik startowy oddziela się od reszty konstrukcji pocisku. Dalsze przyśpieszenie realizowane jest przez silnik marszowy. Obie dysze silnika marszowego umieszczone są z boków płatowca rakiety, co umożliwiło umieszczenie odbiornika optycznego (systemu sterowania w wiązce) z tyłu rakiety. Jest to rozwiązanie konstrukcyjne powszechnie stosowane w pociskach kierowanych w wiązce laserowej [8, 9, 18].



Rys. 2.8. Zestaw przeciwpancerny Stugna-P. Źródło: Wikimedia Commons [19]

Pocisk co do zasady leci torem prostoliniowym do celu, choć możliwe jest uzyskanie pewnego przewyższenia toru lotu pocisku przez odpowiednie ukierunkowanie wiązki laserowej emitowanej przez stanowisko naprowadzania. Pozwala to na opóźnienie skierowania wiązki bezpośrednio na cel, co ma znaczenie w przypadku strzału do pojazdu wyposażonego w odpowiedni system wykrywający promieniowanie laserowe. Pocisk leci do celu w trybie ataku bezpośredniego. Jest to rekompensowane przez stosunkowo dużą przebijalność tandemowej głowicy kumulacyjnej, która w przypadku pocisku RK-2S wynosi co najmniej 800 mm RHA znajdującego się za ERA, a w przypadku pocisku RK-2M-K wynosi co najmniej 1000 mm RHA znajdującego się za ERA. System Stugna-P posiada również możliwość zastosowania pocisków z głowicami odłamkowymi, są to RK-2OF i RK-2M-OF. Pociski występują w dwóch różnych rozmiarach. Średnica pocisków RK-2S i RK-2OF wynosi 130 mm. Masa pocisku z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 30 kg a długość pojemnika to 1360 mm. Średnica pocisków RK-2M-K i RK-2M-OF wynosi natomiast 152 mm. Masa tych pocisków z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 37 kg a długość pojemnika to 1435 mm. System Stugna-P z pociskiem RK-2 i RK-2M umożliwia zwalczanie celów z odległości od 100 do 5500 m w dzień i od 100 do 3000 m w nocy. Masa całości systemu w przypadku zastosowania pocisków o średnicy 130 mm wynosi 97 kg, a w przypadku pocisków o średnicy 152 mm wynosi 104 kg. Ze względu na stosunkowo dużą masę systemu, do jego obsługi przeznaczone są standardowo 3-4 osoby. System Stugna-P może być również umieszczony na pojeździe, co redukuje liczbę załogi potrzebną do jego obsługi [8, 9, 18].

2.4.3. System przeciwpancerny Korsarz

Korsarz (ukr. Kopcap) to ukraiński system przeciwpancerny wyposażony w pociski kierowane RK-3, opracowany w pierwszym dziesięcioleciu XXI wieku przez biuro konstrukcyjne „Luch”. Od 2017 roku znajduje się na wyposażeniu ukraińskich sił zbrojnych. Cały system jest konstrukcyjnie bardzo zbliżony do systemu Stugna-P, jednocześnie będąc od niego wyraźnie mniejszym (rys. 2.9). W obu systemach zastosowano taki sam sposób naprowadzania (w wiązce laserowej), pociski zbudowane są w układzie klasycznym i wyposażone są w sterowanie jednokanałowe. W systemie Korsarz nie zastosowano jednak sterowanego zdalnie stanowiska naprowadzania, tak jak to ma miejsce w przypadku systemu Stugna-P. Stanowisko naprowadzania systemu Korsarz sterowane jest manualnie przez operatora. Stanowisko naprowadzania składa się z lasera tworzącego wiązkę promieniowania, celownika optycznego oraz trójnogu. Istnieje możliwość zamontowania w stanowisku kamery termalnej [9, 20, 21].



Rys. 2.9. System Korsarz. Źródło: Wikimedia Commons [22]

Masa pocisku z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 15,5 kg a długość pojemnika to 1180 mm. Średnica pocisków wynosi 107 mm. Masa całego systemu wynosi 35,8 kg. W porównaniu do systemu Stugna-P system Korsarz ma mniejszy zasięg, wynoszący 2,5 km oraz mniejszą przebijalność tandemowej głowicy kumulacyjnej, wynoszącą co najmniej 550 mm RHA znajdującego się za ERA (pocisk RK-3K). Możliwe jest również użycie pocisku RK-3OF wyposażonego w bojową głowicą odłamkową [9, 20, 21].

2.4.4. System przeciwpancerny 9K135 Kornet

Kornet to rosyjski system przeciwpancerny opracowany w latach 90-tych ubiegłego wieku przez biuro konstrukcyjne KBP Instrument Design Bureau. System wszedł do służby w siłach zbrojnych federacji rosyjskiej w 1998 roku, a za jego produkcję odpowiada m.in. przedsiębiorstwo Degtyaryov Plant. System ten pod względem sposobu naprowadzania oraz gabarytów samego pocisku przypomina ukraiński system Stugna-P (rys. 2.10). Pocisk kierowany jest do celu za pomocą systemu sterowania w wiązce laserowej. Pociski 9M133 zbudowane są w układzie aerodynamicznym „kaczka” (stery umieszczone są z przodu a stateczniki z tyłu pocisku) i wyposażone są w sterowanie jednokanałowe. Zastosowanie jednej pary sterów wymusza wprowadzenie i utrzymanie pocisku w ruchu obrotowym dookoła osi podłużnej, w czasie trwania lotu pocisku. Zespół napędowy składa się z raketowego silnika startowego i marszowego. Po wystrzeleniu pocisku z pojemnika silnik startowy nie oddziela od reszty konstrukcji pocisku, tak jak to ma miejsce w przypadku pocisku RK-2 systemu Stugna-P. Obie dysze silnika marszowego umieszczone są z boków płatu rakiety. Pocisk co do zasady leci torem prostoliniowym do celu, choć możliwe jest uzyskanie pewnego przewyższenia toru lotu pocisku przez odpowiednie ukierunkowanie wiązki laserowej emitowanej przez stanowisko naprowadzania [1, 9, 23].



Rys. 2.10. System Kornet. Źródło: Wikimedia Commons [24]

System 9K135 Kornet i jego eksportowy odpowiednik Kornet-E w swojej podstawowej wersji przenoszony przez żołnierzy piechoty, składa się ze stanowiska naprowadzania (wyposażonego w laser tworzący wiązkę promieniowania, celownik optyczny i kamerę termalną), trójnog oraz pocisk 9M133-1 lub 9M133F-1. Łączna masa systemu w tej konfiguracji wynosi 63,7 kg. System ten może być przenoszony przez dwie osoby, jak również możliwy jest montaż na pojazdach. Zasięg systemu to 5,5 km. Wersja systemu o oznaczeniu Kornet-M i jej eksportowy odpowiednik Kornet-EM ma zwiększony zasięg do 8 km przy zastosowaniu pocisków 9M133M-2 i 9M133FM-2 oraz do 10 km przy zastosowaniu pocisku 9M133FM-3. System Kornet-M/EM jest wyposażony w stanowisko automatycznie śledzące

cel. Przykładem takiego zautomatyzowanego stanowiska jest platforma Kornet-D składająca się z dwóch niezależnych wyrzutni zawierających po 4 pociski 9M133M-2 każda. Wyrzutnie te posiadają niezależne systemy automatycznego śledzenia celu, co daje systemowi zdolność równoczesnego naprowadzenia dwóch pocisków na ten sam lub dwa różne cele. Przebijalność pocisków przeciwpancernych 9M133-1 oraz 9M133M-2 wynosi odpowiednio 1200 mm i 1300 mm RHA za ERA. Pociski 9M133F-1 i 9M133FM-2 wyposażone są w głowicę termobaryczną o sile wybuchu 10 kg TNT (trotylu). Pocisk 9M133FM-3 wyposażony jest natomiast w głowicę odłamkową o sile wybuchu 7 kg TNT. Masa pocisków z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 29 kg dla pocisków 9M133-1 i 9M133F-1, 31 kg dla pocisków 9M133M-2 i 9M133FM-2 oraz 33 kg dla pocisku 9M133FM-3. Pociski mają średnicę 160 mm, a długość pojemnika transportowo-startowego wynosi 1210 mm [1, 9, 23].

2.4.5. System przeciwpancerny BGM-71 TOW

BGM-71 TOW (ang. Tube-launched, Optically-tracked, Wire-guided) to system przeciwpancerny produkcji USA, opracowany w latach 60-tych ubiegłego wieku przez firmę Hughes Aircraft. System ten wszedł do służby w armii USA w 1970 roku i obecnie jest produkowany przez firmę Raytheon. Od tego czasu system ten doczekał się wielu modyfikacji, zarówno stanowiska naprowadzania, jak i samego pocisku. System naprowadzania wykorzystywany w BGM-71 TOW to SACLOS (ang. Semi-Automatic Command to Line of Sight), czyli półautomatyczne kierowanie według linii obserwacji celu. Komunikacja między pociskiem a stanowiskiem naprowadzania odbywa się za pomocą przewodu rozwijanego w trakcie lotu pocisku. Stanowisko naprowadzania określa położenie katowe pocisku w locie dzięki modulowanym błyskom lampy ksenonowej umieszczonej z tyłu pocisku. Zadaniem operatora jest śledzenie celu podczas całego lotu pocisku. System w wersji TOW ITAS (ang. Improved Target Acquisition System) składa się z wyrzutni, trójnogu, mechanizmu obracającego stanowisko naprowadzania w płaszczyźnie pionowej i poziomej, modułu TAS (ang. Target Acquisition Subsystem), modułu FCS (ang. Fire Control Subsystem) i modułu zasilania LBB (ang. Lithium Battery Box) (rys. 2.11). Moduł TAS posiada zintegrowaną optykę śledzącą, zarówno cel, jak i pocisk w locie, kamerę termalną FLIR (ang. Forward-Looking Infrared), noktowizor oraz dalmierz laserowy. Moduł FCS realizuje natomiast obliczenia związane z naprowadzaniem pocisku [1, 5, 9, 25].



Rys. 2.11. System BGM-71 TOW ITAS. Źródło: Wikimedia Commons [26]

Pociski BGM-71 zbudowane są w klasycznym układzie aerodynamicznym i wyposażone są w dwie pary sterów. Zespół napędowy składa się z raketowego silnika startowego i marszowego. Silnik marszowy wypala się, gdy pocisk znajduje się jeszcze w pojemniku transportowo-startowym. Pierwsza wersja pocisku o oznaczeniu BGM-71A miała zasięg 3 km, w kolejnych wersjach pocisku zasięg zwiększono do 3,75 km. W 1983 roku wprowadzono do służby wersję systemu o oznaczeniu TOW 2, w którym dokonano ulepszeń w stanowisku naprowadzania oraz samym pocisku. W 1987 roku do produkcji seryjnej wprowadzono pocisk BGM-71E TOW 2A, posiadający tandemową głowicę kumulacyjną zdolną do przebicia 1000 mm RHA pancerza za ERA. Strumień kumulacyjny formowany jest wzdłuż osi podłużnej pocisku. Duże zmiany konstrukcyjne wprowadzono w kolejnym pocisku o oznaczeniu BGM-71F TOW 2B. W pocisku tym wprowadzono nowy tryb ataku – OTA (ang. Overfly Top Attack). Poprzednie wersje pocisku BGM-71 atakowały cel bezpośrednio (Direct Attack). W trybie OTA natomiast pocisk przelatuje nad celem. Gdy pocisk znajduje się bezpośrednio nad celem, inicjowana jest detonacja dwóch skierowanych w dół głowic bojowych z wybuchowo formowanym penetratorem (EFP – ang. Explosively Formed Projectile). Zastosowanie dwóch głowic bojowych ma na celu zwiększenie szans na zniszczenie pojazdu. Sam moment detonacji jest ustalany przez automatykę pocisku, na podstawie danych z czujnika magnetycznego i optycznego czujnika zbliżeniowego. W nowym pocisku o nazwie TOW 2B Aero, dzięki ulepszeniu aerodynamiki pocisku zwiększono zasięg do 4,5 km. Masa pocisku BGM-71F TOW 2B Aero z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi ok. 29 kg. Średnica pocisku to 149 mm a jego długość wynosi 1214 mm. Długość pojemnika transportowo-startowego wynosi 1284 mm. Masa całego systemu w wersji TOW 2 wraz ze stanowiskiem naprowadzania wynosi ponad 90 kg [1, 5, 9, 25].

2.4.6. System przeciwpancerny Spike

Spike to przeciwpancerny system produkcji izraelskiej, opracowany i produkowany głównie przez Rafael Advanced Defence Systems (rys. 2.12). Nazwa Spike w dzisiejszym rozumieniu nie odnosi się do jednego systemu, ale do całej rodziny systemów przeciwpancernych bazujących na podobnych rozwiązaniach konstrukcyjnych. Podstawowymi wersjami systemu są: Spike SR (SR – ang. Short Range) – wersja o najmniejszym zasięgu wynoszącym $50 \div 1500$ m, Spike MR (MR – ang. Medium Range) – wersja o zasięgu pośrednim wynoszącym $200 \div 2500$ m, Spike LR i LR2 (LR – ang. Long Range) – wersja o zasięgu dalekim wynoszącym odpowiednio $200 \div 4000$ m (wersja LR) i $200 \div 5500$ m (wersja LR2), Spike ER i ER2 (ER – ang. Extended Range) – wersja o wydłużonym zasięgu maksymalnym wynoszącym odpowiednio 8 km (wersja ER) i 10 km (wersja ER2) i Spike NLOS (NLOS – ang. Non Line Of Sight) – wersja o zasięgu maksymalnym wynoszącym 25 km. Powyższe zasięgi dotyczą pocisków wystrzeliwanych z platform lądowych. Zasięgi uzyskiwane z platform lotniczych są wyższe. Pierwotnym, krajowym oznaczeniem systemów Spike jest skrót NT. Oznaczeniem izraelskim systemu w wersji Spike MR jest NT-Gill, systemu Spike LR jest NT-Spike, a systemu Spike ER jest NT-Dandy. Cechą wspólną pocisków systemu Spike jest zastosowanie pasywnego samonaprowadzania pocisku na cel. Głowica śledząca pocisku wyposażona jest w kamerę termalną a w niektórych wersjach dodatkowo w dzienną. Obraz z głowicy śledzącej przesyłany jest do komputera pokładowego pocisku, który wykorzystując zaawansowane metody analizy obrazu, śledzi wybrany cel. Dane o położeniu celu są następnie używane przez autopilota pocisku do wypracowania odpowiedniej komendy sterującej pociskiem [1, 5, 8, 9, 23].



Rys. 2.12. System Spike-LR. Źródło: Wikimedia Commons [27]

Pociski systemu Spike zbudowane są w klasycznym układzie aerodynamicznym i wyposażone są w dwie pary sterów. Pociski stabilizowane są przeciw obrotom wokół swojej osi podłużnej, co jest istotne dla stabilności odbieranego obrazu z kamer pocisku. Ze względu

na zastosowanie pasywnego samonaprowadzania pocisku na cel, wszystkie wersje systemu Spike posiadają pełną zdolność do pracy w tzw. trybie Fire & Forget (z ang. odpal i zapomnij). Dodatkowo, wersje systemu o oznaczeniach LR, ER i NLOS posiadają dwukierunkową komunikację między pociskiem a stanowiskiem startowo-celowniczym. Komunikacja odbywa się za pomocą światłowodu i/lub łącza radiowego (RF). Pozwala to operatorowi na obserwację celu z kamery umieszczonej w głowicy śledzącej pocisku oraz na zmianę trajektorii lotu pocisku w trakcie trwania lotu. Taki tryb pracy nosi nazwę Fire & Observe (ang. odpal i obserwuj). Możliwe jest również wystrzelenie pocisku w konkretny rejon z wykorzystaniem nawigacji inercyjnej (INS), tzw. tryb Fire to Grid (z ang. odpal w kierunku obszaru), a następnie przechwycenie celu przez głowicę śledzącą już w trakcie trwania lotu pocisku, tzw. Lock-on After Launch (z ang. przechwyt po wystrzale). Zespół napędowy składa się z raketowego silnika startowego i marszowego. Silnik startowy, służący do wstępnego rozpędzenia pocisku, wypala się jeszcze, gdy pocisk znajduje się w pojemniku transportowo-startowym. Pociski systemu Spike posiadają zdolność do działania w trybie Top Attack oraz Direct Attack. Przebijalność tandemowej głowicy kumulacyjnej pocisku różni się w zależności od wersji systemu, jednakże zastosowanie trybu Top Attack (we wszystkich wersjach, poza wersją SR) pozwala na zniszczenie praktycznie każdego opancerzonego pojazdu na polu walki. Istnieją wersje pocisku, gdzie zastosowano głowicę odłamkową. Stanowisko startowo-celownicze systemu Spike w wersjach MR, LR i ER wyposażone jest w celownik dzienny oraz termalny. Pocisk w wersji Spike SR wraz z wyrzutnią ma masę 9,8 kg. Wyrzutnia Spike SR wyposażona jest w prosty celownik optyczny. Pociski z pojemnikiem transportowo-startowym w wersji Spike MR i LR(2) mają masę wynoszącą ok. 13 kg. Długość pojemnika transportowo-startowego wynosi 1200 mm a jego średnica 130 mm. Masa całego zestawu (wraz z CLU) w wersji naziemnej wynosi w tej konfiguracji ok. 26,5 kg. Pocisk z pojemnikiem transportowo-startowym w wersji Spike-ER(2) ma masę 34 kg. Długość pojemnika wynosi 1670 mm a średnica 170 mm. Pocisk w wersji Spike-NLOS, ze względu na swoje rozmiary i masę, przeznaczony jest do wystrzeliwania jedynie z pojazdów lądowych lub platform lotniczych. Łączna masa pocisku z pojemnikiem transportowo-startowym wynosi 71 kg [1, 5, 8, 9, 23].

2.4.7. Pocisk Brimstone

Brimstone to przeciwpancerny pocisk kierowany produkcji brytyjskiej, początkowo przeznaczony do wystrzeliwania z platform lotniczych a później również naziemnych (rys. 2.13). Pocisk w swojej pierwszej wersji opracowywany był w latach 90-tych ubiegłego wieku i wszedł do służby w armii brytyjskiej w 2005 roku. Pocisk jest aktywnie samonaprowadzany na cel z wykorzystaniem promieniowania radiowego z zakresu mikrofal. Aktywna głowica samonaprowadzająca działa na zasadzie radaru – emituje promieniowanie mikrofalowe i rejestruje powracający po odbiciu od przeszkody sygnał, który następnie przetwarzany jest na obraz terenu w wysokiej rozdzielczości. Wysoka rozdzielczość obrazu uzyskiwana jest między innymi dzięki zastosowaniu promieniowania mikrofalowego o wysokiej częstotliwości wynoszącej 94 GHz. Przez początkową część lotu kierowanie

realizowane jest z wykorzystaniem nawigacji inercyjnej (INS), natomiast w końcowej fazie lotu pocisk przechodzi w tryb aktywnego samonaprowadzania na cel. W fazie aktywnego samonaprowadzania uruchamiana jest głowica śledząca, której zadaniem jest wyszukanie, identyfikacja i śledzenie celu. Pocisk posiada zdolność identyfikacji celu poprzez porównanie sygnatury radarowej powracającego sygnału radiowego z wzorcami celów zapisanymi w pamięci komputera pokładowego pocisku. Pocisk jest więc w stanie pracować w trybie Fire & Forget. W rejonach zurbanizowanych i gęsto zaludnionych, gdzie występuje możliwość błędnej identyfikacji celu przez algorytm pocisku, stosuje się przechwyt celu przez głowicę śledzącą jeszcze przed wystrzałem pocisku lub wspomaganie identyfikacji celu przez oświetlenie go promieniowaniem laserowym. Ten drugi sposób wymaga jednak zastosowania zmodyfikowanej głowicy śledzącej, która oprócz aktywnej głowicy mikrofalowej zawiera półaktywną laserową głowicę śledzącą. Taka głowica, wyposażona w dwa systemy śledzące, jest zastosowana w nowych generacjach systemu o oznaczeniu Brimstone 2 i 3 [6, 28, 29].



Rys. 2.13. Trzy pociski Brimstone. Źródło: Wikimedia Commons [30]

Pociski Brimstone przystosowane są do wystrzelenia w salwie i wspólnego uderzenia na różne cele znajdujące się w tym samym rejonie. Pociski mogą uderzać na cel z górnej półsfery. Pociski zbudowane są w układzie klasycznym i wyposażone są w sterowanie dwukanałowe. Pociski stabilizowane są przeciw obrotom wokół swojej osi podłużnej. Zespół napędowy składa się z jednozakresowego silnika raketowego. Pociski wyposażone są w tandemową głowicę kumulacyjną o masie 6,3 kg. Zasięg pocisku Brimstone pierwszej generacji wystrzelonego z samolotu wynosi ponad 20 km, a ze śmigłowca wynosi 12 km. Zasięg pocisku Brimstone 2 wystrzelonego z samolotu wynosi ponad 60 km, a ze śmigłowca ponad 40 km. Pocisk Brimstone 2 ma masę ok. 50 kg, długość 1800 mm i średnicę 178 mm. W pocisku Brimstone 3 do możliwości wystrzelenia z platform powietrznych dodano zdolność wystrzeliwania

z pojazdów lądowych do celów odległych o ponad 10 km. Nie istnieje wersja pocisku przeznaczona do przenoszenia przez żołnierzy piechoty [6, 28, 29].

2.5. Podsumowanie

Obecnie rozwijana nowa generacja ppk bazuje na samonaprowadzaniu pasywnym na cel z wykorzystaniem promieniowania widzialnego i podczerwonego, jednakże pociski wykorzystujące inne systemy naprowadzania, starsze generacyjnie, wciąż są rozwijane. Z tego powodu na świecie istnieje dzisiaj duża różnorodność stosowanych metod naprowadzania ppk. Każda z metod ma swoje słabsze i mocniejsze strony, co powoduje, że wybór odpowiedniego systemu zależy od konkretnych założeń i warunków prowadzenia działań wojennych.

3. PROJEKT KONCEPCYJNY DEMONSTRATORA PPK

3.1. Wprowadzenie

Demonstrator przeciwpancerne pocisku kierowanego powstał w wyniku współpracy między polskimi firmami MESKO S.A. i CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. oraz ukraińską firmą „Luch” Design Bureau. W pracach projektowych oraz w badaniach rozwojowych ppk brały udział zespoły złożone z inżynierów wielu specjalności, m.in. mechaników, elektroników, optyków i chemików. Prace rozwojowe rozpoczęto w 2014 roku. Konstrukcja ppk jest wzorowana na ukraińskim pocisku RK-3 Kopcap (Korsarz), opracowanym przez biuro konstrukcyjne „Łucz” (ukr. „Luch”). Płatowiec (korpus) pocisku jest identyczny, z niewielkimi zmianami zaadoptowano również przedział bojowy, napędowy i sterowania lotem. Oryginalnym polskim rozwiązaniem jest natomiast przedział nawigacji wyposażony w nowy układ naprowadzania pocisku na promieniowanie odbite laserowe (ang. Semi Active Laser Homing, SALH) oraz nowy autopilot umieszczony w przedziale kierowania i sterujący lotem pocisku do celu. Prace badawczo-rozwojowe podzielone zostały na fazę teoretyczną, w której przeprowadzono badania symulacyjne i eksperymentalną, obejmującą badania laboratoryjne i poligonowe. Wyniki badań symulacyjnych posłużyły do opracowania algorytmu sterującego pociskiem w locie. Celem prowadzonych badań laboratoryjnych była weryfikacja poprawności działania modułów pocisku i ich kalibracja przed przystąpieniem do badań poligonowych.

Od 2015 roku uczestniczyłem w pracach badawczo-rozwojowych nad pociskiem, testach laboratoryjnych oraz poligonowych. Przeprowadziłem w tym czasie wiele analiz lotu pocisku, wykorzystując zebrane podczas prób poligonowych dane i na ich podstawie zaproponowałem wprowadzenie zmian, zwłaszcza w obrębie przedziału kierowania ppk. W ramach prac rozwojowych nad pociskiem opracowałem symulator lotu pocisku, co umożliwiło komputerową symulację lotu ppk. Symulator wykorzystałem do opracowania nowego algorytmu kierowania pociskiem. W ramach prac modernizacyjnych opracowałem oprogramowanie nowej wersji autopilota ppk, który w 2023 roku został przetestowany w warunkach poligonowych.

Zestaw demonstratora przeciwpancerne pocisku kierowanego składa się ze stanowiska startowo-celowniczego oraz zespołu wyrzutni. Zasięg zestawu pozwala na oddanie strzału na odległość dochodzącą do 2500 m. Naprowadzanie pocisku na cel realizowane jest z wykorzystaniem systemu półaktywnego samonaprowadzania. Podświetlenie celu odbywa się za pomocą laserowej wiązki promieniowania elektromagnetycznego z zakresu podczerwieni. Celem zapewnienia prawidłowego naprowadzania pocisku, podświetlenie celu rozpoczyna się jeszcze przed startem pocisku, a kończy się po uderzeniu pocisku w cel. Zastosowany system kierowania umożliwia uzyskanie bezpośrednich trafień w stacjonarny bądź ruchomy cel typu transporter opancerzony, czołg itp. [1, 3, 31].

3.2. Stanowisko startowo-celownicze

Stanowisko startowo-celownicze o oznaczeniu CLU-P powstało w wyniku współpracy spółek CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. oraz PCO S.A. Głównym elementem stanowiska jest moduł laserowego podświetlacza celu (skrót: LPC, ang. Laser Designator) opracowany w całości przez spółkę Telesystem. Moduł ten równocześnie pełni funkcję dalmierza laserowego i pozwala na pomiar odległości do celu w zakresie od 0,2 do 20 km z dokładnością do 5 m. LPC emituje wiązkę promieniowania podczerwonego o długości fali wynoszącej 1064 nm, w sekwencji impulsów zgodnej ze standardem NATO STANAG 3733. Oznacza to, że moduł LPC może być używany do wskazywania celu dla każdego rodzaju amunicji kierowanej stosującej standard STANAG 3733 oraz to, że cel dla ppk może być wskazany przez dowolny podświetlacz pracujący w tym standardzie. Laserowy podświetlacz celu może być stosowany jako niezależny moduł wskazujący cel lub może być zintegrowany z CLU. Zastosowany w CLU-P laserowy podświetlacz celu o oznaczeniu LPD-A, w wersji przeznaczonej do integracji w ramach zespołów urządzeń optoelektronicznych lub głowic optoelektronicznych, dzięki zastosowaniu pompowania diodowego posiada masę poniżej 5 kg. CLU-P zawiera dodatkowo moduł wizyjno-celowniczy, opracowany przez spółkę PCO, zawierający kamerę dzienną i termalną z chłodzonym detektorem (rys. 3.1). Stanowisko pozwala na wykrycie standardowego celu NATO z odległości ponad 10 km i jego identyfikację z odległości 2,5 km. Obecna masa wersji prototypowej CLU-P wynosi ok. 15 kg, natomiast wersja docelowa ma mieć masę ok. 7-8 kg.



Rys. 3.1. Prototypowy CLU-P umieszczony na trójnogu. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Dla prawidłowego naprowadzenia pocisku nie jest wymagane, aby wyrzutnia znajdowała się w pobliżu stanowiska podświetlającego cel (CLU-P lub LPC).

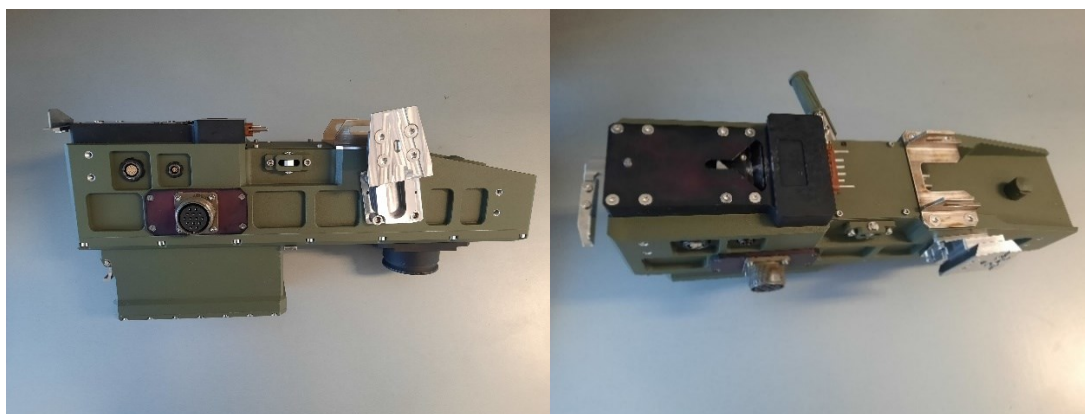
3.3. Wyrzutnia

Na zespół wyrzutni ppk składają się: pojemnik transportowo-startowy, mechanizm startowy oraz podstawa wyrzutni (rys. 3.2). Pojemnik transportowo-startowy zawiera pocisk wraz z raketowym silnikiem startowym służącym do wypchnięcia pocisku z pojemnika i nadania mu wstępnej prędkości liniowej i obrotowej. W celu wystrzelenia pocisku pojemnik mocowany jest do mechanizmu startowego umieszczonego na podstawie wyrzutni [31].



Rys. 3.2. Wyrzutnia ppk na poligonie. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Kaliber (najmniejsza średnica wewnętrzna) pojemnika wynosi 107 mm. Pojemnik jest co do zasady jednorazowy, jednakże możliwe jest jego ponowne wykorzystanie po odpowiednim przygotowaniu i ponownym montażu pocisku w warunkach fabrycznych. Odpowiednie umiejscowienie pocisku w pojemniku transportowo-startowym jest kluczowe dla poprawnego wystrzelenia i późniejszego lotu pocisku. Istotnym elementem zespołu wyrzutni jest mechanizm startowy, przeznaczony do przygotowania i realizacji procedury startowej pocisku (rys. 3.3).



Rys. 3.3. Mechanizm startowy ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Zadania realizowane przez mechanizm startowy to: zasilanie elektroniki pocisku przed startem, analiza sygnałów odbieranych z GSN oraz z autopilota, rozaretowanie GSN, uruchomienie elementu pirotechnicznego baterii termicznej umieszczonej w pocisku, odłączenie przed startem zasilania pochodzącego z zewnętrznej baterii i przejście na zasilanie z baterii termicznej umieszczonej w pocisku [32]. Oś podłużna pojemnika transportowo-startowego ustawiona jest „do góry” pod kątem 10° do osi celowania, w celu nadania wstępnego przewyższenia toru lotu pociskowi podczas jego startu. Mechanizm startowy w obecnej wersji sterowany jest zdalnie przez wynośny pulpit kierowania (rys. 3.4). W kolejnych wersjach systemu mechanizm startowy wyposażony zostanie w niezbędne elementy pozwalające operatorowi na odpalenie pocisku z wykorzystaniem mechanizmu startowego bez zewnętrznego pulpitu.

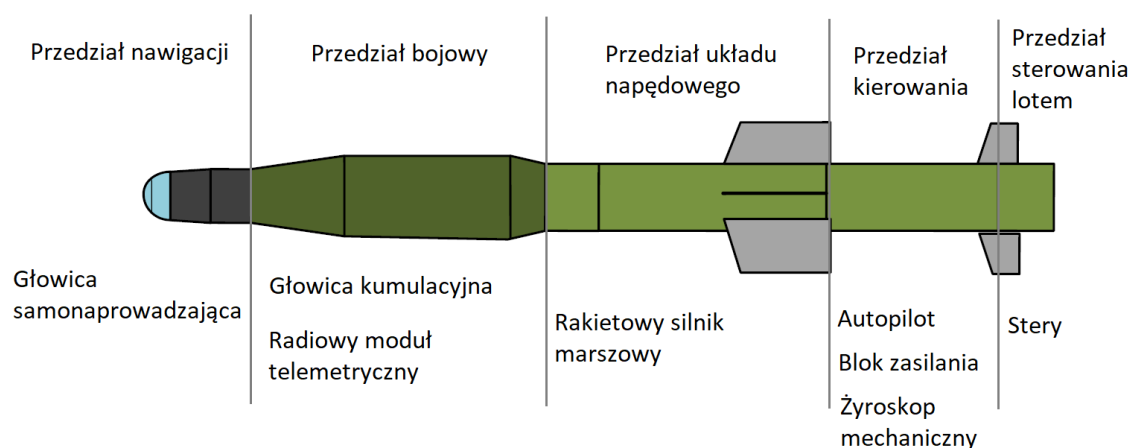


Rys. 3.4. Wynośny pulpit kierowania służący do zdalnego sterowania mechanizmem startowym.

Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

3.4. Budowa przeciwpancerneho pocisku kierowanego

Przeciwpancerne pocisk kierowany funkcjonalnie podzielony został na przedziały: nawigacji, bojowy, układu napędowego, kierowania oraz sterowania lotem. Fizycznie przedziały te stanowią odrębne elementy, które po przejściu badań kwalifikacyjnych składane są w jedną całość, razem stanowiąc przeciwpancerne pocisk kierowany. W pojemniku transportowo-startowym za pociskiem umieszcza się raketowy silnik startowy nadający ppk wstępną prędkość [31].



Rys. 3.5. Budowa przeciwpancernej pociski kierowanego. Źródło: opracowanie własne na podstawie [31]

Poszczególne przedziały ppk połączone zostały mechanicznie i stanowią zwartą konstrukcję. Zastosowano przewodowe połączenia elektryczne umożliwiające przesyłanie danych i energii elektrycznej pomiędzy przedziałami pocisku.

Tabela 3.1. Parametry taktyczno-techniczne ppk [31]

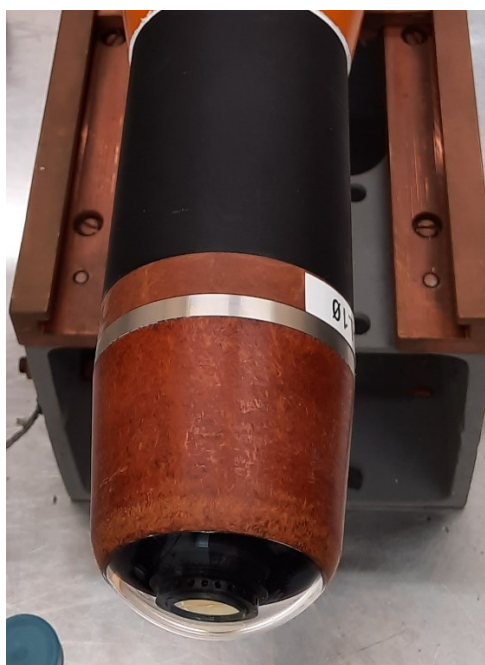
Parametry ppk	Wartość
Masa pocisku z pojemnikiem [kg]	15,4
Masa startowa pocisku [kg]	9,83
Długość pocisku [mm]	1021
Długość pojemnika [mm]	1180
Średnica pocisku [mm]	107
Prędkość maksymalna pocisku [m/s]	300
Zasięg minimalny [m]	200
Zasięg maksymalny [m]	2500
Naprowadzanie	SALH
Typ głowicy	kumulacyjna
Przebijalność głowicy	powyżej 500 mm RHA
Czas dolotu do celu na odległość 2,5 km [s]	ok. 12
Zakres temperatury pracy zestawu [°C]	-35 ÷ 50

Stateczniki aerodynamiczne umieszczone w części centralnej pocisku oraz stery umieszczone z tyłu pocisku stanowią układ charakteryzujący pociski rakietowe zbudowane w klasycznym układzie aerodynamicznym. Przeciwpancerne pociski kierowane wprowadzane są w ruch wirowy wokół swojej osi podłużnej z częstotliwością obrotów wynoszącą ok. 10 Hz. Pozwala to na zastosowanie w przedziale sterowania tylko jednej pary sterów, jest

to tzw. sterowanie jednokanałowe. Wymuszenie ruchu obrotowego eliminuje dodatkowo niekorzystny wpływ asymetrii opływu aerodynamicznego pocisku oraz asymetrii ciągu silnika rakietowego na kierunek lotu pocisku. Wspomniane asymetrie powodują bowiem powstanie dodatkowych sił działających na pocisk wzdłuż jego osi podłużnej i osi poprzecznych. Siły działające wzdłuż osi poprzecznych pocisku powodują zmiany kierunku lotu. Wprawienie pocisku w ruch obrotowy powoduje, że kierunek działania tych sił jest okresowo zmienny w czasie, co z kolei minimalizuje ich wpływ na kierunek lotu pocisku. Stabilizacja aerodynamiczna ppk w locie jest zapewniona dzięki rozłożeniu masy pocisku w taki sposób, że jej środek znajduje się zawsze przed (patrząc od przodu pocisku) tzw. środkiem parcia sił aerodynamicznych działających na pocisk. Prędkość obrotowa pocisku jest zbyt mała, aby występujący efekt żyroskopowy miał znaczący wpływ na stabilizację lotu pocisku. Rakietowy silnik marszowy umieszczony jest w centralnej części pocisku, a rakietowy silnik startowy znajduje się z tyłu. Silnik startowy po wystrzeleniu pocisku odłącza się od reszty konstrukcji płatowca [1, 31, 33].

3.4.1. Przedział nawigacji

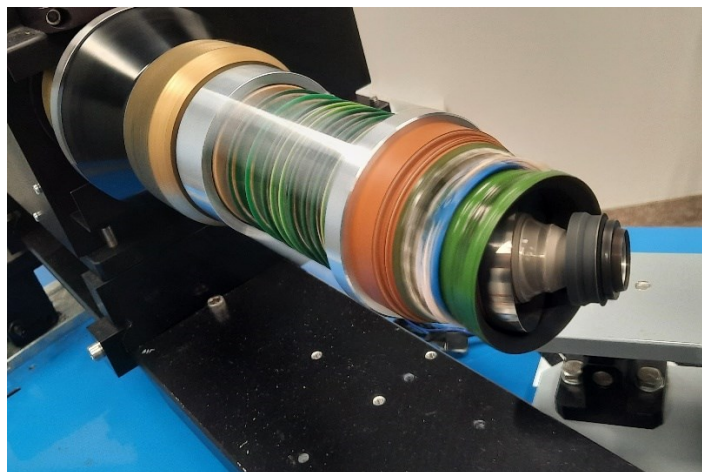
Zadaniem przedziału nawigacji jest śledzenie promieniowania odbitego od celu i przesłanie informacji o ruchu i położeniu celu we współrzędnych związanych z pociskiem do przedziału kierowania. W ppk zadanie to realizuje głowica samonaprowadzająca (GSN) odbierająca kodowane promieniowanie odbite od celu (rys. 3.6). Głowica samonaprowadzająca została opracowana w spółce CRW Telesystem-Mesko [31].



Rys. 3.6. Głowica samonaprowadzająca ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Głównym elementem GSN jest nadążny koordynator żyroskopowy [4]. Koordynator żyroskopowy posiada konstrukcję mechaniczną wzorowaną na rozwiązaniach zastosowanych

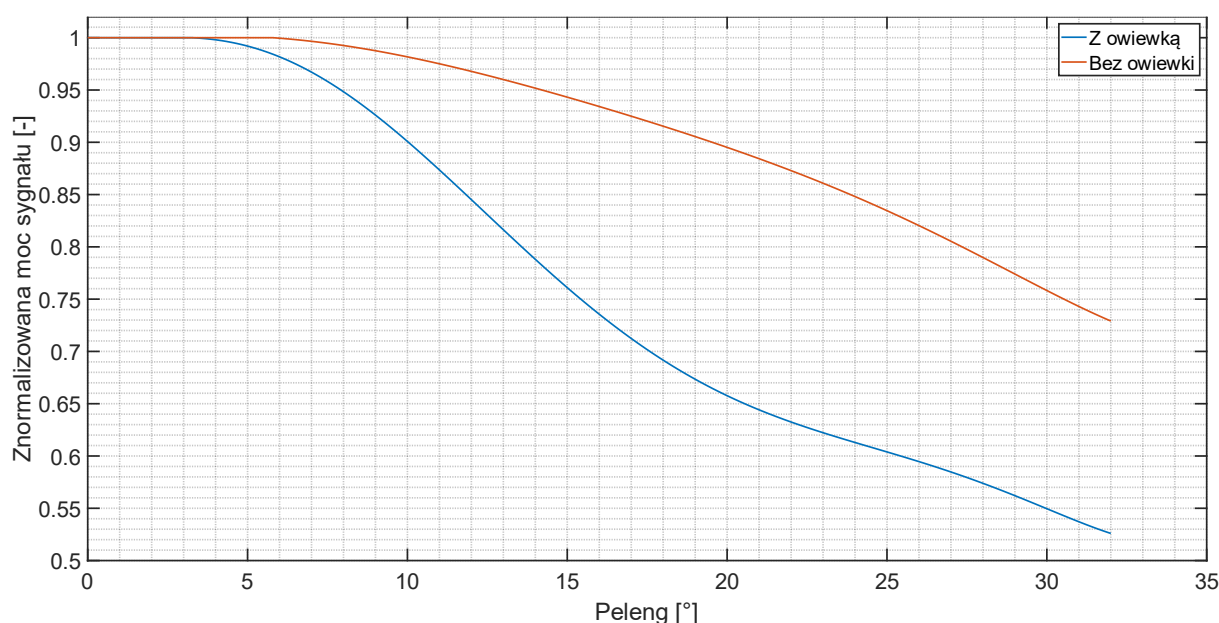
w pocisku Grom/Piorun [32]. Żyroskop śledzący dzięki powierzchni zwierciadlanej jest elementem toru optycznego. Dodatkowo jest elementem trwale namagnesowanym, co pozwala na regulację jego prędkości obrotowej oraz zmianę położenia kąтового za pomocą pola magnetycznego wytwarzanego przez cewki znajdujące się w korpusie GSN. Kąt odchylenia osi żyroskopu śledzącego od osi podłużnej pocisku nazywany jest kątem pelengu. Ze względu na występowanie pochylenia pocisku względem osi celowania, żyroskop śledzący jest wstępnie aretowany na peleng wynoszący 10° , powodując, że oś optyczna żyroskopu pokrywa się z osią celowania. Przed wystrzałem i po przechwyceniu celu żyroskop śledzący jest rozaretowywany, umożliwiając zmianę położenia kąтового żyroskopu. Za automatyczne sterowanie zmianą położenia kąтового żyroskopu śledzącego cel, odpowiada elektronika sterująca GSN, umieszczona w przedziale nawigacji. Głowica samonaprowadzająca przystosowana jest do odbioru impulsów promieniowania o długości fali wynoszącej 1064 nm i czasie trwania wynoszącym ok. 15 ns . Elektronika głowicy posiada wbudowany selektor sygnałowy pozwalający na odróżnienie kodowanego sygnału pochodzącego ze stanowiska podświetlającego cel od zewnętrznych sygnałów zakłócających. Mechaniczne ograniczenie wychylenia żyroskopu śledzącego w GSN wynosi ok. 38° . Ze względu na konstrukcję owiewki oraz koordynatora, następuje zmniejszenie ilości docierającego promieniowania do fotodetektora wraz ze zwiększeniem kąta pelengu. Spadek energii docierającego sygnału przy większych kątach pelengu musi być brany pod uwagę podczas opracowywania algorytmu sterującego pociskiem. Zależność między odbieraną mocą sygnału a kątem pelengu dla GSN, wyznaczono na podstawie wyników badań laboratoryjnych uzyskanych na stanowisku testowym (rys. 3.7).



Rys. 3.7. GSN ppk ze zdjętą owiewką, umieszczona na stanowisku testowym. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Z zależności przedstawionej na rysunku 3.8 wynika, że dla kątów pelengu o wartościach poniżej ok. 3° nie występuje spadek mocy odbieranego sygnału. Moc odbieranego sygnału ma jednak tendencję spadkową dla większych kątów pelengu, co wynika bezpośrednio z większego przysłonięcia obiektywu żyroskopu śledzącego przez elementy koordynatora oraz owiewki.

Przebieg dla GSN bez owiewki przedstawiony na rysunku 3.8 pokazuje wpływ przysłonięcia obiektywu przez elementy koordynatora żyroskopowego, natomiast przebieg GSN z owiewką pokazuje wpływ przysłonięcia obiektywu przez elementy koordynatora i owiewki. Różnica między tymi dwoma przebiegami wskazuje na potencjał zwiększenia odbieranej mocy przez fotodetektor GSN dla większych kątów pelengu, poprzez dokonanie odpowiednich zmian konstrukcyjnych w obrębie samej owiewki, jak np. zwiększenie powierzchni przepuszczającej promieniowanie laserowe. Głowica samonaprowadzająca posiada wysoką czułość detekcji promieniowania pochodzącego ze stanowiska podświetlającego cel oraz duży zakres dynamiczny pracy samego fotodetektora, osiągnięty m.in. przez zastosowanie trzech poziomów wzmocnienia sygnału pochodzącego z elementów fotoczułych. Maksymalna prędkość śledzenia celu przez głowicę wynosi 10 °/s. Prędkość ta zostaje zwiększona do 15 °/s, gdy energia sygnału przekracza poziom progowy, co interpretowane jest jako zbliżenie się pocisku do celu.



Rys. 3.8. Znormalizowana moc sygnału odbierana przez fotodetektor GSN w funkcji kąta pelengu, wyznaczona dla głowicy śledzącej z założoną oraz zdjętą owiewką

3.4.2. Przedział bojowy

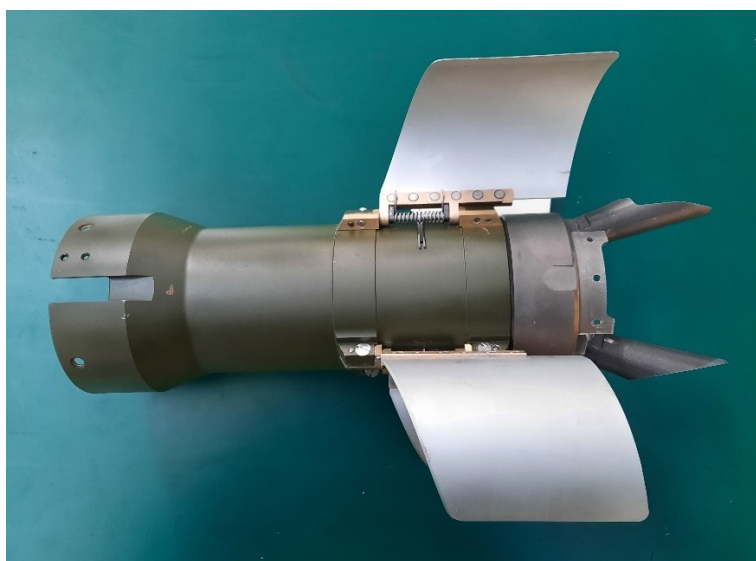
Przedział bojowy zawierać może radiowy moduł telemetryczny lub głowicę kumulacyjną wraz z mechanizmem zabezpieczająco-wykonawczym. Podczas dotychczasowych testów poligonowych pocisku używana była wersja przedziału bojowego zawierająca radiowy moduł telemetryczny, pozwalający na przesyłanie danych w czasie trwania lotu pocisku. Sygnał radiowy odbierany był przez naziemne stanowisko odbiorcze. Korpus przedziału bojowego wykonany został z aluminium (rys. 3.9).



Rys. 3.9. Przedział bojowy ppk, zawierający radiowy moduł telemetryczny. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

3.4.3. Przedział układu napędowego

Przedział układu napędowego zawiera raketowy silnik marszowy na paliwo stałe (rys. 3.10). Korpus przedziału wykonany został ze stali konstrukcyjnej ze względów wytrzymałościowych. Silnik raketowy uruchamiany jest za pomocą zapłonika ze spłonką elektryczną. Impuls elektryczny na spłonkę podawany jest z bloku elektroniki autopilota, znajdującego się w przedziale kierowania, już po wyjściu pocisku z pojemnika transportowo-startowego. Czas działania silnika raketowego wynosi niecałe 2 s. W tym czasie pocisk przyspieszany jest do maksymalnej prędkości. Dwie dysze wylotowe silnika raketowego są odchylone od osi podłużnej pocisku do boku. Dodatkowo, odpowiednie ukształtowanie dysz silnika powoduje, że pewna część ciągu używana jest do zwiększenia prędkości obrotowej pocisku.



Rys. 3.10. Przedział układu napędowego ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

Przedział wyposażony jest również w cztery stateczniki (stabilizatory) służące między innymi do stabilizacji aerodynamicznej pocisku w locie. Stabilizatory dodatkowo przyczyniają się do zwiększenia wartości siły nośnej działającej na pocisk w locie z niezerowym kątem natarcia. Większa wartość siły nośnej przekłada się na zwiększenie możliwości manewrowych pocisku. Dzięki odpowiedniemu ukształtowaniu powierzchni stateczników, powodującemu powstanie aerodynamicznego momentu siły skierowanego wzdłuż osi podłużnej pocisku, zapewnione jest utrzymanie odpowiedniej prędkości obrotowej pocisku również po zakończeniu pracy silnika raketowego. Gdy pocisk znajduje się wewnątrz pojemnika transportowo-startowego, stabilizatory są w pozycji złożonej. Po wyjściu pocisku z pojemnika stabilizatory otwierają się obrotowo pod wpływem sprężyn i zostają zablokowane w pozycji końcowej.

3.4.4. Przedział kierowania

Korpus przedziału kierowania wykonany został z aluminium (rys. 3.11). Przedział kierowania zawiera blok elektroniki autopilota, blok zasilania z baterią termiczną i żyroskop mechaniczny. Żyroskop mechaniczny pozwala na dokładne wyznaczenie kąta przechylenia pocisku względem ziemi, co jest szczególnie istotne dla poprawnego wyprowadzenia pocisku na zadaną wysokość nad ziemią. Blok zasilania odpowiada za dostarczenie energii elektrycznej o wymaganych parametrach dla wszystkich przedziałów pocisku w czasie trwania lotu.



Rys. 3.11. Przedział kierowania lotem połączony z przedziałem sterowania lotem ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Bateria termiczna oraz żyroskop mechaniczny uruchamiane są na chwilę przed startem samego pocisku. Głównym elementem przedziału kierowania jest autopilot. Blok autopilota

odpowiada za zebranie danych z całego pocisku, przetworzenie ich z wykorzystaniem algorytmu kierowania i wypracowanie komendy sterującej dla przedziału sterowania lotem. Program autopilota odpowiada również za uruchomienie silnika startowego i marszowego pocisku oraz za przesył danych telemetrycznych do modułu telemetry.

3.4.5. Przedział sterowania lotem

Przedział sterowania lotem realizuje komendę sterującą pociskiem za pomocą pary aerodynamicznych sterów proporcjonalnych z napędem elektrycznym (rys. 3.12). Komenda sterująca, wysyłana przez autopilot ppk, jest odbierana przez elektronikę przedziału sterowania i realizowana poprzez odpowiednie wychylenie sterów. Wychylenie sterów realizowane jest w zakresie kątowym $-20 \div 20^\circ$. Zastosowanie jednokanałowego (jedna para sterów) systemu sterowania proporcjonalnego umożliwia płynną regulację kąta wychylenia sterów w zależności od chwilowej wartości komendy sterującej. W porównaniu do jednokanałowego systemu sterowania przerzutowego, powszechnie stosowanego w starszych typach pocisków, sterowanie takie pozwala na redukcję oporów aerodynamicznych podczas lotu rakiety i zmniejszenie poprzecznych sił działających na pocisk, powstających w wyniku przerzutu sterów w ich skrajne położenia. Efektywność sterowania jednokanałowego, rozumiana jako wypadkowa sił sterujących na wybranym kierunku, może wynieść maksymalnie ok. 63,6% [32]. Jest to efektywność teoretyczna, w której założono brak inercji sterów i natychmiastową zmianę położenia sterów w skrajne pozycje. Rzeczywisty czas zmiany położenia sterów wynosi jednak ok. 17 ms. Przyjmując, że częstotliwość obrotów pocisku wynosi 10 Hz, maksymalna efektywność sterowania możliwa do uzyskania w locie pocisku wynosi ok. 61%. Zwiększenie efektywności sterowania byłoby możliwe w przypadku zastosowania sterowania dwukanałowego (dwie pary sterów), jednakże skomplikowałoby to konstrukcję samego przedziału sterowania. Dodatkowo, średnica przedziału sterowania jest mniejsza od kalibru pojemnika transportowo-startowego i wynosi 82 mm, co powoduje, że ilość dostępnej przestrzeni wymaganej do umieszczenia dodatkowego silnika elektrycznego i mechanizmów, jest znacznie ograniczona. Korpus przedziału sterowania lotem wykonany został z aluminium, natomiast same stery ze stali konstrukcyjnej. Gdy pocisk znajduje się wewnątrz pojemnika transportowo-startowego, stery są w pozycji złożonej. Po wyjściu pocisku z pojemnika stery otwierają się obrotowo pod wpływem sprężyn i zostają zablokowane w pozycji końcowej. Na korpusie przedziału sterowania lotem znajduje się również wysuwany sprężynowo trzpień, będący elementem elektronicznego czujnika otwarcia sterów. Otwarcie sterów umożliwia wysunięcie się trzpienia, co jest informacją dla autopilota ppk, że pocisk opuścił pojemnik transportowo-startowy.



Rys. 3.12. Przedział sterowania lotem ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

3.4.6. Silnik startowy

Rakietowy silnik startowy wykorzystuje paliwo stałe (rys. 3.13). Korpus silnika startowego wykonany został ze stali konstrukcyjnej ze względów wytrzymałościowych. Silnik startowy uruchamiany jest za pomocą zapłonika ze spłonką elektryczną. Impuls elektryczny na spłonkę podawany jest z bloku elektroniki autopilota w wyniku rozpoczęcia przez program autopilota procedury startowej.



Rys. 3.13. Silnik startowy ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

Silnik startowy zapewnia wstępne rozpędzenie pocisku do prędkości ok. 33 m/s. Poprzez odpowiednie ukształtowanie dysz wylotowych silnik startowy nadaje pociskowi również wstępną prędkość obrotową o częstotliwości wynoszącej ok. 10 Hz. Czas działania silnika startowego został tak dobrany, aby jego działanie zakończyło się jeszcze przed opuszczeniem przez pocisk pojemnika transportowo-startowego. Zabezpiecza to operatora systemu przed narażeniem na działanie gazów wylotowych z silnika. Silnik startowy nie jest na stałe

przymocowany do reszty konstrukcji pocisku, dlatego po wystrzeleniu pocisku silnik startowy odłącza się.

3.5. Podsumowanie

1. Materialnym rezultatem wprowadzenia do pierwotnej konstrukcji ppk Korsarz licznych zmian jest innowacyjny, polski wyrób uzbrojenia, przetestowany wielokrotnie w dynamicznych próbach poligonowych.

2. Ostateczna weryfikacja prac laboratoryjnych i produkcyjnych miała miejsce w warunkach poligonowych, gdzie wielokrotnie wykonane testy dynamiczne potwierdziły poprawność realizacji prac badawczych i rozwojowych, w tym również osobisty wkład badawczy autora pracy.

3. Istnieje potencjalna możliwość zwiększenia mocy odbieranego sygnału przez GSN dla kątów pelengu przekraczających 3° , poprzez dokonanie odpowiednich zmian konstrukcyjnych w samej owiewce GSN.

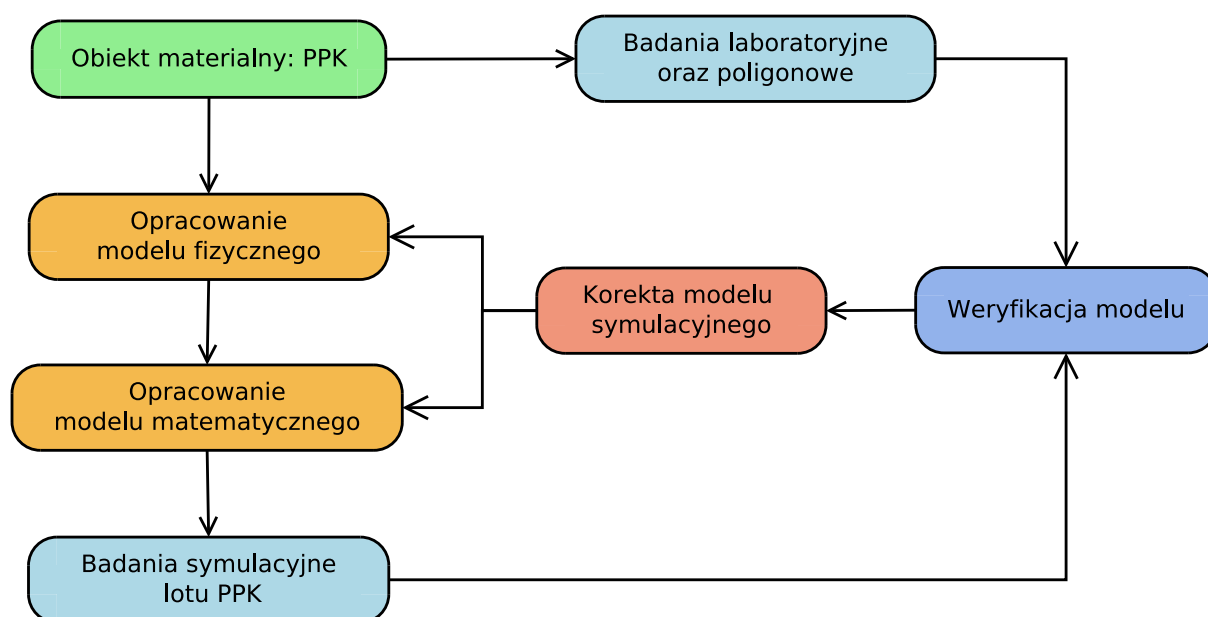
4. MODEL MATEMATYCZNO-FIZYCZNY PPK

4.1. Wprowadzenie

Jednym z celów pracy jest opracowanie numerycznego modelu symulacyjnego przeciwpancernego pocisku kierowanego (ppk) w środowisku MATLAB/Simulink. Model symulacyjny składa się z modelu matematycznego oraz fizycznego. Model fizyczny zawiera m.in. charakterystyki: geometryczne, masowo-bezwładnościowe, aerodynamiczne, układu napędowego, zastosowanego systemu kierowania oraz ośrodka ruchu. Model matematyczny zawiera natomiast równania ruchu pocisku, współrzędne położenia liniowego i kąтового oraz prędkości liniowe i kątowe pocisku w przyjętych układach odniesienia. Tak przygotowany model posłużył do przeprowadzenia badań symulacyjnych podstawowych parametrów lotu ppk oraz do opracowania nowego algorytmu kierowania ppk [34, 35, 36, 37].

4.2. Modelowanie pocisku raketowego

Procedura opracowania modelu symulacyjnego składa się z kilku etapów (rys. 4.1). W początkowym etapie określono parametry fizyczne pocisku oraz parametry przyjętego ośrodka ruchu, czyli opracowano model fizyczny. Model fizyczny ppk jest idealizacją obiektu rzeczywistego, tak samo jak przyjęty model atmosfery jest idealizacją rzeczywistego ośrodka ruchu. W następnym etapie opracowano model matematyczny zawierający układ nieliniowych równań różniczkowych pierwszego rzędu. Model matematyczno-fizyczny, zaimplementowany w środowisku MATLAB/Simulink, był następnie wykorzystany do przeprowadzenia badań symulacyjnych lotu ppk. W końcowym etapie dokonano weryfikacji działania modelu symulacyjnego poprzez porównanie uzyskanych wyników symulacji z wynikami badań laboratoryjnych oraz poligonowych. W przypadku występowania istotnych różnic między wynikami uzyskiwanymi podczas badań symulacyjnych a wynikami uzyskiwanymi podczas badań laboratoryjnych lub poligonowych, dokonywana była korekta modelu matematyczno-fizycznego ppk [38, 39, 40, 41].

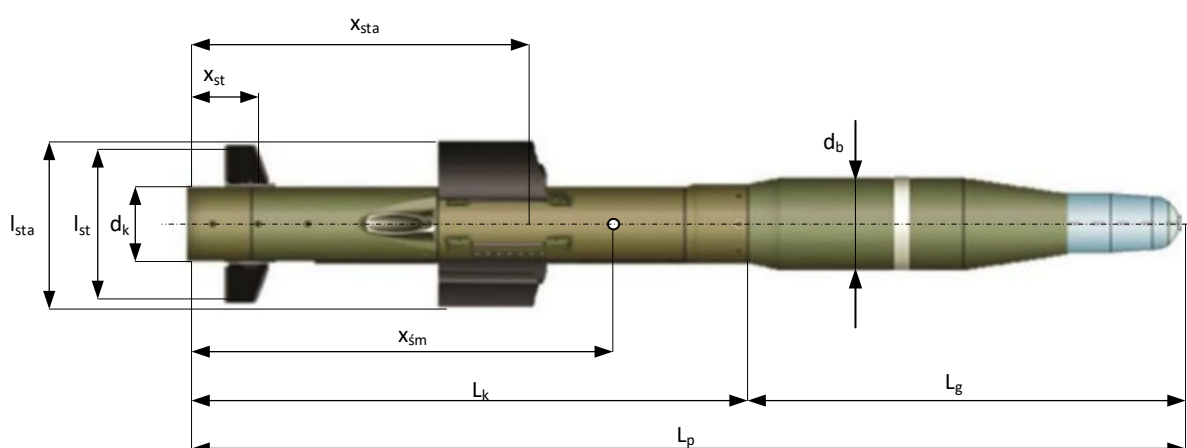


Rys. 4.1. Iteracyjna procedura opracowania modelu symulacyjnego ppk. Źródło: opracowanie własne na podstawie [42]

4.3. Model fizyczny pocisku

4.3.1. Charakterystyki geometryczne pocisku raketowego

Elementami charakterystyki geometrycznej ppk są parametry określające kształt płatowca pocisku. Płatowiec pocisku jest traktowany jako nieodkształcalna bryła sztywna, co oznacza, że wielkości te nie ulegają zmianie w trakcie trwania lotu pocisku. Parametry kształtu płatowca zostały określone na podstawie pomiarów rzeczywistego obiektu (rys. 4.2 i tab. 4.1) [43].



Rys. 4.2. Charakterystyki geometryczne pocisku raketowego. Źródło: opracowanie własne

Tabela 4.1. Charakterystyki geometryczne ppk

Parametr	Oznaczenie	Wartość
Długość pocisku	L_p	1,021 m
Długość części kadłubowej	L_k	0,55 m
Długość przedziału bojowego i nawigacji	L_g	0,471m
Średnica części kadłubowej	d_k	0,082 m
Średnica przedziału bojowego	d_b	0,107 m
Pole przekroju poprzecznego kadłuba – powierzchnia charakterystyczna pocisku	S	0,00554 m ²
Położenie środka masy pocisku	x_{sm}	0,47 m
Współrzędna krawędzi natarcia sterów	x_{st}	0,087 m
Współrzędna krawędzi natarcia stateczników	x_{sta}	0,342 m
Rozpiętość sterów	l_{st}	0,195 m
Rozpiętość stateczników	l_{sta}	0,15 m

4.3.2. Charakterystyki masowo-bezwładnościowe pocisku rakietowego

Elementami charakterystyki masowo-bezwładnościowej pocisku są masy, momenty bezwładności i położenie środka masy. Ze względu na zastosowanie napędu w postaci silnika rakietowego, charakterystyki masowo-bezwładnościowe ppk w trakcie trwania lotu ulegają zmianom. Masa oraz momenty bezwładności pocisku maleją wraz z wypalaniem paliwa w marszowym silniku rakietowym. Działanie startowego silnika rakietowego nie wpływa na zmianę charakterystyk masowo-bezwładnościowych ppk w locie, gdyż oddziela się on po starcie od reszty konstrukcji pocisku. Położenie środka masy oraz momenty bezwładności pocisku wyznaczone są w układzie współrzędnych związanym z pociskiem. Zmianę masy pocisku w trakcie trwania lotu opisują zależności (4.1) ÷ (4.3) [39, 44, 45].

Zmiana masy pocisku raketowego

Dla $t \leq t_k$:

$$m(t) = m_0 - \int_0^{t_k} d_m(t) dt. \quad (4.1)$$

Dla $t > t_k$:

$$m(t) = m_k = m_0 - m_{pal}, \quad (4.2)$$

gdzie:

t_k – czas zakończenia pracy silnika marszowego;

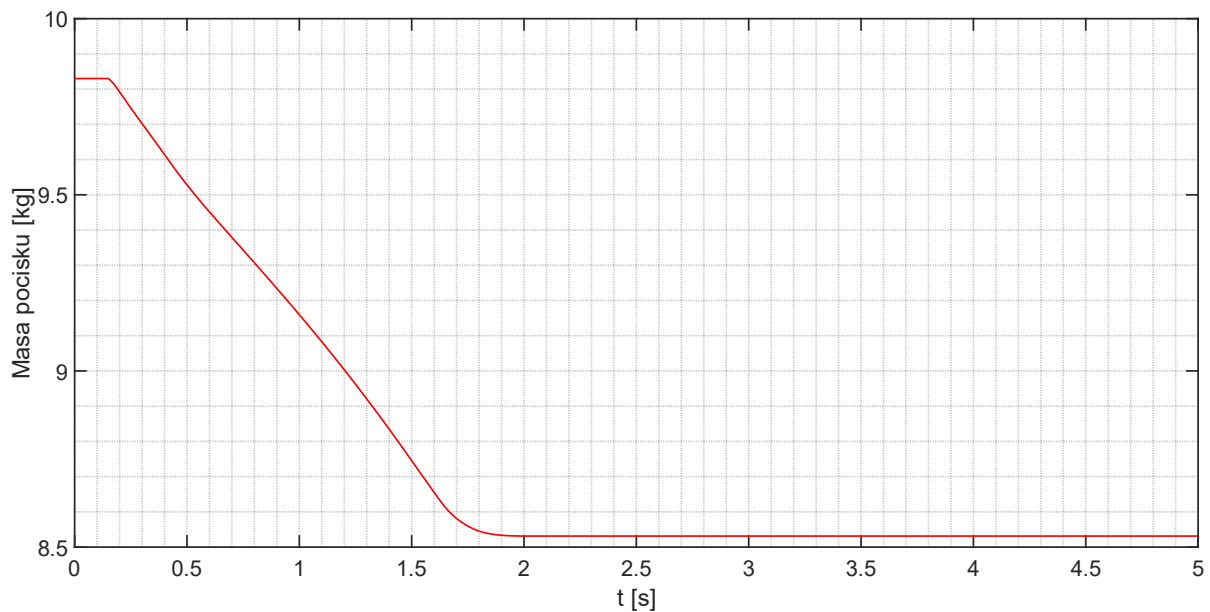
m_0, m_k, m_{pal} – odpowiednio: masa pocisku w chwili $t = 0$, masa końcowa pocisku, masa paliwa;

$d_m(t)$ – funkcja opisująca wydatek masowy produktów spalania.

Czas $t = 0$ odpowiada chwili opuszczenia przez pocisk pojemnika transportowo-startowego.

Wydatek masowy produktów spalania spełnia zależność [44]:

$$\int_0^{t_k} d_m(t) dt = m_{pal}. \quad (4.3)$$



Rys. 4.3. Zmiana masy pocisku w czasie

Położenie środka ciężkości pocisku

Zmianie masy pocisku towarzyszy zamiana położenia jego środka masy, co opisują zależności (4.4) ÷ (4.9) [39, 44, 45]. Ze względu na osiowosymetryczny (względem osi podłużnej pocisku) kształt paliwa raketowego, znajdującego się w silniku marszowym, zasadniczej zmianie podlega jedynie współrzędna x_{sm} położenia środka masy ppk.

Dla $t \leq t_k$:

$$x_{sm}(t) = x_{sm_0} - \int_0^{t_k} d_{sm_x}(t)dt, \quad (4.4)$$

$$y_{sm}(t) = y_{sm_0} - \int_0^{t_k} d_{sm_y}(t)dt, \quad (4.5)$$

$$z_{sm}(t) = z_{sm_0} - \int_0^{t_k} d_{sm_z}(t)dt. \quad (4.6)$$

Dla $t > t_k$:

$$x_{sm}(t) = x_{sm_k}, \quad (4.7)$$

$$y_{sm}(t) = y_{sm_k}, \quad (4.8)$$

$$z_{sm}(t) = z_{sm_k}, \quad (4.9)$$

gdzie:

$x_{sm_0}, y_{sm_0}, z_{sm_0}$ – współrzędne położenia środka masy pocisku w chwili startu,

$d_{sm_x}(t), d_{sm_y}(t), d_{sm_z}(t)$ – funkcje opisujące prędkości przemieszczania się środka masy pocisku,

$x_{sm_k}, y_{sm_k}, z_{sm_k}$ – współrzędne położenia środka masy pocisku bez paliwa.

Masowe momenty bezwładności w układzie związanym z pociskiem

Zmiana momentów bezwładności pocisku względem osi układu związanego z pociskiem, wynika bezpośrednio z ubytku masy paliwa raketowego podczas lotu, co opisane zostało zależnościami (4.10) ÷ (4.15) [39, 44, 45].

Dla $t \leq t_k$:

$$I_x(t) = I_{x_0} - \int_0^{t_k} d_{I_x}(t)dt, \quad (4.10)$$

$$I_y(t) = I_{y_0} - \int_0^{t_k} d_{I_y}(t)dt, \quad (4.11)$$

$$I_z(t) = I_{z_0} - \int_0^{t_k} d_{I_z}(t)dt. \quad (4.12)$$

Dla $t > t_k$:

$$I_x(t) = I_{x_k}, \quad (4.13)$$

$$I_y(t) = I_{y_k}, \quad (4.14)$$

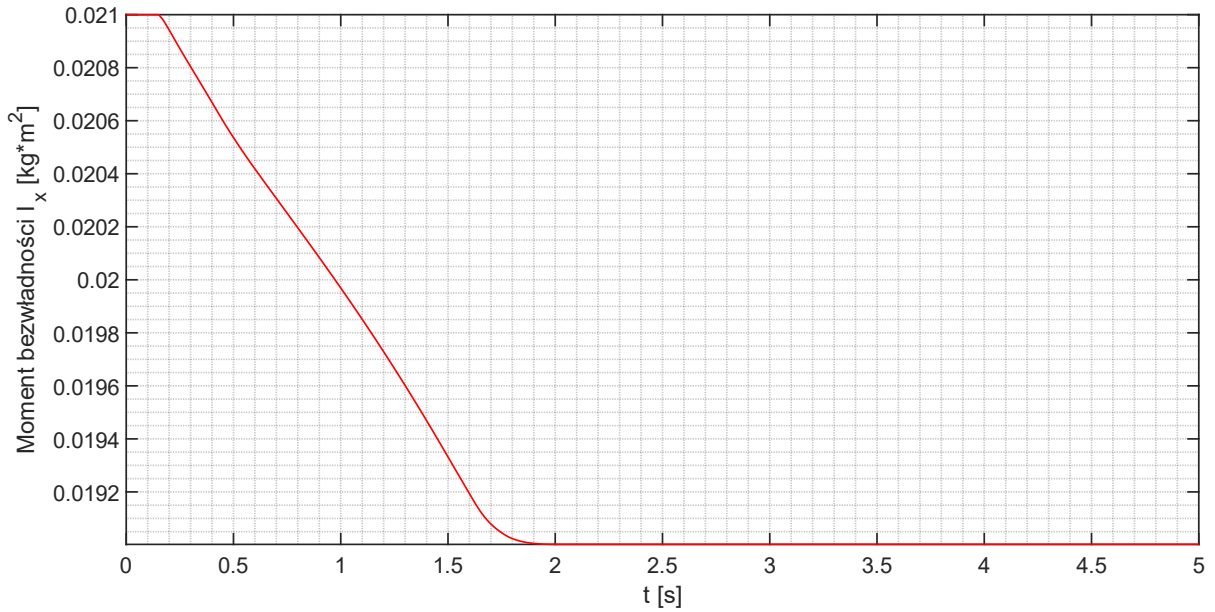
$$I_z(t) = I_{z_k}, \quad (4.15)$$

gdzie:

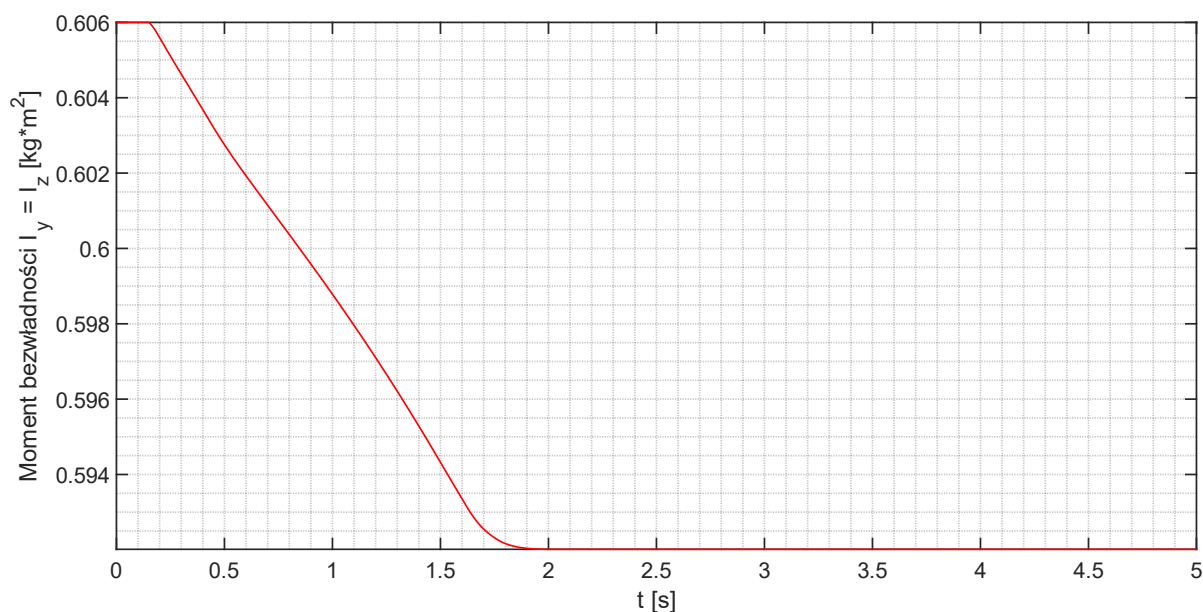
$I_{x_0}, I_{y_0}, I_{z_0}$ – momenty bezwładności pocisku w czasie $t = 0$,

$d_{I_x}(t), d_{I_y}(t), d_{I_z}(t)$ – funkcje opisujące prędkości zmian momentów bezwładności pocisku,

$I_{x_k}, I_{y_k}, I_{z_k}$ – momenty bezwładności pocisku po wypaleniu paliwa raketowego.



Rys. 4.4. Zmiana podłużnego momentu bezwładności pocisku w czasie



Rys. 4.5. Zmiana poprzecznego momentu bezwładności pocisku w czasie

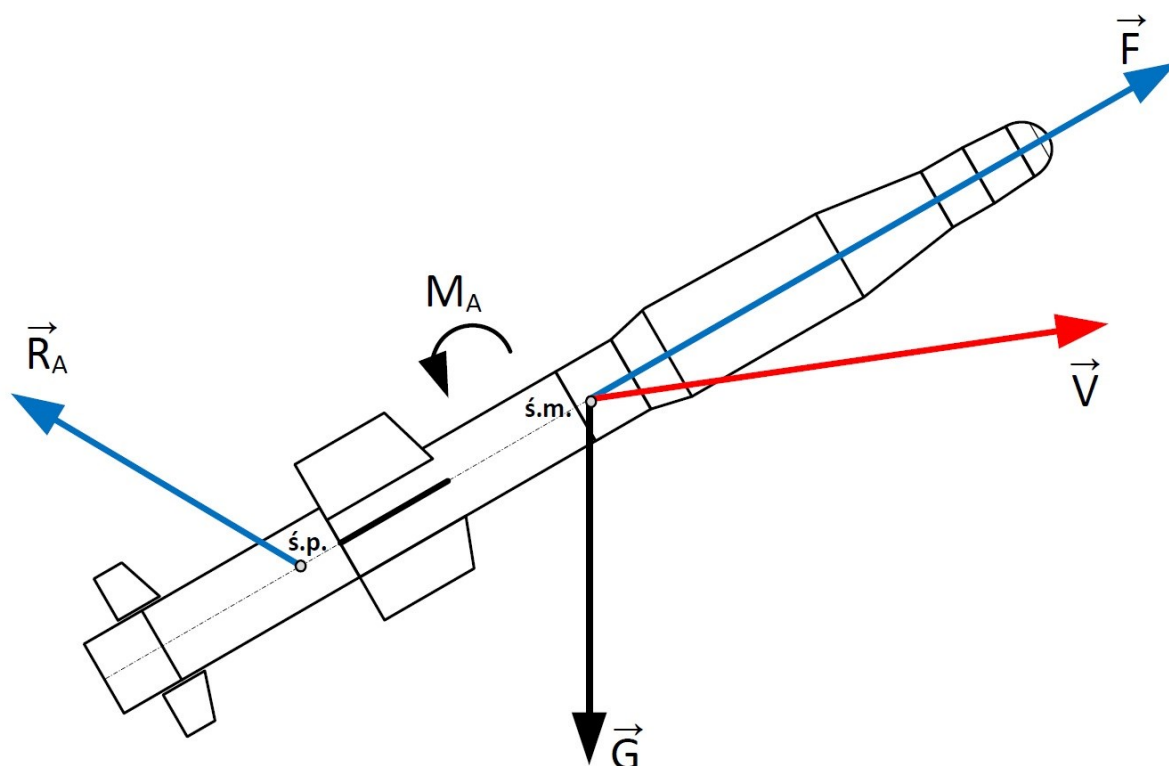
Parametry masowo-bezwładnościowe ppk przed startem i po wypaleniu paliwa raketowego w silniku marszowym przedstawiono zbiorczo w tabeli 4.2.

Tabela 4.2. Charakterystyki masowo-bezwładnościowe ppk

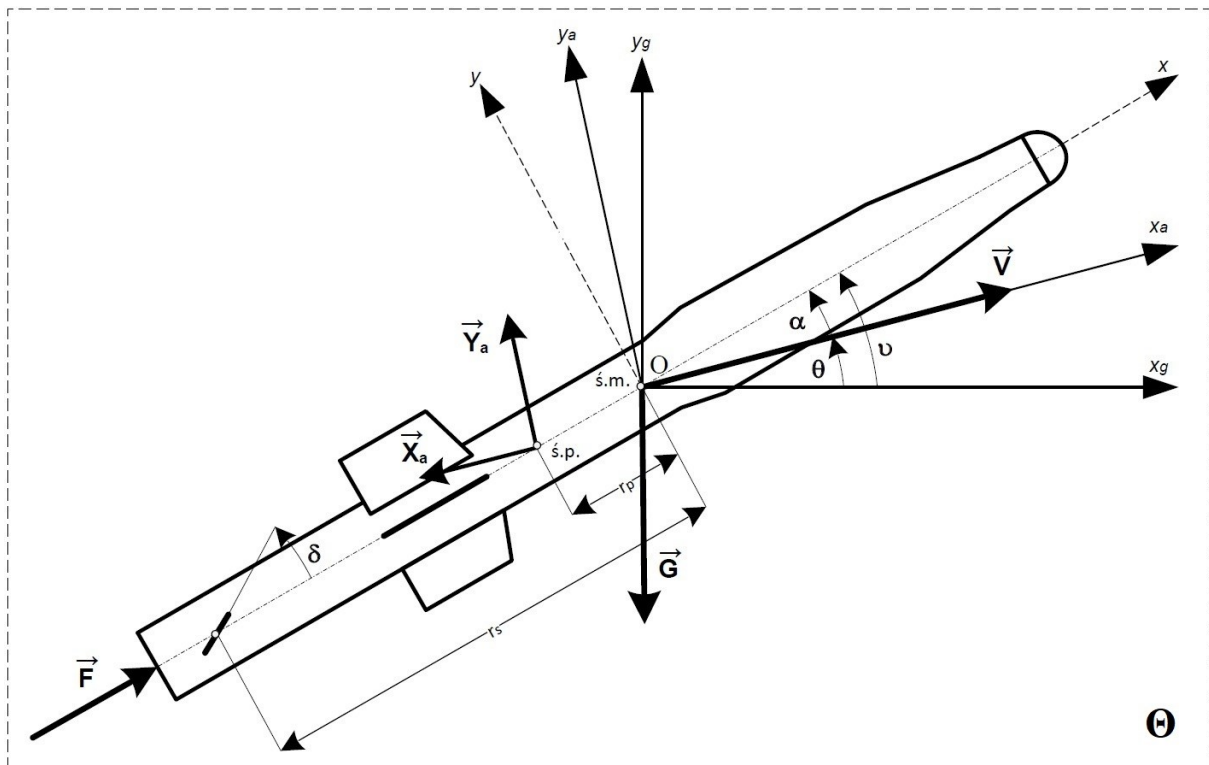
Parametr	Oznaczenie	Wartość
Początkowa masa pocisku	m_0	9,83 kg
Masa pocisku po wypaleniu paliwa	m_k	8,53 kg
Początkowe położenie środka masy pocisku	x_{sm0}	0,47 m
Położenie środka masy pocisku po wypaleniu paliwa raketowego	x_{smk}	0,483 m
Początkowy moment bezwładności pocisku względem osi poprzecznej	I_{z0}	0,606 kg·m ²
Moment bezwładności pocisku względem osi poprzecznej po wypaleniu paliwa	I_{zk}	0,592 kg·m ²
Początkowy moment bezwładności pocisku względem osi podłużnej	I_{x0}	0,021 kg·m ²
Moment bezwładności pocisku względem osi podłużnej po wypaleniu paliwa	I_{xk}	0,019 kg·m ²

4.3.3. Składowe siły zewnętrznych i ich momenty działające na pocisk raketowy

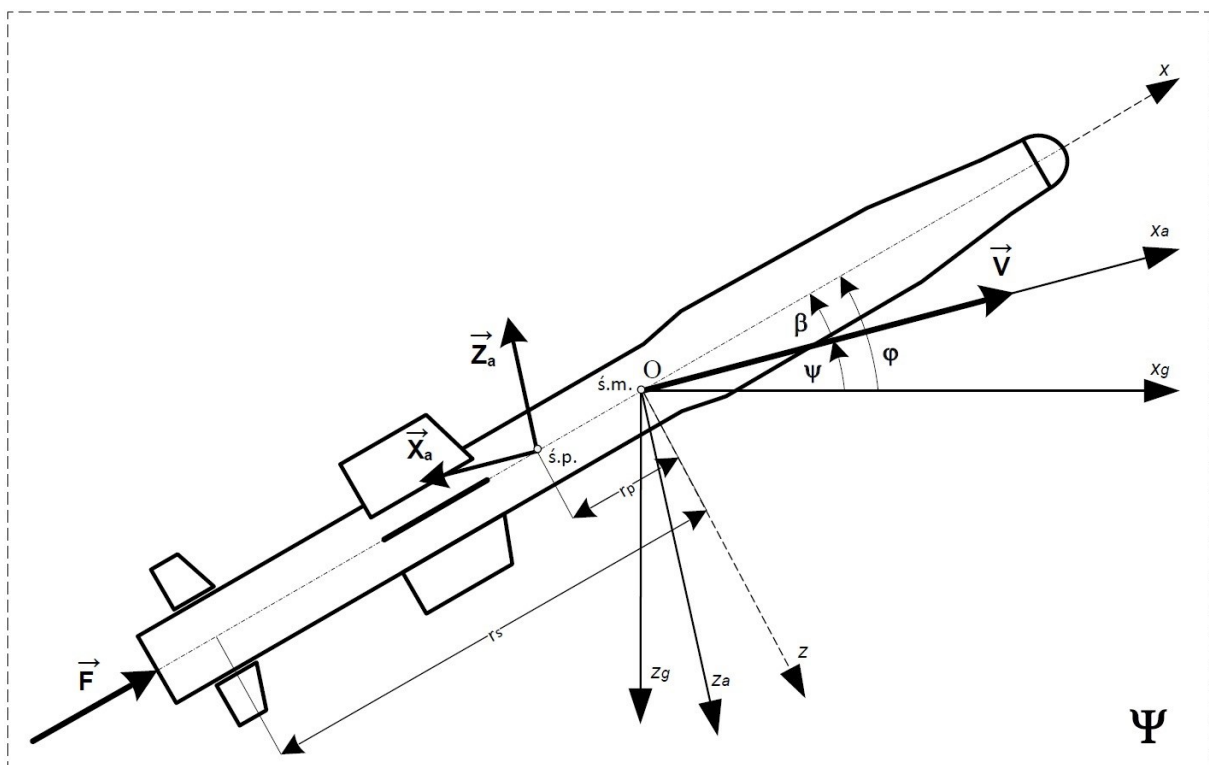
Na pocisk w locie działają siły aerodynamiczne związane z przemieszczaniem się pocisku w ośrodku ruchu, których wektor wypadkowy $\vec{R}_A$ ma początek w tzw. środku parcia (rys. 4.6). Składowymi siły $\vec{R}_A$ są aerodynamiczne siły oporu oraz siły nośne. Wypadkowy moment aerodynamiczny $\vec{M}_A$ jest równy sumie momentów będących iloczynami wektorowymi promieni wodzących (mających początek w środku masy pocisku) oraz sił aerodynamicznych. Przeciwpancerny pocisk kierowany podczas lotu jest stabilizowany aerodynamicznie, dlatego istotne jest, aby środek parcia znajdował się zawsze za środkiem masy ppk, patrząc od przodu pocisku [46]. Wektor siły ciągu silnika raketowego $\vec{F}$ skierowany jest wzdłuż osi podłużnej pocisku [33, 39, 44, 47].



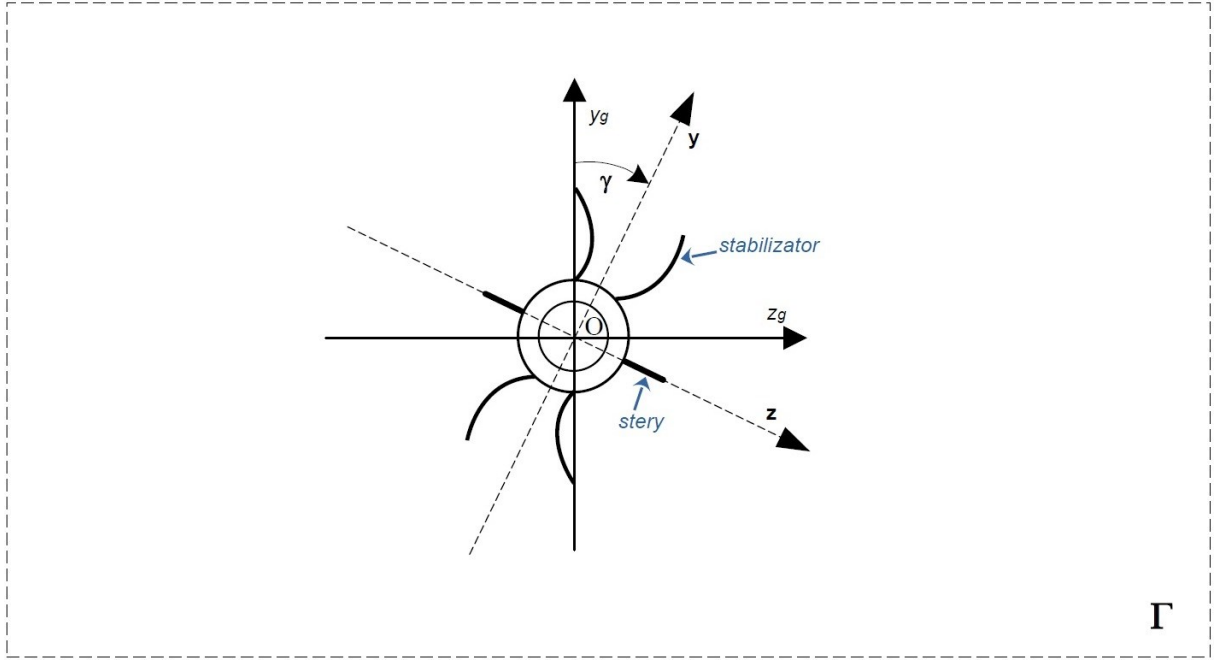
Rys. 4.6. Siły i momenty sił działające na pocisk w locie. Źródło: opracowanie własne na podstawie [44]



Rys. 4.7. Schemat sił zewnętrznych działających na pocisk w płaszczyźnie pochyleń Θ w czasie trwania lotu. Źródło: opracowanie własne



Rys. 4.8. Schemat sił zewnętrznych działających na pocisk w płaszczyźnie odchylenia Ψ w czasie trwania lotu. Źródło: opracowanie własne



Rys. 4.9. Kąt przechylenia γ kadłuba rakiety w płaszczyźnie przechylenia Γ . Źródło: opracowanie własne

Ze względu na krótki zasięg lotu ppk (wynoszący 2500 m) oraz stosunkowo niski pułap lotu (nieprzekraczający 500 m), w symulacji lotu pocisku przyjęto model jednorodnego pola siły ciężkości. W modelu tym wartość przyspieszenia ziemskiego jest stała w każdym punkcie trajektorii lotu pocisku. Kierunek siły ciężkości $\vec{G}$ natomiast jest zawsze zgodny z kierunkiem osi y_g nieruchomego układu współrzędnych $O_0x_gy_gz_g$ związanego z Ziemią, co opisuje równanie (4.16). W symulacji pominięto również krzywiznę Ziemi oraz przyspieszenie odśrodkowe działające na pocisk spowodowane ruchem obrotowym Ziemi [44]. Składowe wektora siły ciężkości w układzie związanym z Ziemią:

$$\vec{G} = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.16)$$

4.3.4. Charakterystyki aerodynamiczne pocisku

Uzyskiwane siły i momenty aerodynamiczne zależą od kształtu i rozmiarów kadłuba pocisku, gęstości powietrza oraz prędkości poruszania się środka masy pocisku względem ośrodka ruchu. Wartości wypadkowej siły aerodynamicznej $\vec{R}_A$ i momentu pochodzącego od sił aerodynamicznych $\vec{M}_A$ opisane są zależnościami [33, 44]:

$$R_A = c_{ra} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (4.17)$$

$$M_A = c_{ma} \frac{\rho V^2}{2} S L_p, \quad (4.18)$$

gdzie:

c_{ra} – współczynnik siły aerodynamicznej;

c_{ma} – współczynnik momentu aerodynamicznego;

ρ – gęstość ośrodka ruchu;

V – prędkość środka masy pocisku względem ośrodka ruchu;

S – powierzchnia charakterystyczna pocisku;

L_p – charakterystyczny wymiar liniowy pocisku będący w przypadku ppk długością pocisku.

Składowe siły aerodynamicznej działającej na ppk przedstawiono w układzie związanym z przepływem $Ox_a y_a z_a$ i opisano równaniami (4.19) ÷ (4.22). Składowe momentu aerodynamicznego natomiast przedstawiono w układzie związanym z pociskiem $Oxyz$ i opisano równaniami (4.23) ÷ (4.26) [39, 44].

Składowe wektora siły aerodynamicznej:

$$\vec{R}_A = [-X_a, Y_a, Z_a], \quad (4.19)$$

gdzie:

a) Opór czołowy:

$$X_a = c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (4.20)$$

b) Siła nośna:

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (4.21)$$

c) Siła boczna:

$$Z_a = c_{za} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (4.22)$$

Składowe wektora momentu aerodynamicznego:

$$\vec{M}_A = [M_x, M_y, M_z], \quad (4.23)$$

gdzie:

a) Aerodynamiczny moment przechylający:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l_{sta}, \quad (4.24)$$

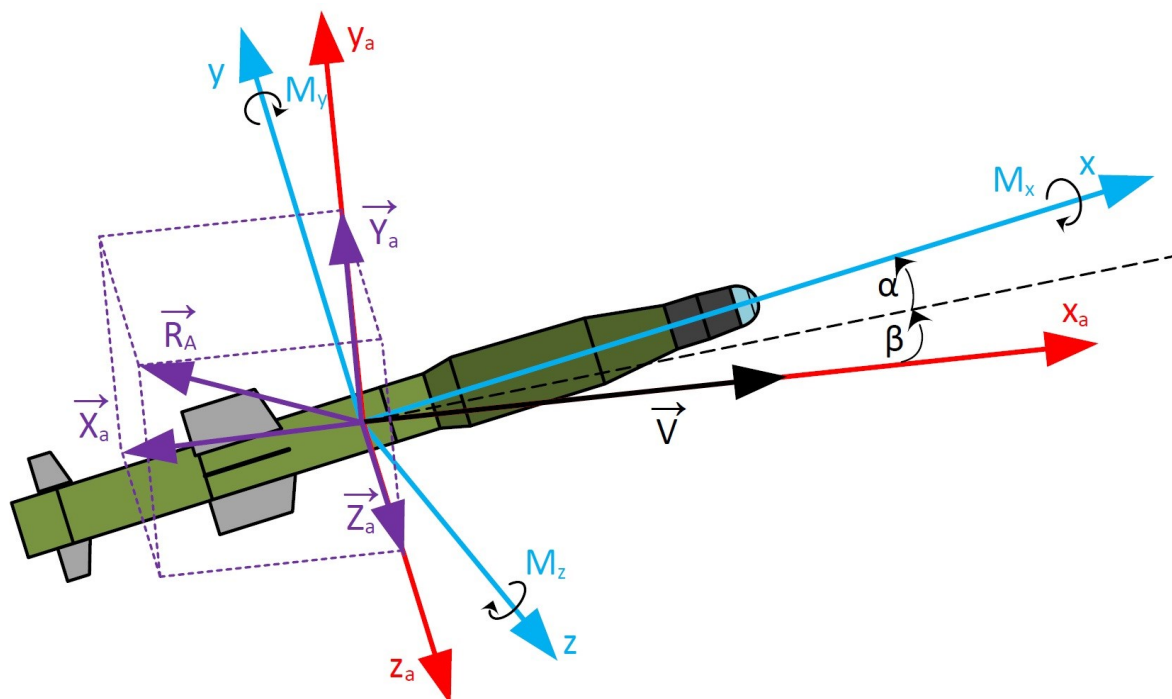
b) Aerodynamiczny moment pochylający:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S L_p, \quad (4.25)$$

c) Aerodynamiczny moment odchylający:

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S L_p. \quad (4.26)$$

Zmienne c_{xa}, c_{ya}, c_{za} to bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły, odpowiednio: oporu czołowego, siły nośnej i siły bocznej. Zmienne m_x, m_y, m_z to bezwymiarowe współczynniki momentu aerodynamicznego, odpowiednio: przechylającego, odchylającego i pochylającego. Schemat sił i momentów działających na ppk przedstawiono na rysunku 4.10 [33, 44].



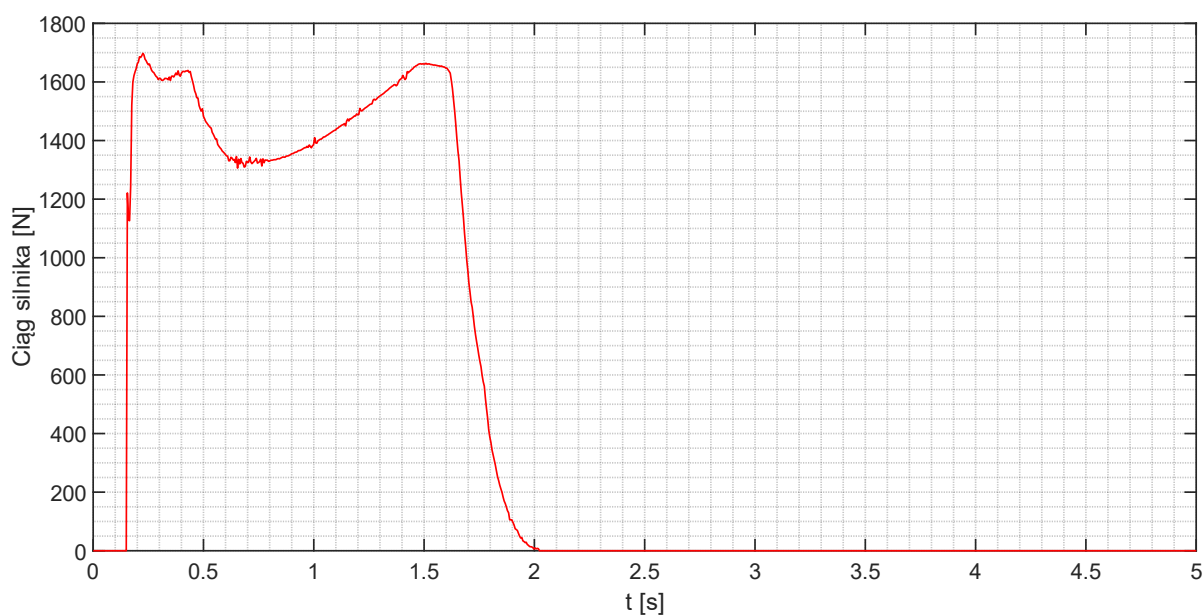
Rys. 4.10. Schemat sił i momentów działających na ppk. Źródło: opracowanie własne

4.3.5. Charakterystyki układu napędowego

Układ napędowy pocisku stanowią rakietowy silnik startowy oraz marszowy. Silnik startowy wytwarza impuls ciągu o czasie trwania wynoszącym ok. 50 ms, rozpędzając pocisk do wstępnej prędkości wynoszącej ok. 33 m/s. Silnik marszowy jest uruchamiany 150 ms po opuszczeniu pojemnika transportowo-startowego przez pocisk. W tym czasie pocisk rozpędzany jest do swojej maksymalnej dla danych warunków prędkości. Podstawowe parametry pracy silnika marszowego przedstawiono w tabeli 4.3. W zakresie temperatur pracy silnika $-40 \div 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ parametry napędu zmieniają się w nieznacznym stopniu, dlatego w tabeli przedstawiono wartości uśrednione [44].

Tabela 4.3. Charakterystyki układu napędowego (silnika marszowego) pocisku

Parametry napędu pocisku	Wartość
Średni maksymalny ciąg silnika marszowego	1,69 kN
Średni czas pracy silnika marszowego	2 s
Średni impuls całkowity silnika marszowego	2,39 kNs



Rys. 4.11. Siła ciągu silnika marszowego ppk w czasie

4.3.6. Charakterystyka ośrodka ruchu pocisku

Do opisu ośrodka ruchu pocisku przyjęto standardowy model atmosfery ICAO (ang. International Civil Aviation Organization). Na podstawie przebiegu zmian temperatury wraz ze zmianą wysokości, atmosferę ziemską podzielono na strefy. Ponieważ wysokość lotu ppk ogranicza się do troposfery, jako model ośrodka ruchu przyjęto pierwszą, najniższą strefę. W funkcji wysokości są zdefiniowane istotne z punktu widzenia badania dynamiki pocisku wielkości fizyczne, takie jak: temperatura, gęstość, ciśnienie oraz prędkość dźwięku [48].

Nominalne wartości parametrów atmosfery nad poziomem morza, według standardowego modelu atmosfery ICAO [48]:

- a) $T_0 = 288,17 [K]$;
- b) $p_0 = 101314 [Pa]$;
- c) $\rho_0 = 1,2255 \left[\frac{kg}{m^3} \right]$;
- d) $a_0 = 340,3 \left[\frac{m}{s} \right]$.

W celu obliczenia parametrów atmosfery w zakresie wysokości do 11 km posłużono się zależnościami (4.31) ÷ (4.34). Zmianę temperatury (wyrażoną w Kelwinach) wraz z wysokością możemy zapisać w postaci równania [48]:

$$T(h) = T_0 - 0,0065 \cdot h, \quad (4.31)$$

gdzie:

h – wysokość nad poziomem morza $[m]$.

Prędkość rozchodzenia się dźwięku w atmosferze (wyrażona w m/s) zmienia się w zależności od temperatury powietrza według zależności [48]:

$$a(h) = 20,0376 \cdot \sqrt{T(h)}. \quad (4.32)$$

Ciśnienie powietrza (wyrażone w Paskalach) zmienia się wraz z wysokością według zależności [48]:

$$p(h) = p_0 \cdot (1 - 2,2557 \cdot 10^{-5} h)^{5,2561}. \quad (4.33)$$

Gęstość powietrza (wyrażona w kg/m^3) zmienia się według zależności [48]:

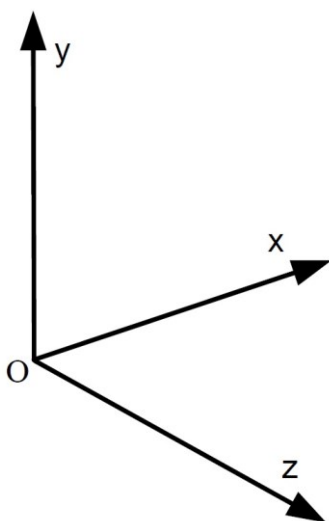
$$\rho(h) = \frac{p(h)}{286,99236 \cdot T(h)}. \quad (4.34)$$

4.4. Model matematyczny pocisku

W niniejszej pracy model matematyczny pocisku przyjmuje postać równań różniczkowych [35, 36]. Model jest uproszczeniem rzeczywistego obiektu, w którym pominięto niektóre czynniki mające pomijalny wpływ na lot pocisku. W modelu pominięto występowanie sił Coriolisa związanych z wyrzutem gazów powstających w wyniku spalania paliwa w silniku raketowym oraz pominięto siły Coriolisa związane z przemieszczaniem środka masy pocisku względem korpusu pocisku podczas działania silnika raketowego. Ze względu na krótki zasięg lotu pocisku, wynoszący 2500 m, nie istniała konieczność uwzględnienia przyspieszenia Coriolisa związanego z ruchem obrotowym Ziemi. W modelu pominięto dodatkowo opóźnienie reakcji sterów na zadaną komendę sterującą (tzw. inercję sterów) oraz bezwładność żyroskopu układu śledzącego (GSN) [1].

4.4.1. Układy odniesienia

W pracy przyjęto prawoskrętny kartezjański układ współrzędnych, korzystny z punktu widzenia analizy ruchu pocisku raketowego (rys. 4.12). Oś y przyjętego układu skierowana jest pionowo do góry, co pozwala na opis wysokości lotu za pomocą wartości dodatnich [1, 44, 45, 49].



Rys. 4.12. Sposób oznaczania osi współrzędnych stosowany w niniejszej pracy. Źródło: opracowanie własne

Na potrzeby rozwiązania zagadnienia ruchu pocisku wykorzystano następujące układy współrzędnych [44, 46]:

- a) Normalny (nieruchomy) układ współrzędnych związany z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$. Za początek układu przyjęto punkt zejścia pocisku z wyrzutni O_0 . Jest to punkt w przestrzeni, w którym znajduje się środek masy pocisku w momencie całkowitego wyjścia pocisku z wyrzutni. Oś O_0y_g skierowana jest pionowo do góry, a oś O_0x_g skierowana jest na cel. Oś O_0z_g dopełnia układ do prawoskrętnego.

- b) Normalny układ współrzędnych związany z Ziemią $Ox_gy_gz_g$ o początku ustalonym na pocisku. Kierunki osi są w tym układzie zgodne z kierunkiem osi układu nieruchomego $O_0x_gy_gz_g$. Początek układu $Ox_gy_gz_g$ znajduje się w środku masy pocisku O i przemieszcza się wraz nim.
- c) Układ współrzędnych związany z pociskiem $Oxyz$. Początek układu znajduje się w środku masy pocisku O . Oś Ox skierowana jest wzdłuż osi podłużnej pocisku. Główna płaszczyzna symetrii pocisku Oxy jest prostopadła do osi obrotu powierzchni sterujących. Położenie układu związanego z pociskiem $Oxyz$ względem układu związanego z Ziemią o początku ustalonym na pocisku $Ox_gy_gz_g$ opisane jest za pomocą kątów pochylenia ν , odchylenia φ oraz przechylenia γ pocisku. Kąt pochylenia pocisku ν definiowany jest jako kąt zawarty między osią Ox a płaszczyzną Ox_gz_g . Kąt odchylenia pocisku φ definiowany jest jako kąt zawarty między osią Ox_g a rzutem osi Ox na płaszczyznę Ox_gz_g . Kąt przechylenia pocisku γ definiowany jest jako kąt zawarty między osią Oy a płaszczyzną pionową przechodzącą przez oś Ox .
- d) Układ współrzędnych związany z przepływem (układ prędkościowy) $Ox_a y_a z_a$. Początek układu znajduje się w środku masy pocisku O . Oś Ox_a skierowana jest zgodnie z wektorem prędkości pocisku względem powietrza $\vec{V}_a$. Główna płaszczyzna układu $Ox_a z_a$ jest prostopadła do głównej płaszczyzny symetrii pocisku Oxy . Położenie układu prędkościowego $Ox_a y_a z_a$ względem układu związanego z pociskiem $Oxyz$ określone zostało za pomocą kątów natarcia α i ślizgu β . Kąt natarcia α definiowany jest jako kąt zawarty między osią podłużną pocisku a rzutem wektora prędkości $\vec{V}_a$ na płaszczyznę Oxy . Kąt ślizgu β natomiast jest kątem zawartym między wektorem prędkości $\vec{V}_a$ a płaszczyzną Oxy . Położenie układu prędkościowego $Ox_a y_a z_a$ względem układu związanego z trajektorią $Ox_k y_k z_k$ określone jest za pomocą prędkościowego kąta przechylenia γ_p . Kąt γ_p definiowany jest jako kąt obrotu płaszczyzny $Ox_a y_a$ wokół osi Ox_a , względem płaszczyzny $Ox_k y_k$.
- e) Układ współrzędnych związany z torem lotu (z trajektorią) $Ox_k y_k z_k$. Początek układu znajduje się w środku masy pocisku O . Oś Ox_k skierowana jest zgodnie z wektorem prędkości pocisku $\vec{V}$ względem Ziemi. Płaszczyzna główna układu $Ox_k y_k$ przechodzi przez oś pionową Oy_g i wektor prędkości pocisku. Oś Oz_g dopełnia układ do prawoskrętnego. Położenie układu związanego z trajektorią $Ox_k y_k z_k$ względem układu związanego z Ziemią o początku ustalonym na pocisku $Ox_gy_gz_g$ opisane jest za pomocą kąta pochylenia θ oraz odchylenia ψ . Kąt pochylenia θ definiowany jest jako kąt zawarty między osią Ox_k a płaszczyzną Ox_gz_g . Kąt odchylenia ψ natomiast jest kątem zawartym między osią Ox_g a rzutem wektora prędkości pocisku $\vec{V}$ na płaszczyznę Ox_gz_g .

4.4.2. Wektorowe równania ruchu pocisku raketowego

Pocisk podczas lotu rozpatrywany jest jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody. Ze względu na zastosowanie silnika raketowego, ppk jest układem o zmiennej masie. Pomimo zmiany masy pocisku w czasie, ruch ppk może być opisany za pomocą równań bryły sztywnej, stosując tzw. zasadę zeszywnienia [31]. Możliwe jest więc opisanie ruchu ppk za pomocą równań wektorowych określających zmianę wektora pędu i krętu pocisku w locie. Równania (4.35) ÷ (4.36) opisujące dynamikę pocisku w układzie związanym z Ziemią [44, 50]:

$$\frac{d\vec{p}_o}{dt} = \vec{F}_{sum}, \quad (4.35)$$

$$\frac{d\vec{K}_0}{dt} = \vec{M}_{sum}, \quad (4.36)$$

gdzie:

$\vec{p}_o$ – wektor pędu pocisku względem początku układu inercjalnego,

$\vec{F}_{sum}$ – suma wektorów sił wewnętrznych i zewnętrznych działająca na pocisk,

$\vec{K}_0$ – wektor krętu pocisku względem początku układu inercjalnego,

$\vec{M}_{sum}$ – suma wektorów momentów sił względem początku układu inercjalnego.

Na pocisk w locie działają siły zewnętrzne: wypadkowa siła aerodynamiczna $\vec{R}_A$ oraz siła ciężkości $\vec{G}$. Podczas pracy silnika raketowego na pocisk działa dodatkowo wewnętrzna siła ciągu $\vec{F}$. Stosując zasadę zeszywnienia, można przyjąć, że zmiana wektora pędu ppk w danej chwili odnosi się jedynie do zmiany wektora prędkości środka masy pocisku, a nie zmiany jego masy. Postać wektorowa równania ruchu środka masy pocisku raketowego względem inercjalnego układu związanego z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$ przyjmuje w związku z tym postać [31, 44, 51]:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R}_A + \vec{G} + \vec{F}. \quad (4.37)$$

Ruch środka masy pocisku można również rozpatrywać w układzie współrzędnych związanym z trajektorią lotu pocisku $Ox_ky_kz_k$. Osie układu związanego z trajektorią są ruchome względem osi układu inercjalnego związanego z Ziemią. Równanie wektorowe opisujące ruch środka masy pocisku w układzie związanym z trajektorią przyjmuje zatem postać [44, 51]:

$$m \left(\frac{\delta \vec{V}}{dt} + \vec{\omega}_k \times \vec{V} \right) = \vec{R}_A + \vec{G} + \vec{F}, \quad (4.38)$$

gdzie:

$\vec{\omega}_k$ – wektor prędkości kątowej układu współrzędnych związanego z trajektorią $Ox_ky_kz_k$ względem układu współrzędnych związanego z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$.

Rzut równania wektorowego (4.38) na osie układu współrzędnych związanego z trajektorią lotu $Ox_k y_k z_k$ opisują skalarne równania dynamiczne ruchu postępowego pocisku (4.40) ÷ (4.42). Zmiana wektora krętu w przyjętym modelu matematycznym ppk opisana jest w układzie związanym z pociskiem $Oxyz$. Siła ciężkości $\vec{G}$ przyłożona jest do środka masy pocisku, w związku z tym moment siły od niej pochodzący w układzie związanym z pociskiem równy jest zeru. Wektor siły ciągu rzeczywistego silnika raketowego może posiadać pewne odchylenie od osi podłużnej pocisku, jednakże w modelu ppk dokonano idealizacji polegającej na założeniu, że siła ciągu $\vec{F}$ jest skierowana wzdłuż osi podłużnej pocisku, na której znajduje się środek masy. W związku z tym moment pochodzący od siły ciągu w układzie związanym z pociskiem $Oxyz$ jest również równy zeru. W przyjętym modelu jedyną siłą powodującą powstanie momentu względem środka masy pocisku jest wypadkowa siła aerodynamiczna $\vec{R}_A$. Zależność (4.39) opisująca zmianę wektora krętu pocisku w układzie związanym z pociskiem $Oxyz$ w wyniku oddziałującego na pocisk momentu [31, 44, 51]:

$$\frac{\delta \vec{K}_p}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K}_p = \vec{M}_A, \quad (4.39)$$

gdzie:

$\vec{K}_p$ – wektor krętu pocisku względem układu związanego z pociskiem $Oxyz$,

$\vec{\omega}$ – wektor prędkości kątowej pocisku względem układu inercjalnego,

$\vec{M}_A$ – wypadkowy wektor momentu aerodynamicznego.

Rzutuując równanie wektorowe (4.39) na osie układu współrzędnych $Oxyz$, dla których wyznaczone zostały momenty bezwładności pocisku, otrzymuje się równania dynamiczne Eulera (4.46) ÷ (4.48) [44, 51].

4.4.3. Skalarne równania dynamiczne i kinematyczne ruchu pocisku

Skalarne równania różniczkowe pierwszego rzędu (4.40) ÷ (4.51) pozwalają na pełen opis ruchu pocisku w przestrzeni. Zastosowanie obliczeniowych metod numerycznych umożliwia wykorzystanie tych równań do określenia położenia liniowego i kątowego pocisku w dowolnej chwili lotu. Równania opisujące ruch pocisku [35, 38, 44, 50, 52]:

a) równania dynamiczne ruchu postępowego pocisku:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} \cdot (F \cdot \cos(\alpha) \cdot \cos(\beta) - X_a - m \cdot g \cdot \sin(\theta)), \quad (4.40)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{m \cdot V} \cdot (F \cdot (\sin(\alpha) \cdot \cos(\gamma_p) + \cos(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \sin(\gamma_p)) + \\ + Y_a \cdot \cos(\gamma_p) - Z_a \cdot \sin(\gamma_p) - m \cdot g \cdot \cos(\theta)), \end{aligned} \quad (4.41)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} = & -\frac{1}{m \cdot V \cdot \cos(\theta)} (F \cdot (\sin(\alpha) \cdot \sin(\gamma_p) + \\ & + \cos(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\gamma_p)) + Y_a \cdot \sin(\gamma_p) + Z_a \cdot \cos(\gamma_p)), \end{aligned} \quad (4.42)$$

b) równania kinematyczne ruchu postępowego pocisku:

$$\frac{dx_p}{dt} = V \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\psi), \quad (4.43)$$

$$\frac{dy_p}{dt} = V \cdot \sin(\theta), \quad (4.44)$$

$$\frac{dz_p}{dt} = -V \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\psi), \quad (4.45)$$

c) równania dynamiczne Eulera ruchu obrotowego pocisku:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{I_x} \cdot [M_x + (I_y - I_z) \cdot \omega_y \cdot \omega_z], \quad (4.46)$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} = \frac{1}{I_y} \cdot [M_y + (I_z - I_x) \cdot \omega_z \cdot \omega_x], \quad (4.47)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{1}{I_z} \cdot [M_z + (I_x - I_y) \cdot \omega_x \cdot \omega_y], \quad (4.48)$$

d) równania kinematyczne ruchu obrotowego pocisku:

$$\frac{d\varphi}{dt} = (\omega_y \cdot \cos(\gamma) - \omega_z \cdot \sin(\gamma)) \frac{1}{\cos(v)}, \quad (4.49)$$

$$\frac{dv}{dt} = \omega_y \cdot \sin(\gamma) + \omega_z \cdot \cos(\gamma), \quad (4.50)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - tg(v) \cdot (\omega_y \cdot \cos(\gamma) - \omega_z \cdot \sin(\gamma)), \quad (4.51)$$

e) równania opisujące kąty napływu powietrza na pocisk:

$$\begin{aligned} \sin(\alpha) = & \frac{1}{\cos(\beta)} \cdot (\cos(\theta) \cdot \sin(v) \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\varphi - \psi) + \\ & - \sin(\theta) \cdot \cos(v) \cdot \cos(\gamma) - \cos(\theta) \cdot \sin(\varphi - \psi) \cdot \sin(\gamma)), \end{aligned} \quad (4.52)$$

$$\begin{aligned} \sin(\beta) = & \cos(\theta) \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\varphi - \psi) + \\ & + \cos(\theta) \cdot \sin(v) \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\varphi - \psi) - \sin(\theta) \cdot \cos(v) \cdot \sin(\gamma), \end{aligned} \quad (4.53)$$

$$\begin{aligned} \sin(\gamma_p) = & \frac{1}{\cos(\beta)} \cdot (\sin(\theta) \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\varphi - \psi) + \\ & + \cos(\theta) \cdot \cos(\psi) \cdot \sin(\gamma) + \sin(\theta) \cdot \sin(\psi) \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\varphi - \psi)), \end{aligned} \quad (4.54)$$

f) równania opisujące współczynniki sił i momentów aerodynamicznych:

$$c_{xa} = c_{x0}(Ma) + c_x^{\alpha^2}(Ma) \cdot \alpha^2 + c_x^{\beta^2}(Ma) \cdot \beta^2 + c_x^{\delta^2}(Ma) \cdot \delta^2, \quad (4.55)$$

$$c_{ya} = c_{y0}(Ma) + c_y^{\alpha}(Ma) \cdot \alpha + c_y^{\beta}(Ma) \cdot \beta + c_y^{\delta}(Ma) \cdot \cos(\gamma_p) \cdot \delta, \quad (4.56)$$

$$c_{za} = c_{z0}(Ma) + c_z^{\alpha}(Ma) \cdot \alpha + c_z^{\beta}(Ma) \cdot \beta + c_z^{\delta}(Ma) \cdot \sin(\gamma_p) \cdot \delta, \quad (4.57)$$

$$m_x = m_{x0}(Ma) + m_x^{\omega_x}(Ma) \cdot \omega_x, \quad (4.58)$$

$$m_z = m_{z0}(Ma) + m_z^{\alpha}(Ma) \cdot \alpha + m_z^{\omega_z}(Ma) \cdot \omega_z + m_z^{\delta}(Ma) \cdot \delta, \quad (4.59)$$

$$m_y = m_{y0}(Ma) + m_y^{\beta}(Ma) \cdot \beta + m_y^{\omega_y}(Ma) \cdot \omega_y. \quad (4.60)$$

Argumentami funkcji opisujących wartości współczynników aerodynamicznych są: liczba Macha (Ma), kąt natarcia (α), kąt ślizgu (β), prędkościowy kąt przechylenia (γ_p), prędkości katowe pocisku ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) oraz kąt wychylenia sterów (δ).

Równania (4.61) ÷ (4.68) umożliwiają uwzględnienie wpływu wiatru na lot pocisku. Schemat oddziaływania wiatru na pocisk przedstawiono na rysunkach 4.13 i 4.14.

Schematy przedstawione na rysunkach 4.13 i 4.14 obrazują zmianę aerodynamicznego kąta natarcia i ślizgu w wyniku działania wiatru [35]. Zmiana kąta natarcia i ślizgu wpływa z kolei na zmianę wektorów sił i momentów aerodynamicznych. W konsekwencji zmianie ulega tor lotu pocisku, określany we współrzędnych związanych z Ziemią. Wartość rzutu wektora prędkości pocisku (względem nieruchomego układu związanego z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$) na płaszczyznę pochylenia Θ oznaczono jako V_θ a na płaszczyznę odchylenia Ψ jako V_ψ . Wartość V_θ oraz V_ψ wyznaczono według zależności [35, 46]:

$$V_\theta = V \cdot \cos(\psi), \quad (4.61)$$

$$V_\psi = V \cdot \cos(\theta). \quad (4.62)$$

W symulacji założono możliwość wystąpienia wiatru podłużnego o wartości W_x oraz wiatru bocznego o wartości W_z . Wiatry podłużny i boczny są składowymi prędkości wiatru odpowiednio wzdłuż osi x_g i z_g układu współrzędnych $O_0x_gy_gz_g$ związanego z Ziemią. W symulacji pominięto składową prędkości wiatru wzdłuż osi pionowej y_g . Prędkość pocisku względem ośrodka ruchu wyznaczyć można za pomocą zależności (4.63) ÷ (4.66) [50]:

$$V_a = \sqrt{(V_x - W_x)^2 + (V_z - W_z)^2 + V_y^2}, \quad (4.63)$$

$$V_x = \frac{dx_p}{dt}, \quad (4.64)$$

$$V_y = \frac{dy_p}{dt}, \quad (4.65)$$

$$V_z = \frac{dz_p}{dt}. \quad (4.66)$$

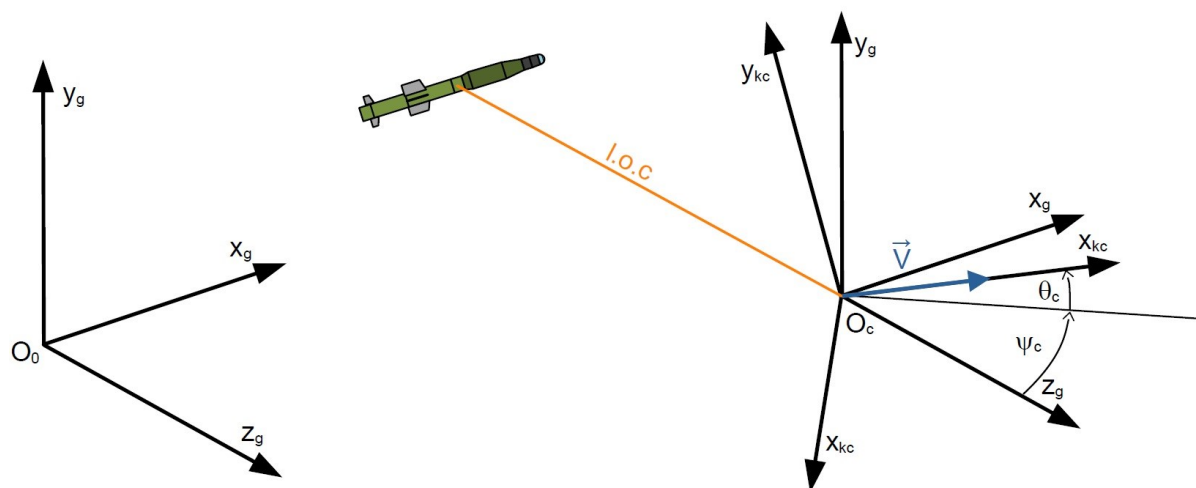
Wprowadzono zmienne θ_w i ψ_w , które oznaczają odpowiednio kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości pocisku względem ośrodka ruchu. Kąty te podstawione do równań (4.52) ÷ (4.54), w miejsce kątów θ i ψ , pozwalają na obliczenie kątów natarcia i ślizgu względem ośrodka ruchu [50].

$$\theta_w = \text{atan}\left(\frac{V_y}{V_x - W_x}\right) \quad (4.67)$$

$$\psi_w = \text{atan}\left(\frac{V_z - W_z}{V_x - W_x}\right) \quad (4.68)$$

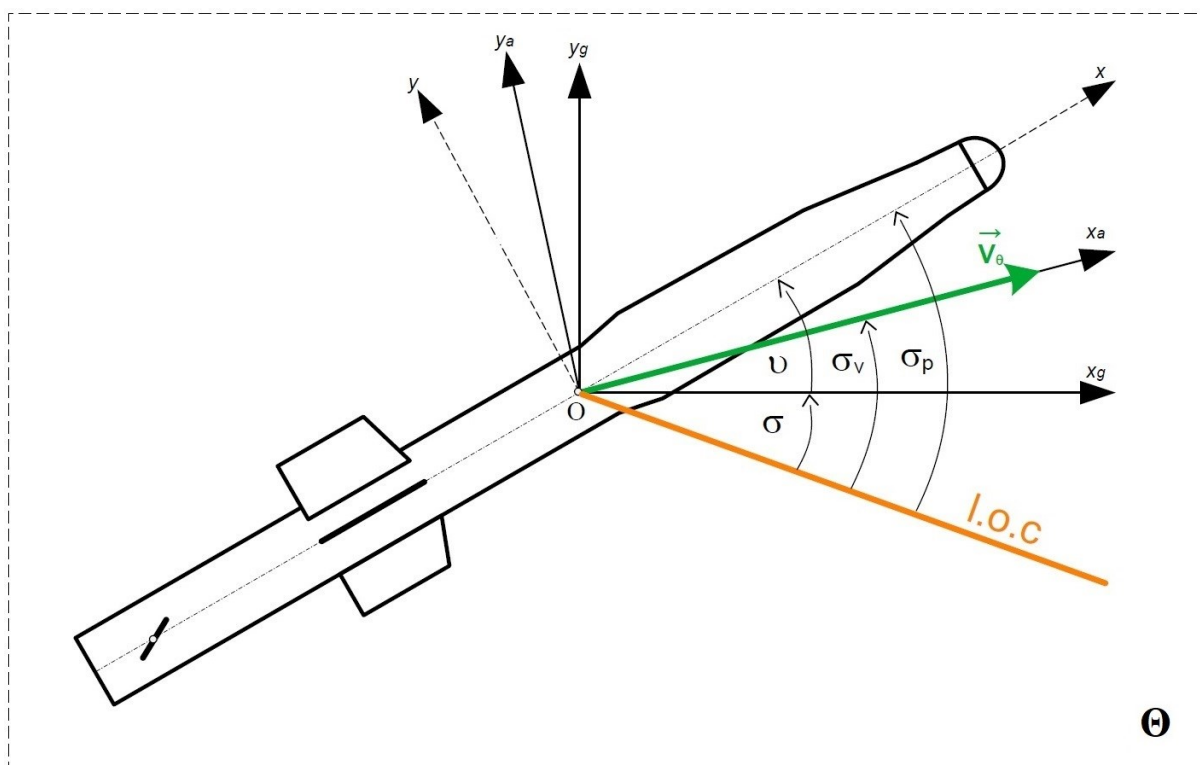
4.4.4. Związki kinematyczne opisujące ruch pocisk-cel

Związki kinematyczne umożliwiają wyznaczenie względnego położenia kąowego pocisku i celu w inercjalnym układzie odniesienia. Początkiem układu współrzędnych celu O_c jest punkt oświetlenia celu. Linia obserwacji celu poprowadzona jest od środka masy pocisku do punktu O_c (rys. 4.15) [1].

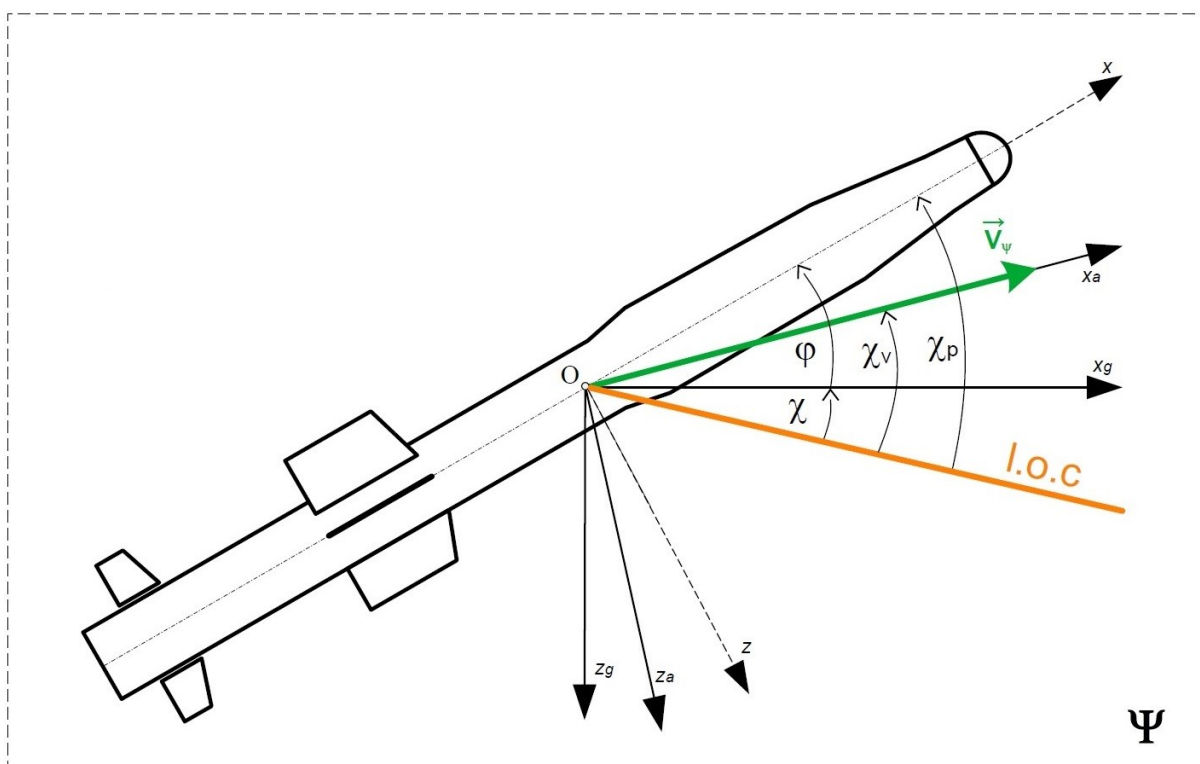


Rys. 4.15. Schemat określania wzajemnego położenia pocisk – cel. Źródło: opracowanie własne

Na rysunku 4.15 przedstawiono układ współrzędnych $O_c x_g y_g z_g$ będący normalnym układem współrzędnych związanym z Ziemią o początku ustalonym w miejscu oświetlenia celu. Układ współrzędnych $O_c x_{kc} y_{kc} z_{kc}$ związany jest z torem przemieszczania się punktu oświetlenia celu. Założono, że punkt oświetlenia celu przemieszcza się w tym samym kierunku i z tą samą prędkością co sam cel. Kąt pochylenia linii obserwacji celu oznaczono jako σ (rys. 4.16), a kąt odchylenia linii obserwacji celu oznaczono jako χ (rys. 4.17).



Rys. 4.16. Schemat określania wzajemnego położenia pocisk – cel w płaszczyźnie pochylenia Θ .
Źródło: opracowanie własne



Rys. 4.17. Schemat określania wzajemnego położenia pocisk – cel w płaszczyźnie odchylenia Ψ .
Źródło: opracowanie własne

Kąt zawarty między linią obserwacji celu a osią podłużną pocisku nazywany jest kątem namiaru. Składową pionową kąta namiaru w układzie związanym z Ziemią $Ox_g y_g z_g$ o początku ustalonym na pocisku, oznaczono jako σ_p , natomiast składową poziomą jako χ_p . Z kolei kąt zawarty między linią obserwacji celu a wektorem prędkości środka masy pocisku nazywany jest kątem wyprzedzenia. Składową pionową kąta wyprzedzenia oznaczono jako σ_v a składową poziomą jako χ_v . Konstrukcja GSN ppk pozwala na realizację pomiaru prędkości kątowej linii obserwacji celu w płaszczyźnie pionowej i poziomej, w inercjalnym układzie odniesienia. Równania (4.69) ÷ (4.71) opisujące zmianę odległości między pociskiem a celem oraz zmianę kąta pochylenia i odchylenia linii obserwacji celu [1, 50, 52]:

$$\frac{dr_{pc}}{dt} = V_c \cdot \cos(\theta_c) \cdot \cos(\psi_c - \chi) \cdot \cos(\sigma) + V_c \cdot \sin(\theta_c) \cdot \sin(\sigma) + \\ - V \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\varphi - \chi) \cdot \cos(\sigma) - V \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\sigma), \quad (4.69)$$

$$\frac{d\sigma}{dt} = \frac{1}{r} \cdot (-V_c \cdot \cos(\theta_c) \cdot \cos(\psi_c - \chi) \cdot \sin(\sigma) + V_c \cdot \sin(\theta_c) \cdot \cos(\sigma) + \\ + V \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\varphi - \chi) \cdot \sin(\sigma) - V \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(\sigma)), \quad (4.70)$$

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{1}{r \cdot \cos(\sigma)} \cdot (V_c \cdot \cos(\theta_c) \cdot \sin(\psi_c - \chi) - V \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\varphi - \chi)), \quad (4.71)$$

gdzie:

θ_c – kąt pochylenia prędkości celu;

ψ_c – kąt odchylenia prędkości celu;

r_{pc} – odległość między pociskiem a celem.

4.4.5. Przeciżenia działające na pocisk

Pocisk w momencie startu i w trakcie trwania lotu poddawany jest przeciężeniom. Forma kinematyczna przeciężeń działających na środek masy pocisku, w układzie współrzędnych związanym z trajektoria $Ox_k y_k z_k$, przedstawiona jest w formie równań [45]:

$$n_x = \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} + \sin(\theta), \quad (4.72)$$

$$n_y = \frac{V}{g} \cdot \frac{d\theta}{dt} + \cos(\theta), \quad (4.73)$$

$$n_z = -\frac{V}{g} \cdot \frac{d\psi}{dt} \cdot \cos(\theta), \quad (4.74)$$

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}, \quad (4.75)$$

gdzie:

g – wartość przyspieszenia ziemskiego,

n_x – przeciążenie działające wzdłuż osi Ox_k ,

n_y – przeciążenie działające wzdłuż osi Oy_k ,

n_z – przeciążenie działające wzdłuż osi Oz_k ,

n – moduł przeciążenia wypadkowego.

4.5. Podsumowanie

Autor pracy wykorzystał model matematyczno-fizyczny ppk do opracowania modelu symulacyjnego w środowisku MATLAB/Simulink z systemem sterowania uwzględniającym algorytm kierowania autopilota. Model symulacyjny ppk zawiera układ równań różniczkowych zwyczajnych pierwszego rzędu. Równania te rozwiązywane są z wykorzystaniem numerycznych metod całkowania. Model pozwala m.in. na wyznaczenie trajektorii lotu pocisku, jego prędkości, kątów pochylenia, odchylenia i przechylenia pocisku w trakcie trwania lotu, przeciążeń działających na pocisk, wzajemnego położenia pocisk-cel, dokładności uderzenia pocisku w cel, itp. Model umożliwia również dowolną zmianę algorytmu kierowania lotem, co pozwala na opracowanie nowej wersji algorytmu kierowania ppk. W modelu uwzględniono również część zakłóceń działających na pocisk w trakcie trwania rzeczywistego lotu. Oprócz tego model umożliwia symulację ruchu samego celu oraz ruchu atmosfery (wiatru). Model symulacyjny nie jest idealnym odwzorowaniem rzeczywistego obiektu, jest natomiast jego przybliżeniem. Ostateczna weryfikacja poprawności zbudowanego modelu dokonywana jest w oparciu o przeprowadzone badania laboratoryjne i poligonowe pocisku, na podstawie których dokonywane są ewentualne korekty opracowanego modelu symulacyjnego ppk.

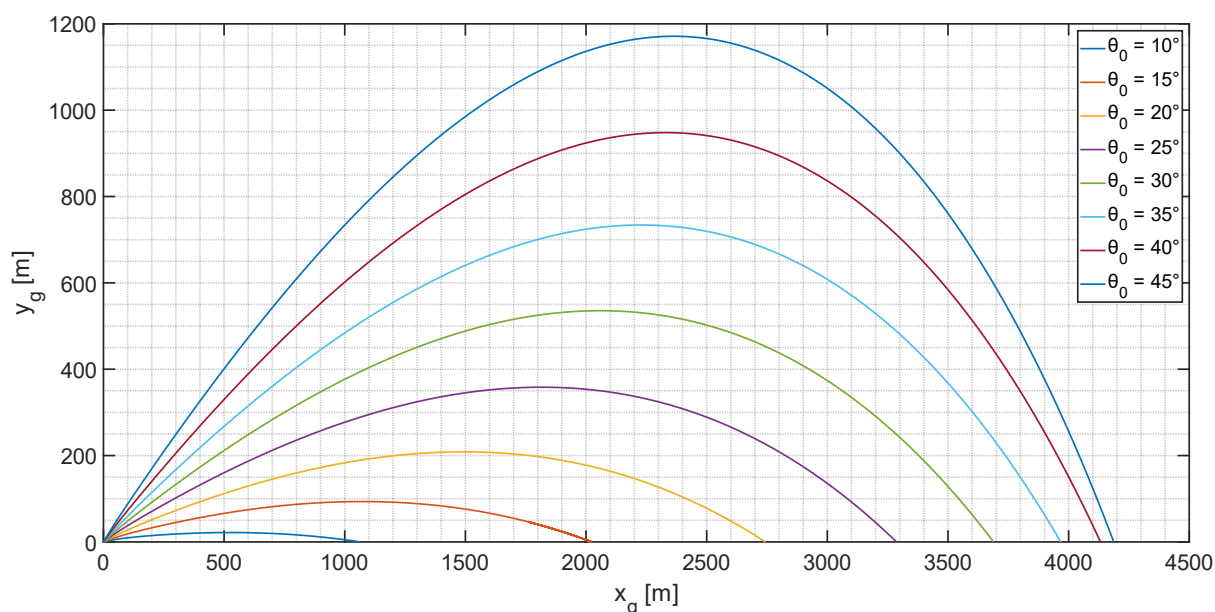
5. BADANIA SYMULACYJNE PODSTAWOWYCH PARAMETRÓW LOTU PPK

5.1. Wprowadzenie

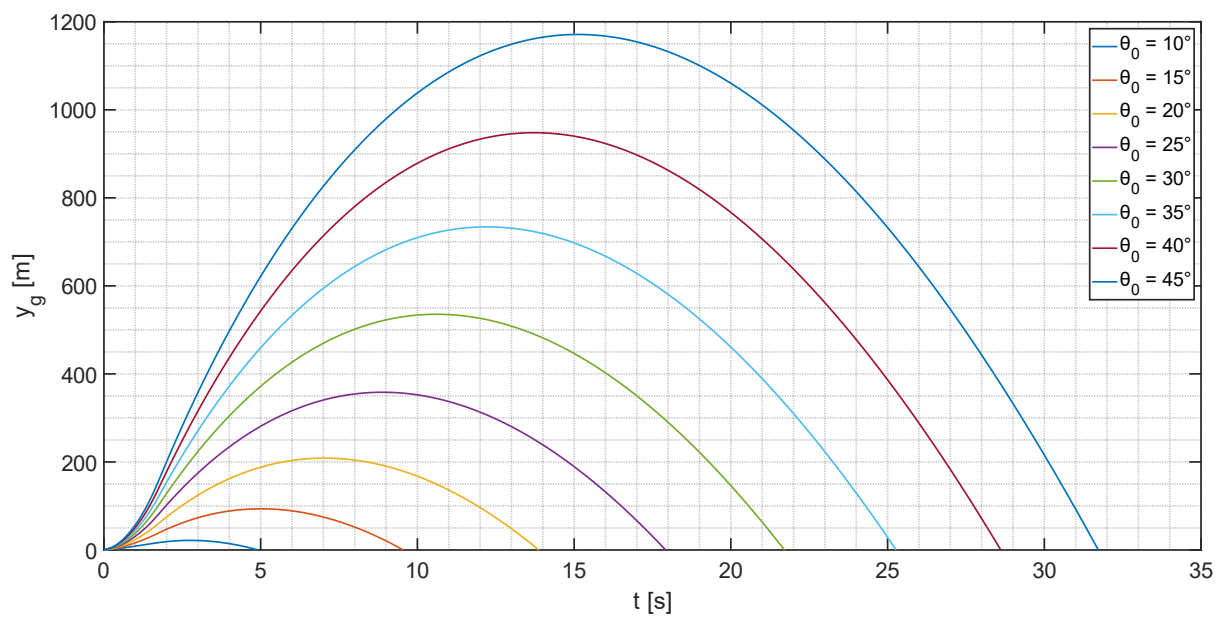
W celu określenia własności kinematycznych ppk przeprowadzono badania symulacyjne z wykorzystaniem modelu matematyczno-fizycznego pocisku, zaimplementowanego w środowisku MATLAB/Simulink. Badania symulacyjne pocisku obejmowały lot niekierowany (balistyczny) pocisku oraz odpowiedź pocisku na zmianę wartości sygnału sterującego. Na podstawie wyników badań określono m.in. możliwe do uzyskania zasięgi pocisku w locie niekierowanym, występujące przeciążenia, zmianę prędkości pocisku w czasie trwania lotu niekierowanego oraz efektywność stabilizacji aerodynamicznej pocisku w locie kierowanym i niekierowanym.

5.2. Lot balistyczny

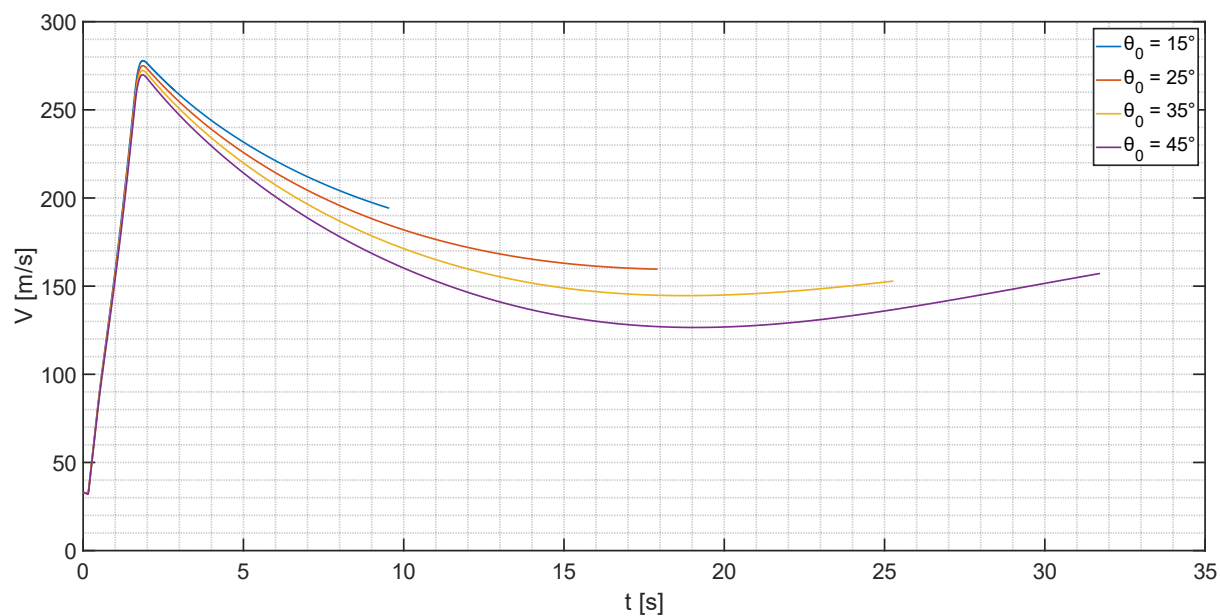
W celu wyznaczenia parametrów zasięgowych pocisku przeprowadzono symulacje lotu balistycznego ppk dla warunków standardowych, zdefiniowanych przez ICAO (ang. International Civil Aviation Organization). Warunki standardowe wg. ICAO to temperatura wynosząca 15 °C i ciśnienie 1013,14 hPa [48]. Powierzchnie sterujące ustawione były w położeniu 0°. Początkowy kąt pochylenia wyrzutni i pocisku zmieniano w zakresie kątów 10 ÷ 45°.



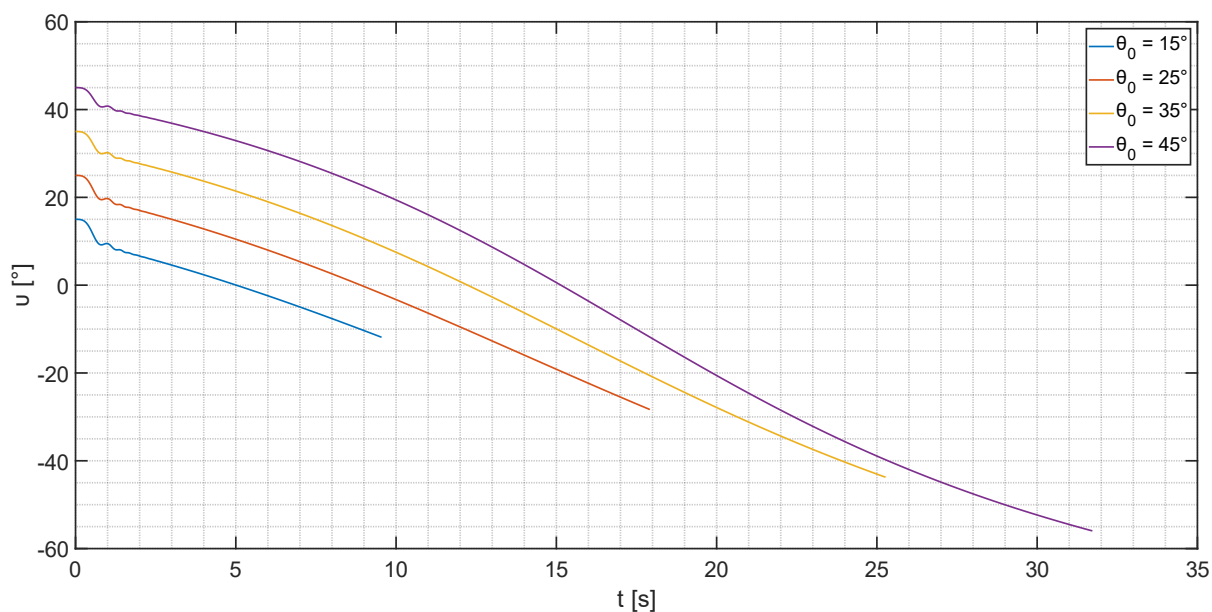
Rys. 5.1. Trajektorie lotu pocisku w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie 10 ÷ 45°



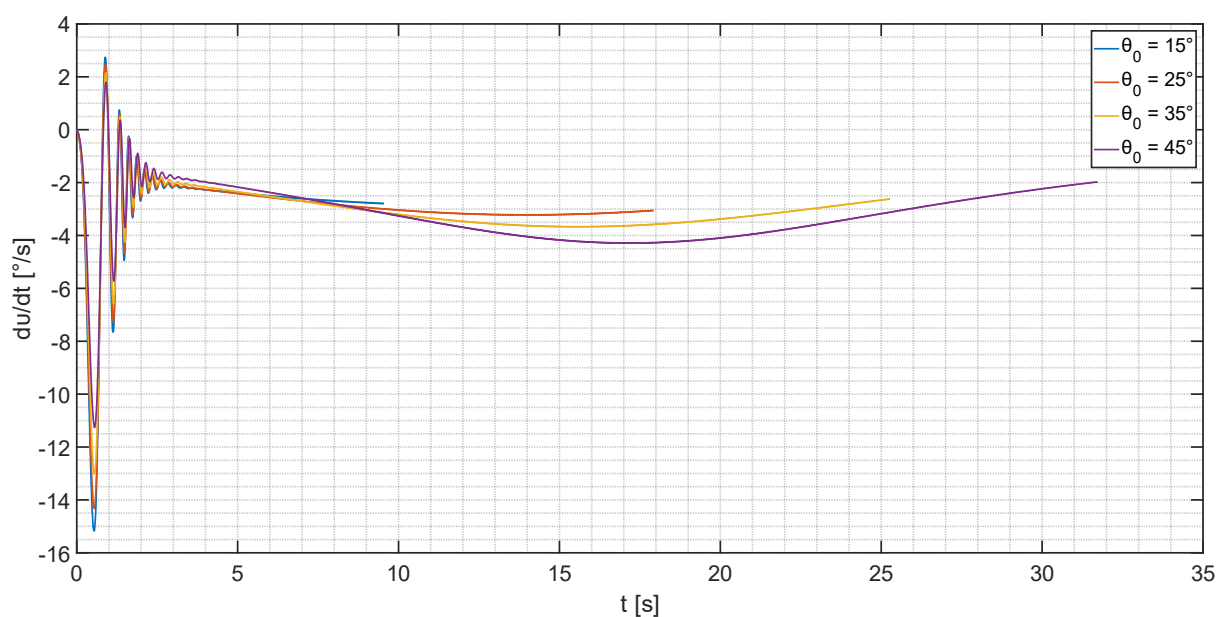
Rys. 5.2. Wysokość lotu pocisku w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $10 \div 45^\circ$



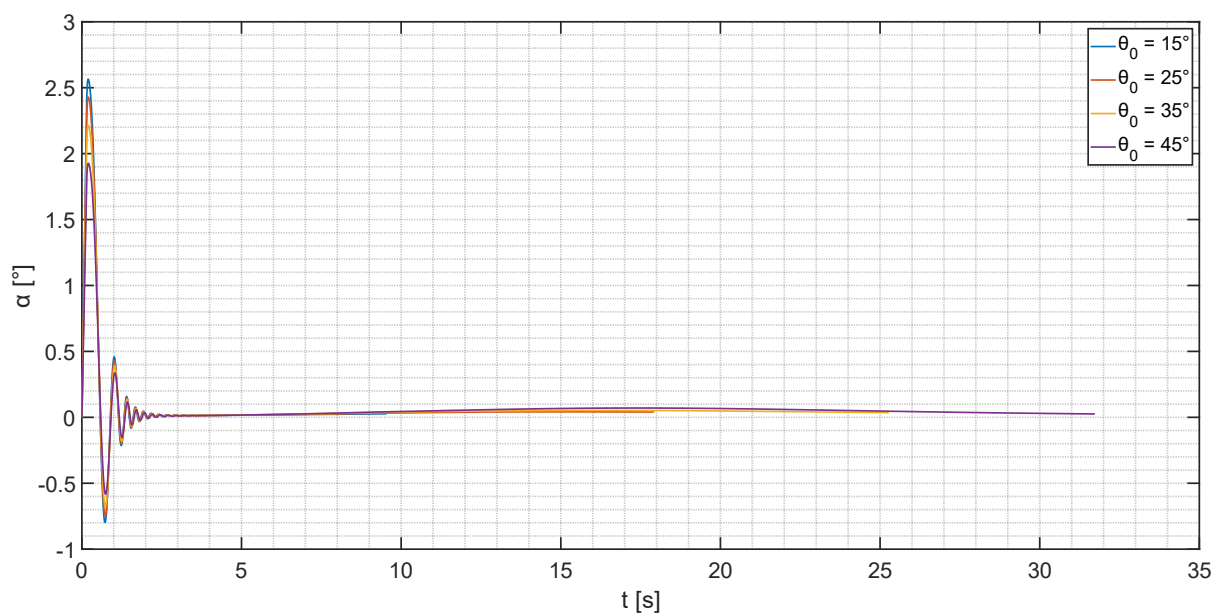
Rys. 5.3. Prędkość lotu pocisku w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



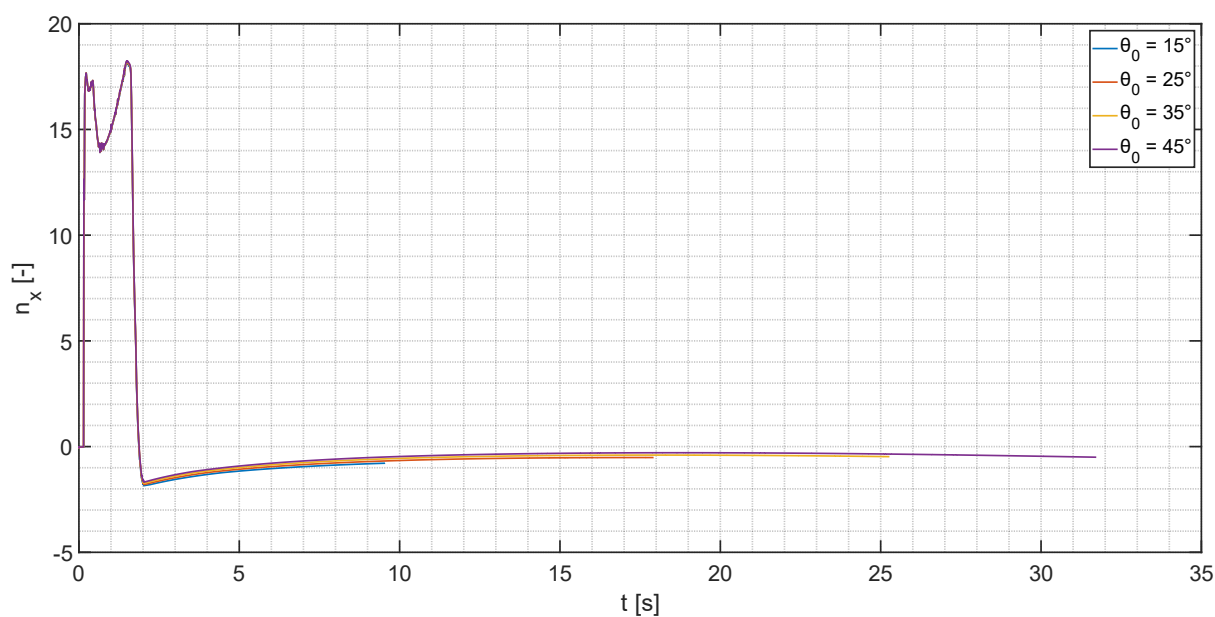
Rys. 5.4. Kąt pochylenia pocisku u w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



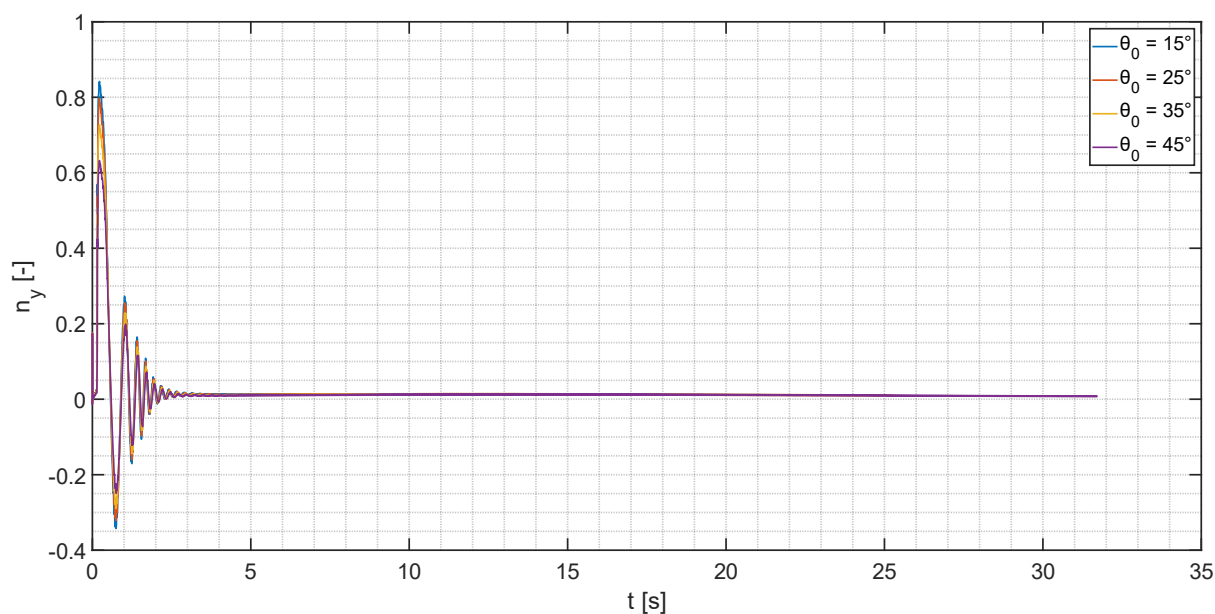
Rys. 5.5. Prędkość kątowa pocisku względem osi z_g (w układzie współrzędnych związanym z Ziemią $Ox_g y_g z_g$ o początku ustalonym na rakiecie) w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



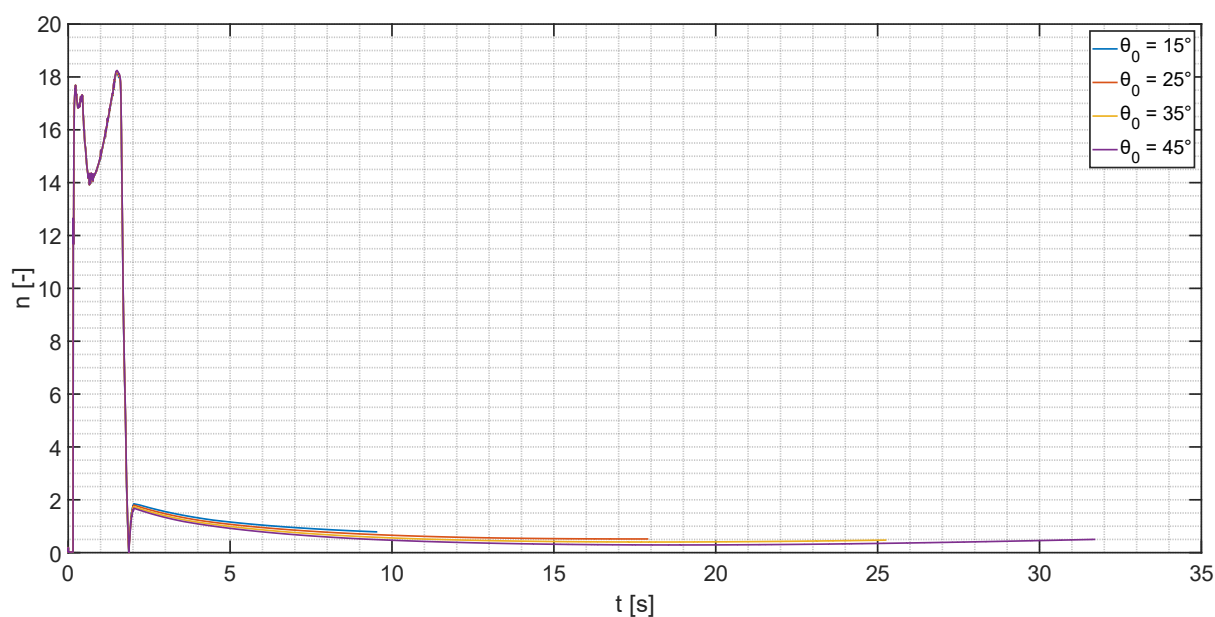
Rys. 5.6. Kąt natarcia pocisku w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



Rys. 5.7. Przeciężenie styczne n_x działające na pocisk w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



Rys. 5.8. Przeciążenie normalne n_y działające na pocisk w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$



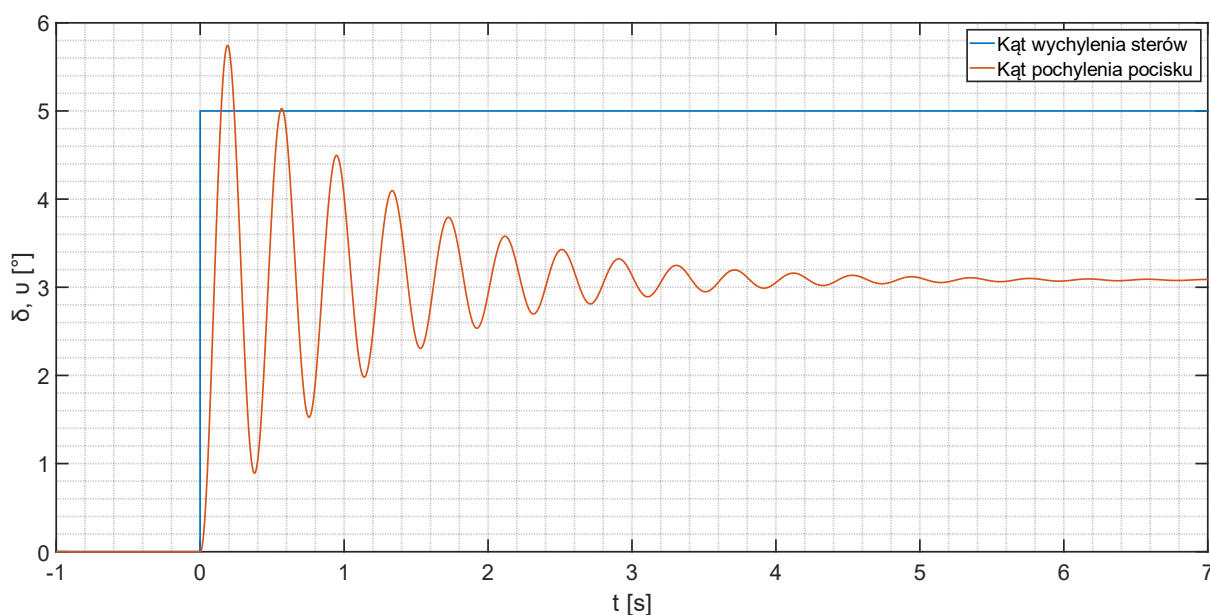
Rys. 5.9. Przeciążenie wypadkowe działające na pocisk w locie balistycznym dla początkowego kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ_0 , zmiennego w zakresie $15 \div 45^\circ$

Prędkość lotu pocisku osiąga swoją maksymalną wartość w ok. 2 s lotu, po tym czasie zaczyna maleć. Ponowny wzrost prędkości następuje w wyniku obniżania się wysokości lotu pocisku, co związane jest ze zamianą mechanicznej energii potencjalnej ppk na energię kinetyczną. Kąt natarcia pocisku jest bliski 0° podczas całego lotu, co oznacza, że kąty pochylenia trajektorii lotu i kąty pochylenia pocisku są do siebie zbliżone. Oznacza to również, że pocisk jest prawidłowo stabilizowany aerodynamicznie podczas lotu. Ustabilizowanie się lotu widać również na przebiegu prędkości kątowej pochylenia pocisku względem osi z_g

(w układzie współrzędnych związanym z Ziemią $Ox_gy_gz_g$ o początku ustalonym na rakiecie), gdzie początkowe oscylacje są tłumione. Ponieważ symulacja dotyczyła lotu niekierowanego pocisku, z małymi kątami natarcia, przeciążenia normalne działające na pocisk były niewielkie. Największym źródłem przeciążeń była praca silnika rakietowego, co widoczne jest na wykresie przeciążeń stycznych i wypadkowych. Amplituda przeciążenia (dochodząca do wartości 18) i czas jego trwania nie są niszczące dla elementów elektronicznych i mechaniczno-optycznych ppk [53].

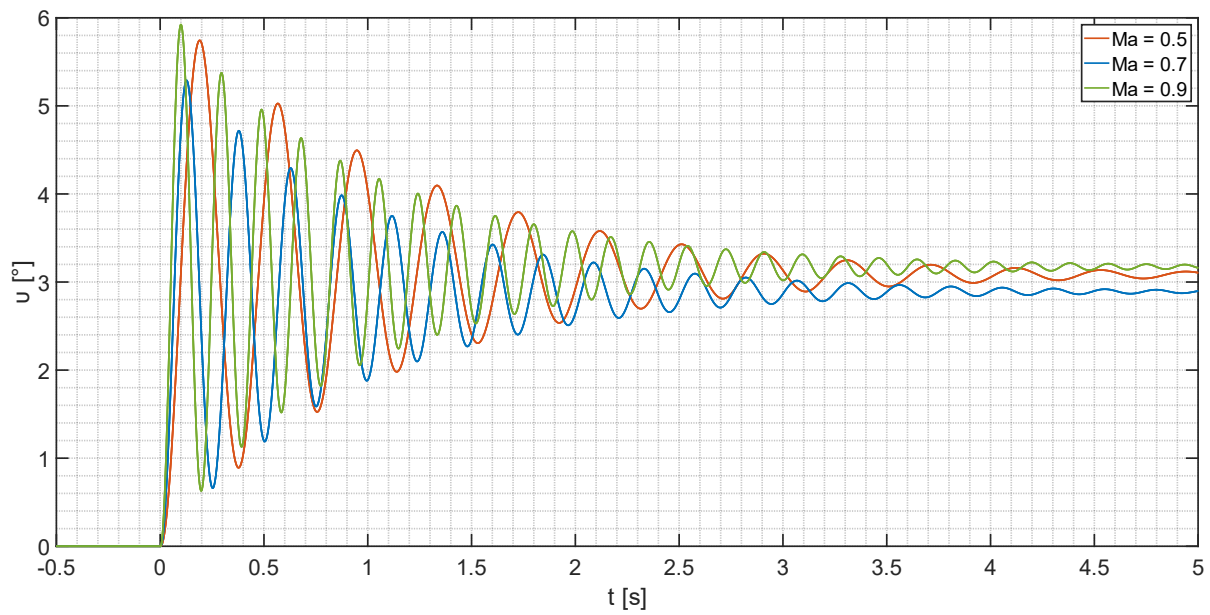
5.3. Stabilność dynamiczna pocisku

W celu sprawdzenia odpowiedzi pocisku na skokową zmianę wychylenia sterów, wykonano szereg symulacji lotu pocisku na wysokości 10 m nad ziemią, bez możliwości zmiany kierunku lotu pocisku. Przyjęto standardowe warunki atmosferyczne. W początkowym sprawdzeniu stery wychylono skokowo z pozycji 0° do pozycji 5° . Założono brak obrotów pocisku wokół osi podłużnej, prędkość lotu pocisku wynosiła $Ma = 0,5$ (rys. 5.10).

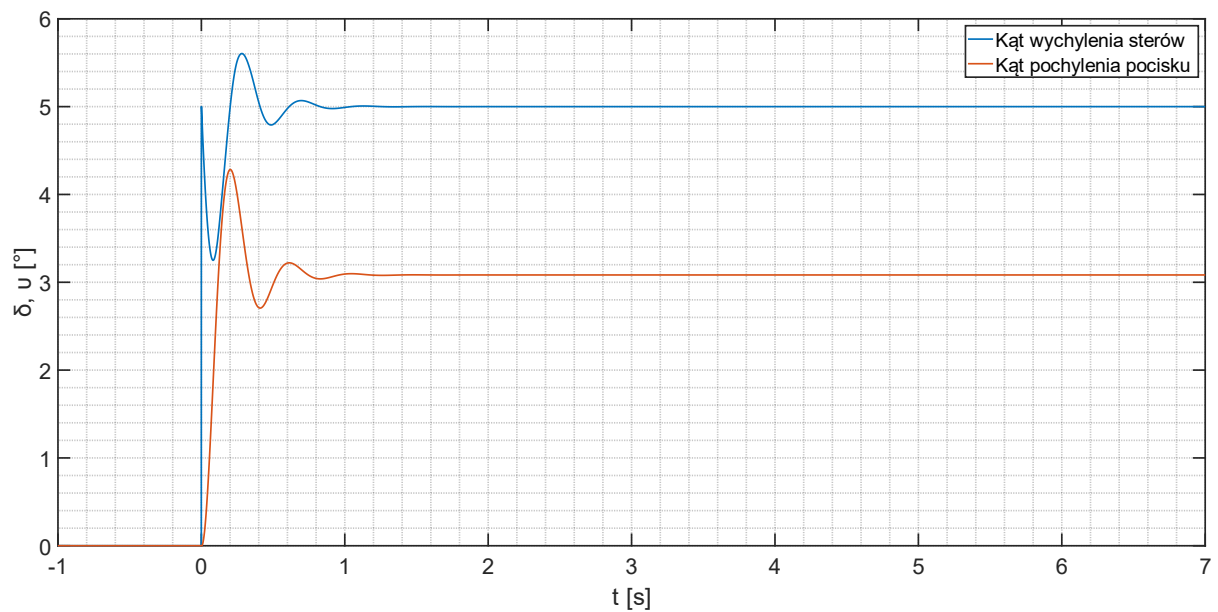


Rys. 5.10. Zmiana kąta pochylenia pocisku v w wyniku skokowej zmiany wychylenia sterów δ z pozycji 0° do 5° , przy prędkości lotu $Ma = 0,5$

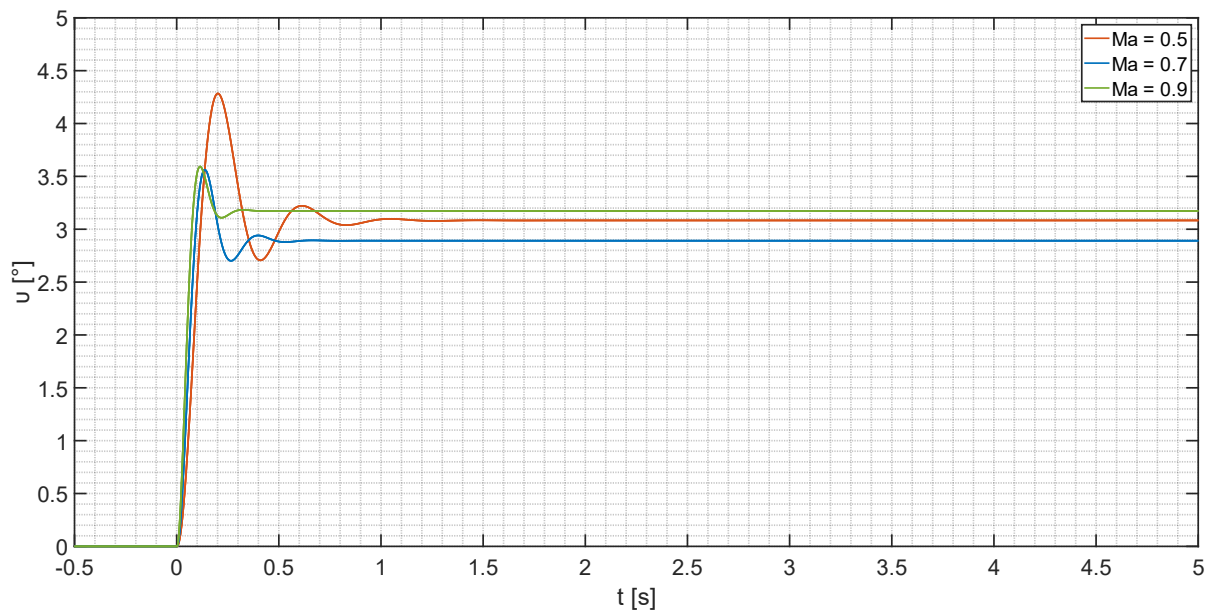
Analogiczne sprawdzenie przeprowadzono dla typowych prędkości występujących podczas lotu ppk, wynoszących 0,5, 0,7 i 0,9 liczby Macha, co przedstawiono na rysunku 5.11. Wartości występującego maksymalnego przeregulowania kąta pochylenia v oraz czasy jego ustalania są na tyle duże, że celowym okazało się wprowadzenie dodatkowego układu stabilizacji (rys. 5.12 i 5.13). Zadaniem układu stabilizacji jest redukcja drgań korpusu pocisku poprzez wypracowanie komendy sterującej dodawanej do komendy pochodzącej z układu naprowadzania, co szerzej opisano w rozdziale 6 niniejszej rozprawy.



Rys. 5.11. Zmiana kąta pochylenia pocisku v w wyniku skokowej zmiany wychylenia sterów δ z pozycji 0° do 5° , przy różnych prędkościach lotu

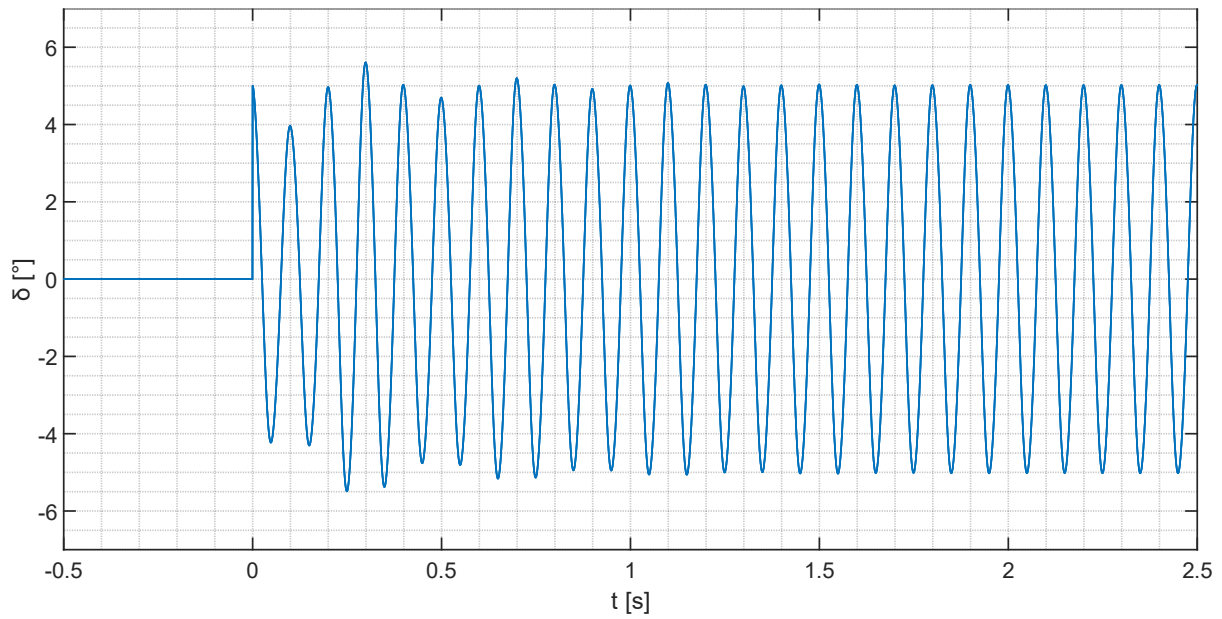


Rys. 5.12. Zmiana kąta pochylenia pocisku v w wyniku skokowej zmiany wychylenia sterów δ z pozycji 0° do 5° , przy prędkości lotu $Ma = 0,5$. Wprowadzono układ stabilizacji

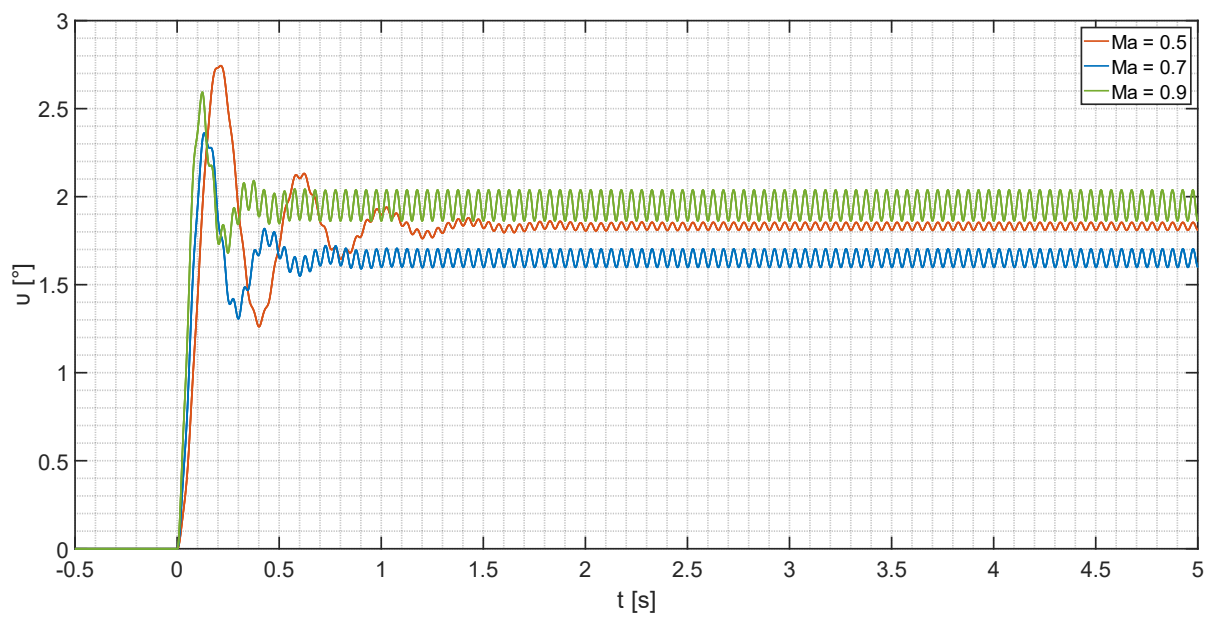


Rys. 5.13. Zmiana kąta pochylenia pocisku v w wyniku skokowej zmiany wychylenia sterów δ z pozycji 0° do 5° , przy różnych prędkościach lotu. Wprowadzono układ stabilizacji

W kolejnym etapie testów wprowadzono pocisk w ruch obrotowy wokół osi podłużnej. Częstotliwość obrotów pocisku w locie oscyluje najczęściej wokół wartości 10 Hz, stąd taką wartość przyjęto w symulacji. W związku z występowaniem ruchu obrotowego pocisku przebieg kąta wychylenia sterów δ miał charakter sinusoidalny, co przedstawiono na rysunku 5.14. Amplituda kąta wychylenia sterów przez ok. 1 s była nieustalona, co związane było z działaniem układu stabilizacji. Zmianę kąta pochylenia pocisku powstałą w wyniku skokowo wprowadzonego wymuszenia o charakterze sinusoidalnym, przedstawiono na rysunku 5.15.

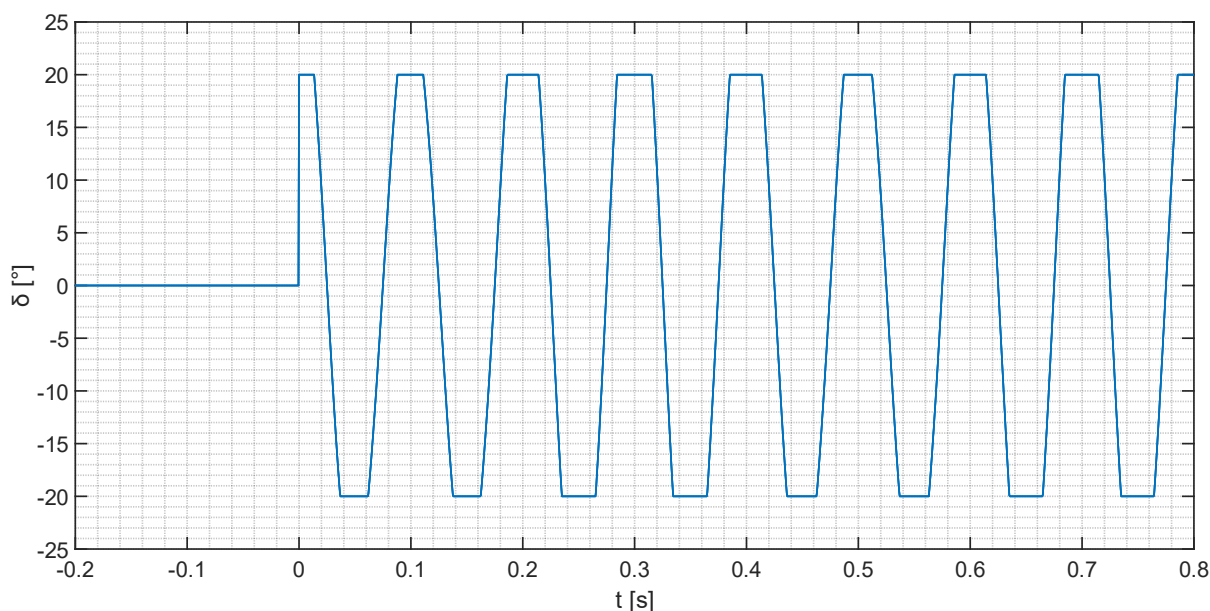


Rys. 5.14. Przebieg kąta wychylenia sterów δ z wprowadzonym układem stabilizacji i częstotliwością obrotów pocisku wynoszącą 10 Hz. Amplituda kąta wychylenia sterów zmienia się skokowo od 0° do 5°

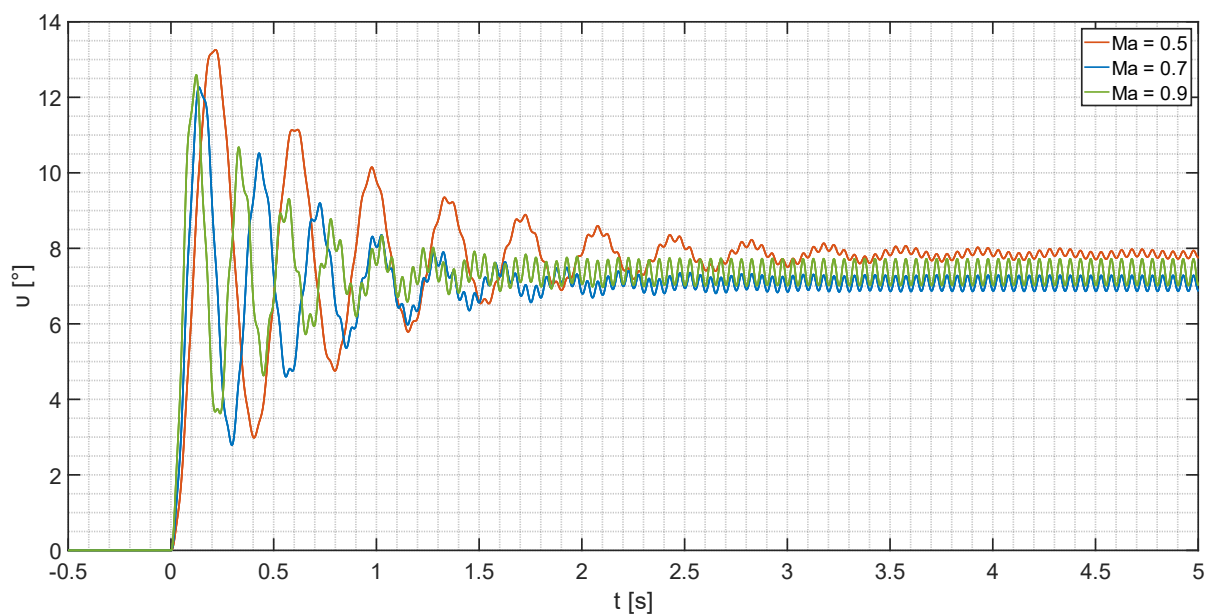


Rys. 5.15. Zmiana kąta pochylenia pocisku v w wyniku skokowej zmiany amplitudy wychylenia sterów δ z pozycji 0° do 5° , przy różnych prędkościach lotu. Wprowadzono układ stabilizacji. Częstotliwość obrotów pocisku wynosi 10 Hz

Przeprowadzono również symulacje zmiany kąta pochylenia pocisku w wyniku zadania maksymalnej amplitudy komendy sterującej, która dla obrotów pocisku z częstotliwością 10 Hz wynosi 31.8° (rysunek 5.16 i 5.17). Taka wartość maksymalnej amplitudy komendy wynika bezpośrednio z fizycznego ograniczenia prędkości zmiany kąтового położenia sterów. Zwiększenie amplitudy komendy powyżej ustalonej wartości maksymalnej spowodowałoby powstanie dodatkowego przesunięcia fazowego między sygnałem komendy a wychyleniem sterów. W rozprawie założono, że amplituda komendy sterującej może przyjmować również wartości ujemne. Minimalna amplituda komendy sterującej dla obrotów pocisku z częstotliwością 10 Hz może wynieść -31.8° . Ze względu na konstrukcję przedziału sterowania lotem, ruch powierzchni sterowych jest ograniczony w zakresie kątowym do $\pm 20^\circ$. Skutkuje to tym, że dla modułu amplitudy komendy sterującej większej od 20° , przebieg sygnału δ z sinusoidalnego zmienia kształt na quasi-trapezoidalny, co zostało przedstawione na rysunku 5.16. Zmianę kąta pochylenia pocisku powstałą w wyniku skokowo wprowadzonego wymuszenia o charakterze quasi-trapezoidalnym, przedstawiono na rysunku 5.17.

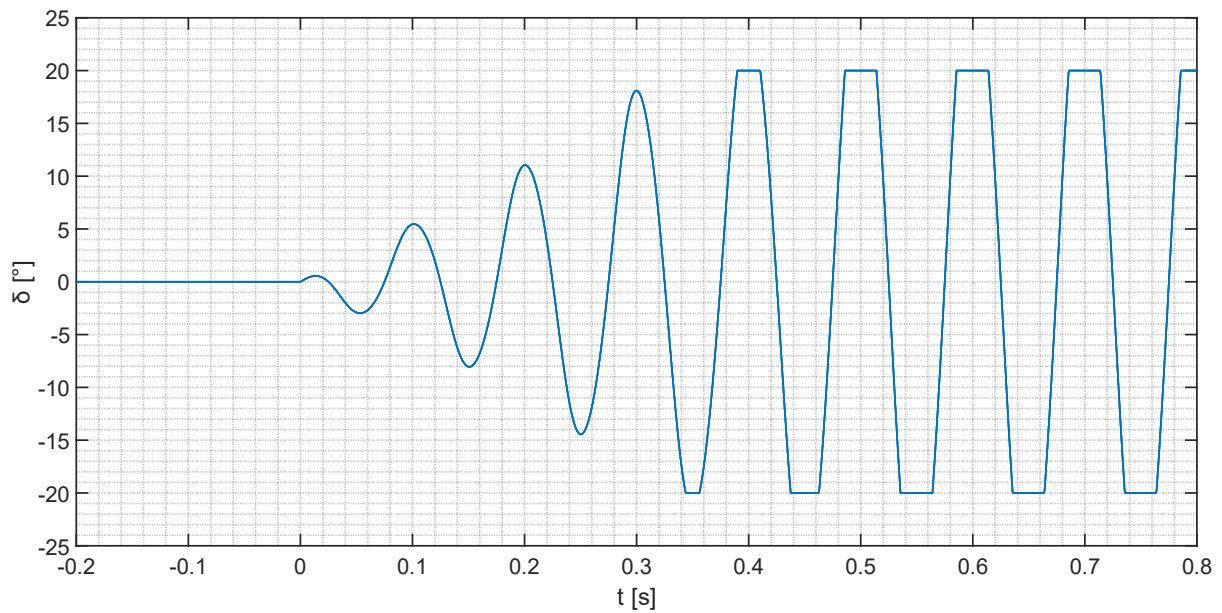


Rys. 5.16. Przebieg kąta wychylenia sterów δ dla maksymalnej amplitudy komendy sterującej z wprowadzonym układem stabilizacji i częstotliwością obrotów pocisku wynoszącą 10 Hz



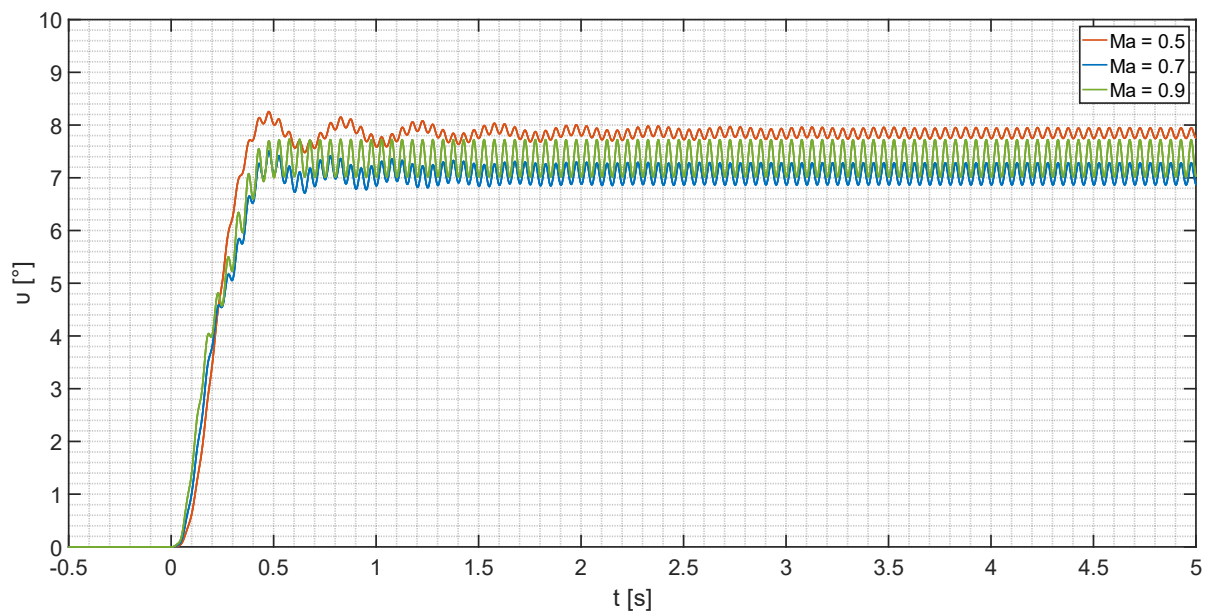
Rys. 5.17. Zmiana kąta pochylenia pocisku ν w wyniku skokowego wzrostu amplitudy komendy sterującej do wartości maksymalnej. Wprowadzono układ stabilizacji. Częstotliwość obrotów pocisku wynosi 10 Hz

Dla maksymalnej amplitudy komendy sterującej zauważalne jest wyraźne ograniczenie efektywności działania układu stabilizacji, co związane jest z występowaniem większych wartości komendy sterującej niż fizyczne możliwości wychylenia powierzchni sterowych. Powoduje to, że stery przy tego typu wymuszeniu fizycznie nie są w stanie wytworzyć momentów aerodynamicznych wystarczających do stłumienia oscylacji kąta pochylenia pocisku. Sposobem na rozwiązanie tego problemu jest wydłużenie czasu narastania amplitudy komendy sterującej w locie, czego realizację przedstawiono na rysunku 5.18. Czas narastania amplitudy komendy od wartości zerowej do maksymalnej wynosi 500 ms.



Rys. 5.18. Przebieg kąta wychylenia sterów δ dla maksymalnej amplitudy komendy sterującej z czasem narastania amplitudy komendy wynoszącym 500 ms

Wprowadzenie czasu narastania amplitudy komendy sterującej spowodowało wyraźną redukcję występującego wcześniej przeregulowania, co przedstawiono na rysunku 5.19.



Rys. 5.19. Zmiana kąta pochylenia pocisku ν dla maksymalnej amplitudy komendy sterującej z czasem narastania amplitudy komendy wynoszącym 500 ms. Częstotliwość obrotów pocisku wynosi 10 Hz

5.4. Podsumowanie

Pocisk w locie niekierowanym jest stabilny aerodynamicznie. W locie kierowanym wyniki symulacji wskazują na konieczność wprowadzenia układu stabilizacji do kanału sterowania pociskiem. Rolą układu stabilizacji jest wypracowanie komendy sterującej, która powoduje redukcję drgań pocisku wokół jego osi poprzecznej. Wprowadzenie układu stabilizacji znacznie zmniejszyło czas ustalania i przerzut kąta pochylenia pocisku w odpowiedzi na skokową zmianę wychylenia sterów. Szerzej działanie układu stabilizacji opisano w rozdziale 6 niniejszej pracy. W przypadku skokowej zmiany amplitudy komendy sterującej, od wartości zerowej do maksymalnej, występuje wyraźne ograniczenie efektywności działania układu stabilizacji. Sposobem na rozwiązanie tego problemu jest wprowadzenie liniowej charakterystyki narastania amplitudy komendy sterującej, co przedstawiono na rysunkach 5.18 i 5.19. Tętnienia sygnału widoczne na rysunkach 5.15, 5.17 i 5.19, związane są z obrotami pocisku wokół osi podłużnej. Tętnienia te jednak nie mają istotnego wpływu na kształt toru lotu pocisku. Przeprowadzone w tym rozdziale badania potwierdzają możliwość realizacji lotu kierowanego przez ppk.

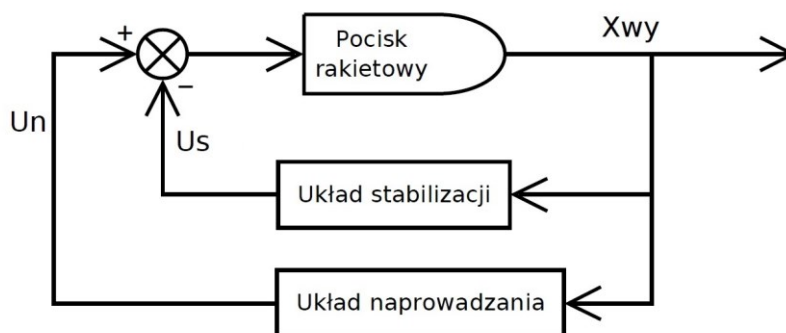
6. MODEL FUNKCJONALNY I KONSTRUKCJA AUTOPILOTA PRZECIWPANCERNEGO POCISKU KIEROWANEGO

6.1. Wprowadzenie

W ramach prac badawczo-rozwojowych autor rozprawy opracował oprogramowanie mikrokontrolera zmodernizowanej (nowej) wersji autopilota ppk. Oprogramowanie mikrokontrolera autor opracował w oparciu o środowisko programistyczne Atollic TrueSTUDIO v. 9.3.0, wykorzystując język programowania C. Zastosowano 32-bitowy mikrokontroler z rodziny STM32, produkowany przez francusko-włoską firmę STMicroelectronics [54]. Według przyjętych wymagań technicznych ppk powinien charakteryzować się zdolnością niszczenia celów lekko opancerzonych i wolno poruszających się (do prędkości 30 km/h), przy prędkościach wiatru nieprzekraczających 10 m/s oraz temperaturach atmosfery mieszczących się w zakresie $-40 \div 50$ °C. Ponadto zastosowany układ naprowadzania ppk powinien umożliwiać uderzenie pocisku w cel z dokładnością na poziomie 0,5 m CEP (ang. Circular Error Probable) [48]. Zastosowanie trybu Top Attack umożliwia dodatkowo niszczenie celów ciężko opancerzonych, poprzez uderzenie w cel z górnej półsfery.

6.2. Analiza i model funkcjonalny autopilota ppk

System kierowania zastosowany w ppk składa się z niezależnego układu naprowadzania i układu stabilizacji (rys. 6.1) [4].



Rys. 6.1. Schemat ideowy systemu kierowania. Źródło: opracowanie własne na podstawie [4]

Układ naprowadzania zastosowany w ppk to półaktywne samonaprowadzanie na laserowe promieniowanie odbite (SALH – ang. Semi-Active Laser Homing) oraz sterowanie autonomiczne, żyroskopowe. Ściśle rzecz ujmując, ppk wykorzystuje więcej niż jeden system sterowania, jest to więc system kombinowany, choć najczęściej wymienia się jedynie jego część związaną z naprowadzaniem na promieniowanie odbite od celu. Zadaniem układu stabilizacji jest zapewnienie tłumienia drgań w osi poprzecznej pocisku i redukcja wpływu zakłóceń

wewnętrznych oraz zewnętrznych na lot pocisku. Prawidłowe działanie układu stabilizacji powoduje zwiększenie celności pocisku. Do zakłóceń wewnętrznych (własnych) działających na pocisk zaliczamy [46]:

- a) Zakłócenia masowe, związane ze zmianą położenia środka masy pocisku oraz asymetrią rozłożenia masy w pocisku;
- b) Zakłócenia geometryczno-konstrukcyjne, takie jak asymetria aerodynamiczna pocisku oraz asymetria wektora ciągu silnika raketowego;
- c) Zakłócenia pochodzące od sterowania, wynikające głównie z niedokładności pomiarowej czujników mających wpływ na wartość komendy sterującej pociskiem.

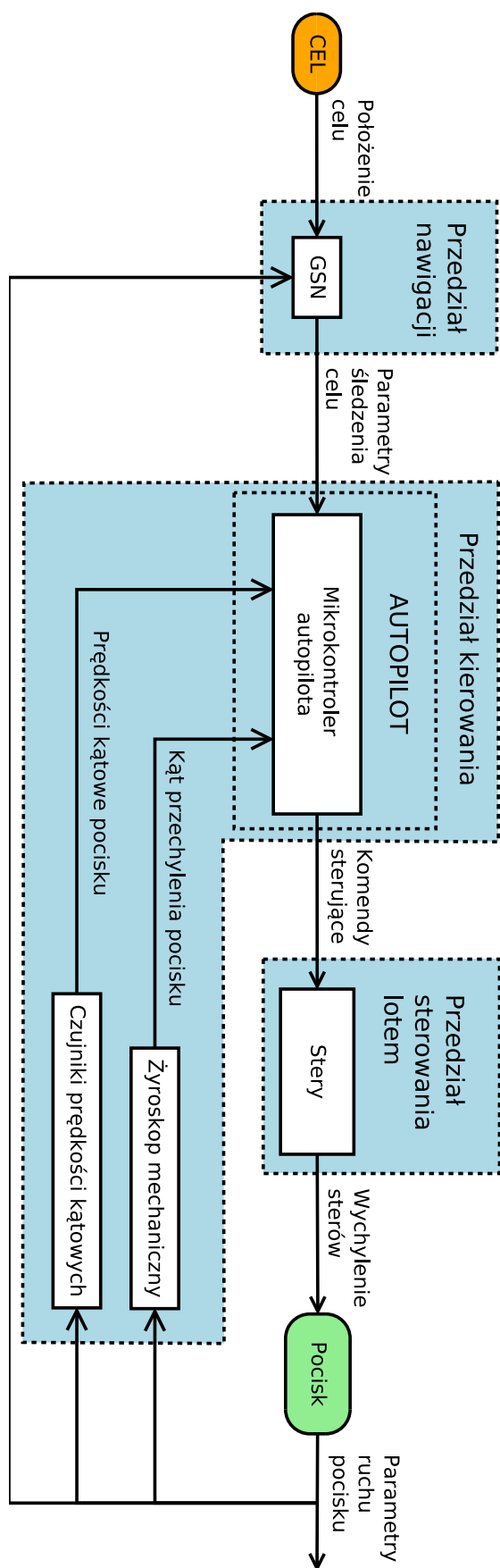
Do zakłóceń zewnętrznych działających na pocisk zaliczamy [46]:

- a) Turbulencje i niejednorodność atmosfery na torze lotu pocisku;
- b) Nagłe zmiany wartości siły napędowej;
- c) Oddzielenie silnika startowego od reszty konstrukcji pocisku;
- d) Błędy montażu pocisku w pojemniku transportowo-startowym;
- e) Oddziaływanie wyrzutni na pocisk w czasie startu pocisku;
- f) Błędy podświetlenia celu przez stanowisko startowo-celownicze.

Wpływ niektórych z wymienionych zakłóceń można minimalizować poprzez przestrzeganie prawidłowych praktyk i kultury technicznej, m.in. podczas montażu pocisku. Natomiast zakłóceń takich jak, turbulencje atmosfery, nagłe zmiany wartości napędowej silnika czy też oddzielenie silnika startowego, nie da się wyeliminować. Zastosowanie prawidłowo skalibrowanego układu stabilizacji pozwala na redukcję negatywnego wpływu powyższych zakłóceń na lot pocisku.

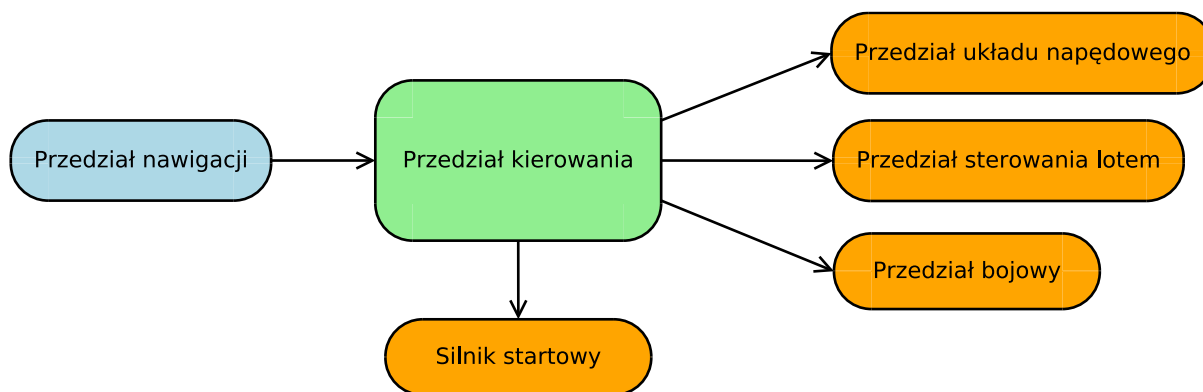
Zastosowany w ppk system sterowania wymusza zastosowanie autopilota realizującego algorytm sterowania, który wypracowuje odpowiednią komendę sterującą dla przedziału sterowania lotem. Część obliczeniowa związana z lotem jest więc realizowana w całości przez pocisk. Autopilot ppk jest to urządzenie automatyczne, umiejscowione w przedziale kierowania, składające się z cyfrowego mikrokontrolera oraz zapisanego w jego pamięci wewnętrznej programu realizującego algorytm sterujący pociskiem oraz automatykę startową. Mikrokontroler składa się z mikroprocesora, pamięci programu, pamięci danych oraz układów wejścia/wyjścia [54, 55]. Zastosowanie cyfrowego systemu sterowania oznacza, że wprowadzanie zmian w autopilocie wiąże się najczęściej ze zmianą programową (ang. software'ową), a nie sprzętową (ang. hardware'ową). Jest to bardzo wygodne rozwiązanie z punktu widzenia prac badawczo-rozwojowych, gdyż wprowadzanie zmian w algorytmie sterującym (kierowania) najczęściej nie wymaga wprowadzania zmian sprzętowych, takich jak chociażby projektowanie nowych płytek drukowanych (PCB – ang. Printed Circuit Board). Dodatkowo, zwiększenie złożoności systemu naprowadzania, nie jest związane ze

zwiększeniem liczby elementów elektronicznych koniecznych do umieszczenia na płycie drukowanej, tak jak to ma miejsce w przypadku autopilotów analogowych. Głównym zadaniem autopilota ppk jest naprowadzenie pocisku na cel oraz zapewnienie stabilizacji lotu. Prędkość obrotowa wokół osi podłużnej pocisku nie jest regulowana przez autopilota ppk. Autopilot ppk odpowiada również za realizację procesu startowego pocisku, w tym za uruchomienie rakietowego silnika startowego i marszowego. Z punktu widzenia automatyki pocisk wraz z pilotem automatycznym stanowią zamknięty układ regulacji. Na rysunku 6.2 przedstawiono schemat funkcjonalny systemu kierowania ppk [4, 56, 57].



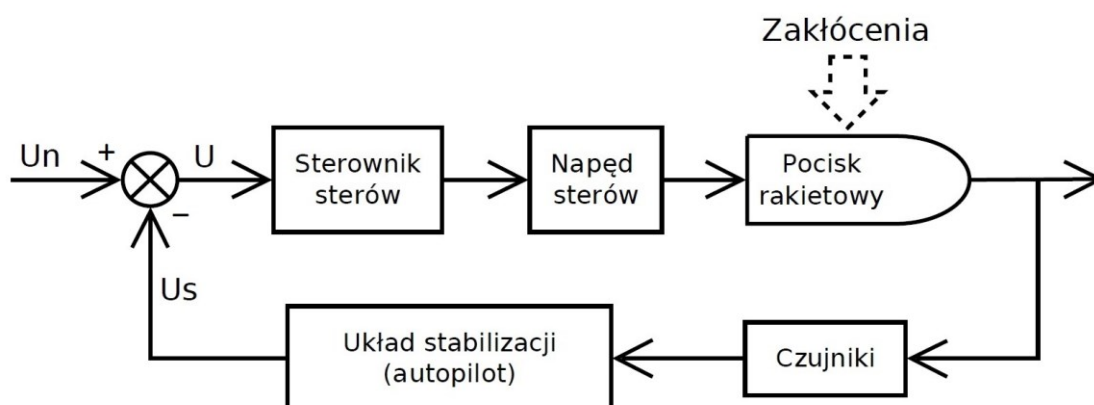
Rys. 6.2. Schemat funkcjonalny systemu kierowania ppk. Źródło: opracowanie własne na podstawie [31, 34]

Schemat przedstawiony na rysunku 6.3 obrazuje główne kierunki przesyłu danych i sygnałów sterujących pomiędzy poszczególnymi przedziałami i układami ppk. Dane w postaci cyfrowej przesyłane są pomiędzy przedziałami ppk za pomocą przewodowych magistrali komunikacyjnych [31].



Rys. 6.3. Ogólny schemat przedstawiający główne kierunki przepływu danych i sygnałów sterujących pomiędzy przedziałami ppk. Źródło: opracowanie własne na podstawie [31]

Na rysunku 6.4 przedstawiono funkcjonalny schemat działania kanału sterowania ppk wraz z układem stabilizacji, który całościowo stanowi układ automatycznej regulacji z ujemnym sprzężeniem zwrotnym. Parametrem stabilizowanym jest tu prędkość kątowna pocisku w osi poprzecznej, zgodnej z kierunkiem osi powierzchni sterowych (oś z w układzie związanym z pociskiem $Oxyz$). Sygnałem zadaniem U_n jest wartość wychylenia sterów, wynikająca z zastosowanego układu naprowadzania, do którego dodawany jest sygnał zwrotny U_s , dodatkowo stabilizujący lot pocisku. Wartość sygnału U_s wypracowywana jest przez układ obliczeniowy, będący fragmentem algorytmu kierowania bloku autopilota, na podstawie pomiaru chwilowej prędkości kątowej wzdłuż osi z związanej z pociskiem. Prędkość kątowna określana jest na podstawie danych pochodzących z czujników prędkości kątowych typu MEMS (ang. Micro Electro-Mechanical System), umieszczonych w przedziale kierowania. Takie działanie kanału sterowania pozwala na redukcję wpływu zakłóceń zewnętrznych i wewnętrznych na lot pocisku. Sygnał komendy U jest przesyłany do przedziału sterowania lotem, gdzie jest następnie realizowany przez sterownik i napęd sterów [34, 57].



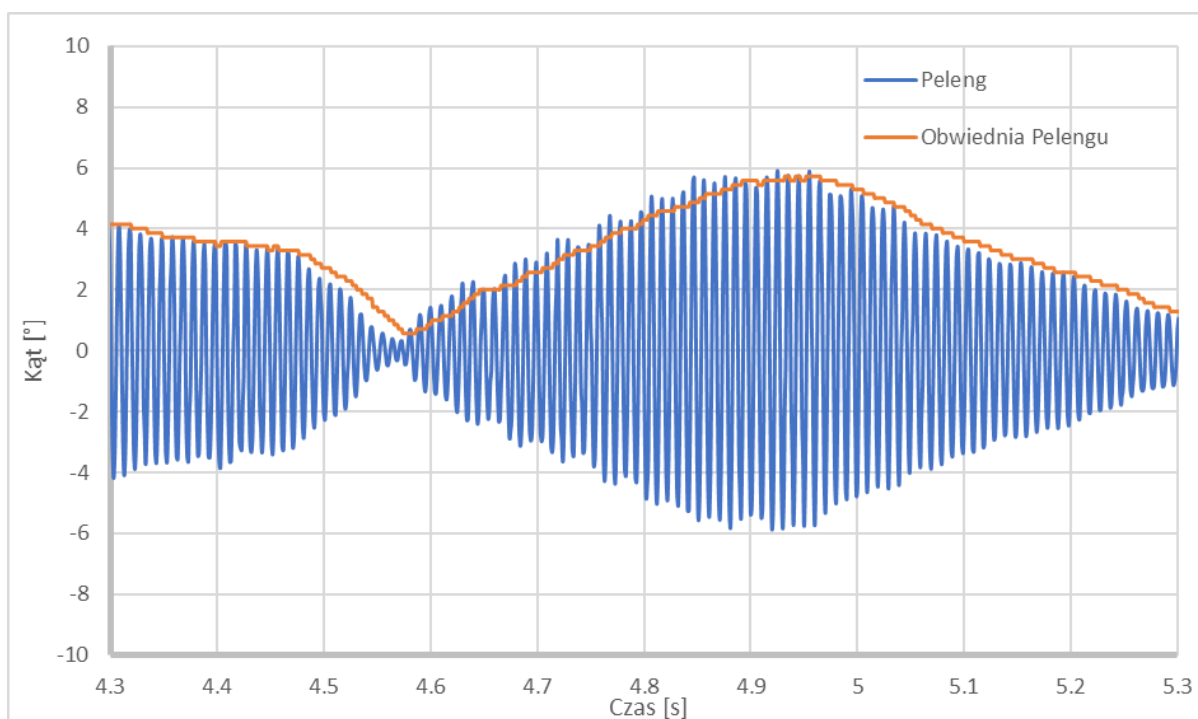
Rys. 6.4. Schemat funkcjonalny kanału sterowania z układem stabilizacji. Źródło: opracowanie własne na podstawie [34]

Autopilot ppk stabilizuje lot pocisku w płaszczyźnie pochylenia (Θ) i odchylenia (Ψ). W płaszczyźnie przechylenia (Γ) prędkość obrotowa pocisku wynika z ukształtowania stabilizatorów kadłuba ppk oraz kształtu i skierowania dysz silników: startowego i marszowego. Prędkość obrotowa pocisku w płaszczyźnie przechylenia nie jest stabilizowana przez autopilota ppk, dlatego w trakcie trwania lotu pocisku jej wartość jest zmienna. Autopilot ppk podczas formowania komendy sterującej uwzględnia opóźnienie reakcji sterów i ich inercję, poprzez odpowiednie przesunięcie fazowe komendy sterującej względem aktualnego kąta przechylenia pocisku.

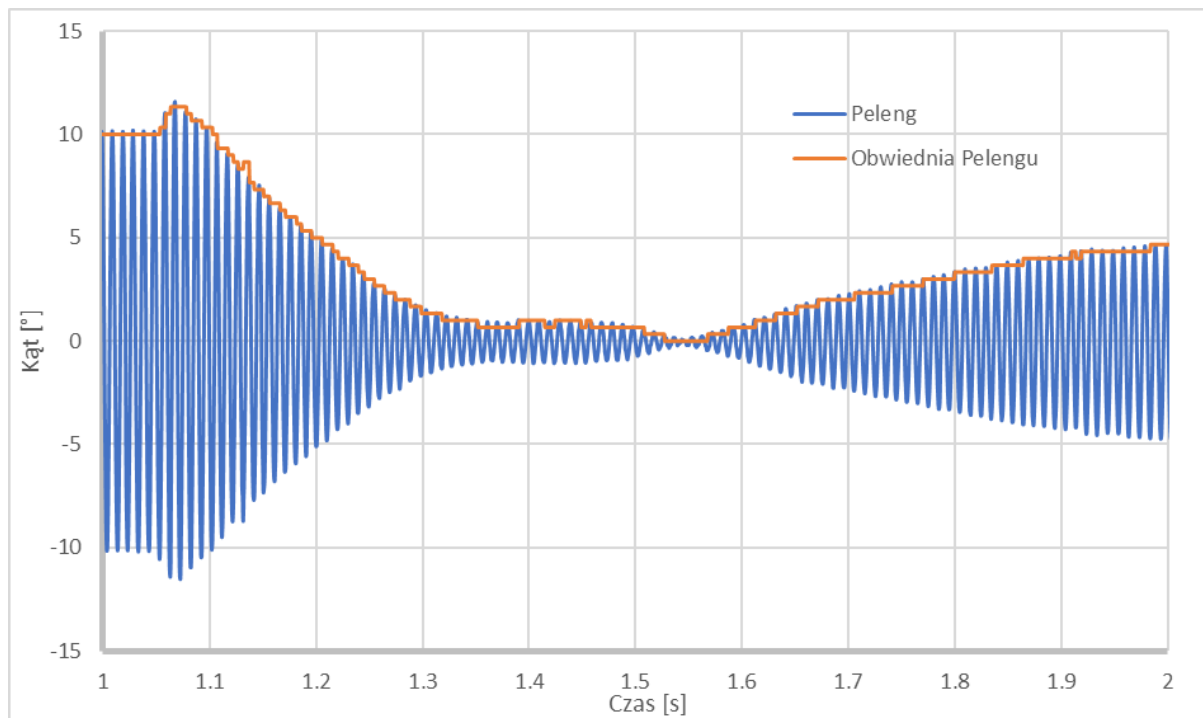
6.3. Konstrukcja autopilota ppk

Bazą pod nową konstrukcję autopilota był dotychczasowy autopilot opracowany w ramach prac własnych spółki CRW Telesystem-Mesko. Dotychczasowy autopilot rozwijany był od początku prac nad ppk i był wielokrotnie testowany poligonowo, z pozytywnymi rezultatami. W 2021 roku w spółce CRW Telesystem-Mesko podjęto prace nad modernizacją dotychczasowego autopilota, prowadzącą do powstania nowego autopilota ppk. Prace obejmowały modyfikację sprzętową oraz modyfikację oprogramowania. Rezultatem modyfikacji sprzętowej było zmniejszenie liczby użytych płytek PCB z trzech do jednej. Zmniejszenie liczby płytek pozwoliło na uproszczenie procesu produkcyjnego oraz obniżenie jego kosztów. Zmian dokonano również na poziomie zastosowanych elementów elektronicznych, przenosząc funkcje realizowane dotychczas przez dwa mikrokontrolery i jeden układ programowalny do jednego mikrokontrolera. Zmniejszenie liczby użytych zaawansowanych technologicznie elementów elektronicznych, obniżyło wrażliwość procesu produkcyjnego na zakłócenia w funkcjonowaniu łańcuchów dostaw tego typu elementów. Konieczność realizacji wszystkich dotychczasowych funkcji autopilota przez jeden mikrokontroler, wymusiła zastosowanie nowego mikrokontrolera oraz napisanie zupełnie

nowego oprogramowania. Różnice w oprogramowaniu wynikały z innej architektury użytego mikrokontrolera, w tym z innej obsługi układów peryferyjnych analogowych i cyfrowych oraz zastosowania innych bibliotek programistycznych. Nowy autopilot ppk może realizować, zarówno bazowy, jak i nowy algorytm kierowania. Bazowy algorytm kierowania, realizowany w nowym autopilocie ppk, zaimplementowany został przez autora rozprawy z pewnymi zmianami. Przykładem jednej z takich zmian jest inny sposób obliczenia sygnału Obwiedni Pelengu. Sygnał Pelengu ma kształt sinusoidalny o zmiennej amplitudzie. Sygnał Pelengu otrzymywany jest z głowicy samonaprowadzającej, w której obracający się z częstotliwością 100 Hz namagnesowany żyroskop śledzący indukuje napięcie w cewce koordynatora GSN o amplitudzie proporcjonalnej do aktualnego wychylenia żyroskopa względem korpusu pocisku. Autopilot na podstawie uzyskanego sygnału Pelengu wyznacza w czasie rzeczywistym Obwiednię Pelengu. Sposób obliczenia Obwiedni Pelengu w dotychczasowym autopilocie powoduje, że w przypadku szybkiej zmiany amplitudy sygnału Pelengu, przebieg Obwiedni Pelengu reaguje na zmianę z wyraźnym opóźnieniem (rys. 6.5). W przypadku nowego autopilota, w którym autor rozprawy zastosował zmodyfikowaną metodę obliczenia Obwiedni Pelengu, takie opóźnienie nie występuje (rys. 6.6).



Rys. 6.5. Przebieg sygnału Pelengu i Obwiedni Pelengu z fragmentu lotu ppk z dotychczasowym autopilotem realizującym bazowy algorytm kierowania. Źródło: opracowanie własne



Rys. 6.6. Przebieg sygnału Pelengu i Obwiedni Pelengu z fragmentu lotu ppk z nowym autopilotem realizującym bazowy algorytm kierowania. Źródło: opracowanie własne

```

134     PELENG_float = (float)(abs(PELENG-8192))/200;
135
136     if (PELENG_float >= PELENG_max)
137     {
138         PELENG_max = PELENG_float;
139     }
140     else
141     {
142         static uint8_t i = 0;
143         i = i + 1;
144         if(i>1)
145         {
146             *PEL_ENV = PELENG_max;
147             i=0;
148         }
149     }
150
151     if((signbit((float)PELENG-8192)-signbit((float)PELENG_prev-8192)) != 0)
152     {
153         PELENG_max = 0;
154     }
155
156
157     PELENG_prev = PELENG;

```

Rys. 6.7. Fragment kodu źródłowego (programu nowego autopilota ppk) obliczającego wartości sygnału Obwiedni Pelengu. Źródło: opracowanie własne

Zniwelowanie opóźnień poprawia zdolność układu naprowadzania do reakcji na szybkie zmiany wartości sygnału Pelengu. Dodatkowo, w rozdziale 7 pracy przedstawiono nowy algorytm kierowania, pozwalający na zyskanie przez ppk nowych zdolności. Poważnej zmianie uległa również część programu związana z obsługą automatyki startowej. Algorytm automatyki startowej w dotychczasowej wersji autopilota realizowany był przez układ programowalny typu FPGA (ang. Field Programmable Gate Array), a nie mikrokontroler. W związku z tym powstała konieczność napisania części programu związanego z algorytmem automatyki startowej zupełnie od początku. Oprogramowanie nowego i dotychczasowego autopilota różni się od siebie w znaczący sposób. Oprogramowanie dotychczasowego autopilota realizującego bazowy algorytm kierowania składa się z trzech programów (realizowanych przez dwa mikrokontrolery i jeden układ programowalny) zawierających odpowiednio 4060, 3287 i 404 linijek kodu, czyli łącznie 7751 linijek kodu źródłowego. Oprogramowanie mikrokontrolera nowego autopilota ppk realizującego bazowy algorytm kierowania zawiera natomiast 5805 linijek kodu źródłowego.

Przy wyborze mikrokontrolera dla nowego autopilota kierowano się wieloma czynnikami. Były to między innymi [54, 55]:

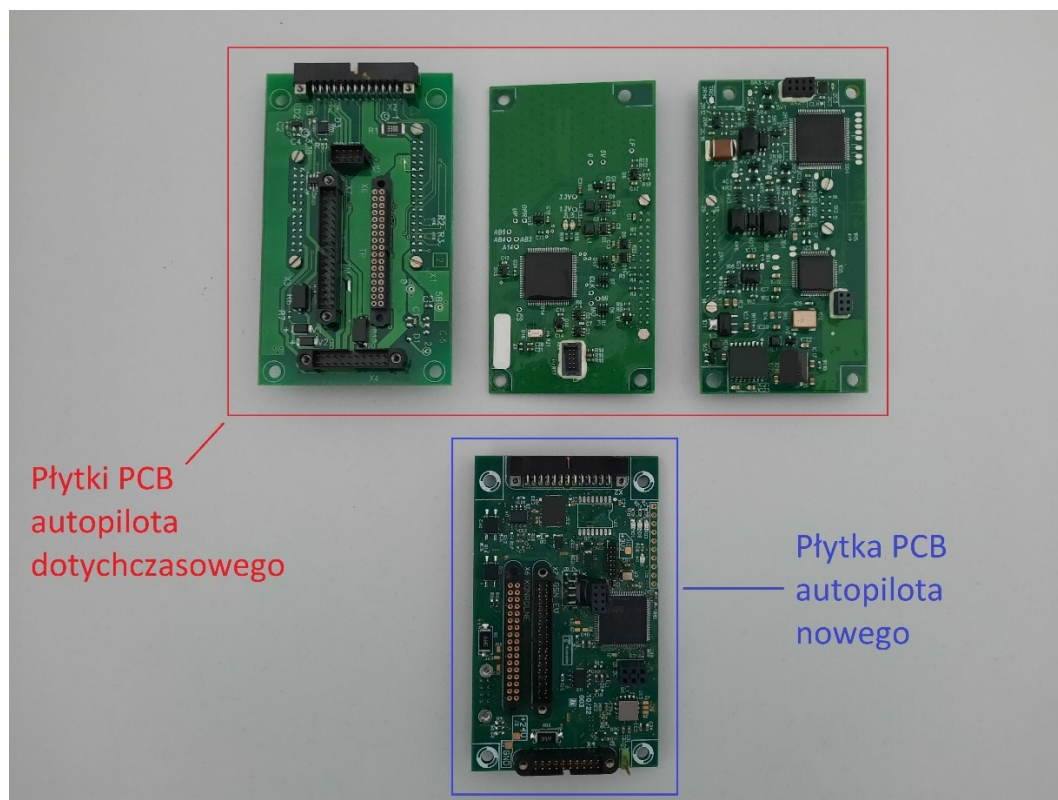
1. Czas cyklu maszynowego – zależny w dużej mierze od częstotliwości taktowania procesora;
2. Długość słowa danych i adresu wewnątrz procesora;
3. Dostępność obsługi sprzętowej operacji zmiennoprzecinkowych (FPU – ang. Floating Point Unit);
4. Rodzaj i liczba dostępnych układów peryferyjnych;
5. Dostępna ilość pamięci wewnętrznej mikrokontrolera;
6. Liczba fizycznych wejść/wyjść mikrokontrolera;
7. Dostępność danego mikrokontrolera na rynku i jego cena.

Wybór odpowiedniego mikrokontrolera był więc procesem złożonym, na który składały się również wstępne testy laboratoryjne przeprowadzone w CRW Telesystem-Mesko. Ostatecznie wybrano komercyjny mikrokontroler STM32F407 wyposażony w rdzeń ARM Cortex-M4 ze sprzętową obsługą operacji zmiennoprzecinkowych (FPU). Przykładowe parametry mikrokontrolera STM32F407 [58]:

1. Maksymalna częstotliwość taktowania procesora – 168 Mhz;
2. Obsługa ochrony pamięci (ang. Memory Protection Unit);
3. Pamięć wewnętrzna FLASH – 1 MB;
4. Pamięć RAM – 128 kB, w tym 64 kB pamięci CCM (ang. Core Coupled Memory);
5. Trzy 12-bitowe przetworniki analogowo-cyfrowe (A/C);
6. Dwa 12-bitowe przetworniki cyfrowo-analogowe (C/A);
7. 16-to kanałowy kontroler DMA (ang. Direct Memory Access);

8. 17 timerów;
9. 82 dostępne porty wejścia/wyjścia (I/O – ang. Input/Output);
10. 15 interfejsów komunikacyjnych, w tym: 3 x I2C, 4 x USART, 2 x UART, 3 x SPI, 2 x CAN oraz SDIO;
11. Napięcie zasilania w zakresie $1,8 \div 3,6$ V;
12. Wewnętrzny oscylator RC mogący służyć jako zapasowe źródło sygnału zegarowego dla procesora;
13. Wejście doprowadzające zewnętrzny sygnał zegarowy do procesora;
14. Obudowa LQFP100.

W projekcie nowego autopilota z istniejących 100 pinów, wyprowadzonych z obudowy mikrokontrolera, wykorzystano 61. Wykorzystano również siedem timerów, dwa interfejsy CAN, trzy interfejsy SPI, dwa interfejsy UART, jeden USART, jeden przetwornik A/C oraz jeden kontroler DMA. Oprogramowanie nowego autopilota używa 3,94 kB pamięci RAM (3,08% dostępnych zasobów), 46,3 kB pamięci FLASH (4,52% dostępnych zasobów) oraz 0 B pamięci CCRAM. Cały program wykonywany jest co 500 μ s, czyli z częstotliwością 2 kHz, a rzeczywisty czas wykonania programu przez procesor wynosi ok. 100 μ s. Wykorzystanie procesora wynosi więc ok. 20%. Po wyborze mikrokontrolera kolejnym krokiem było zaprojektowanie płytki PCB z uwzględnieniem m.in. rozmieszczenia wyprowadzeń interfejsów komunikacyjnych na konkretnych portach I/O. Ze względu na zmniejszenie liczby płytek PCB z 3 do 1, konieczne było również gęstsze ułożenie ścieżek oraz samych elementów elektronicznych na płytce. Na rysunku 6.8 przedstawiono trzy płytki PCB dotychczasowego autopilota (na górze zdjęcia) oraz płytkę nowego autopilota (na dole zdjęcia).



Rys. 6.8. Zdjęcie przedstawiające płytki PCB dotychczasowego i nowego autopilota ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

6.4. Podsumowanie

Zadaniem autopilota ppk jest naprowadzenie pocisku na cel oraz stabilizacja lotu pocisku poprzez wypracowanie odpowiedniej komendy sterującej, realizowanej przez przedział sterowania lotem. Zadanie to autopilot realizuje w oparciu o dane pochodzące z czujników znajdujących się w pocisku. Autopilot ppk wraz z GSN realizuje półautomatyczne samonaprowadzanie pocisku na odbite promieniowanie laserowe. Zadaniem żyroskopu mechanicznego, umieszczonego w przedziale kierowania, jest określenie aktualnego kąta przechylenia pocisku w locie, co jest kluczowe dla wyznaczenia prawidłowej fazy komendy sterującej ppk. Zastosowanie żyroskopu mechanicznego i czujników prędkości kątowych w ppk, umożliwia dodatkowo autonomiczne kierowanie pociskiem. Sterowanie autonomiczne, ze względu na ograniczoną dokładność naprowadzania, pełni w ppk jedynie rolę pomocniczą w początkowej fazie lotu. Oprócz naprowadzania i stabilizacji pocisku, autopilot ppk realizuje również automatykę startową ppk. Zmniejszenie liczby płytek autopilota pozwala na uproszczenie procesu produkcyjnego i obniżenie jego kosztu, a także powiększa dostępną przestrzeń w przedziale kierowania lotem. Nowy autopilot realizuje wszystkie funkcje dotychczas stosowanego autopilota. Opracowanie nowej wersji autopilota stanowi bazę pod zastosowanie nowego algorytmu kierowania ppk i przyszłe modernizacje pocisku. Samo oprogramowanie nowego autopilota posiada również potencjał rozwojowy, gdyż ilość

dotychczas wykorzystanej pamięci oraz czas wykonania programu przez mikrokontroler pozwalają na realizację dodatkowych zadań obliczeniowych.

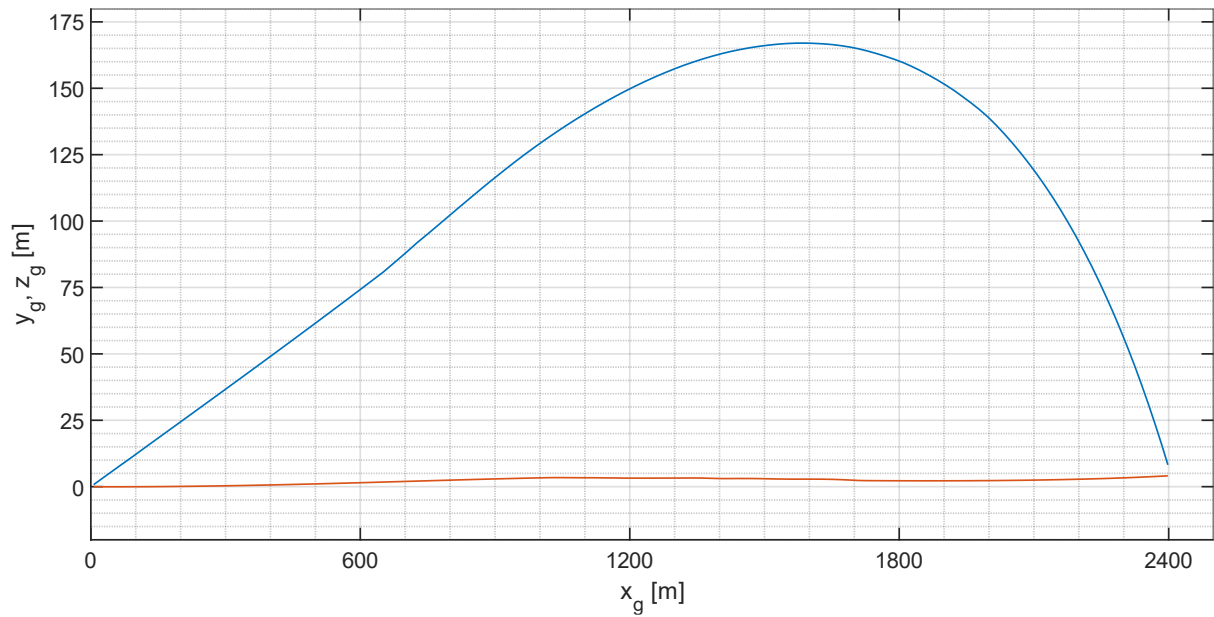
7. OPRACOWANIE NOWEGO ALGORYTMU KIEROWANIA

7.1. Wprowadzenie

Założeniem przyjętym na początku procesu projektowania algorytmu sterującego było uzyskanie możliwie dużego przewyższenia toru lotu, umożliwiającego uderzenie w cel z górnej półsfery. Wyniki prób symulacyjnych, laboratoryjnych oraz poligonowych bazowego algorytmu kierowania, skłoniły autora pracy do podjęcia próby opracowania nowego algorytmu sterującego, pozwalającego na uzyskiwanie mniejszych kątów pochylenia pocisku oraz kątów pochylenia trajektorii lotu w momencie uderzenia w cel.

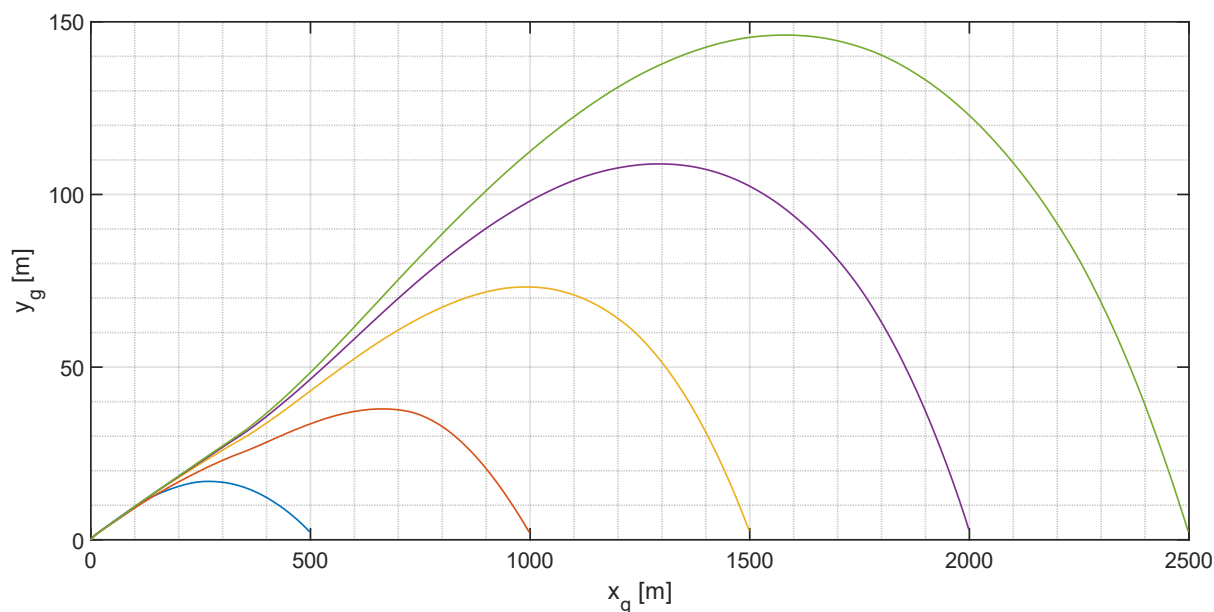
7.2. Opis bazowego algorytmu kierowania

Bazowy algorytm sterowania (kierowania) powstał w ramach prac własnych spółki CRW Telesystem-Mesko. Algorytm bazowy jest punktem odniesienia dla nowego algorytmu. Bazowy algorytm kierowania dzieli lot na 4 fazy. We wszystkich fazach lotu zastosowano sterowanie pochodzące od prędkości śledzenia celu (nawigacja proporcjonalna) oraz sterowanie programowe. W zależności od fazy lotu, udział danego typu sterowania w finalnej komendzie sterującej pociskiem może być różny. Przykładowo, na początku lotu ze względu na małą prędkość kątową linii obserwacji celu, udział sterowania pochodzący od nawigacji proporcjonalnej jest znikomy. Z kolei na końcu lotu, gdy pocisk znajduje się blisko celu, nawigacja proporcjonalna ma najczęściej dominujący udział w sterowaniu. Komenda sterująca wypracowywana jest oddzielnie dla płaszczyzny pionowej i poziomej. W płaszczyźnie poziomej we wszystkich 4 fazach lotu algorytm kierowania wypracowuje komendę mającą na celu utrzymanie prostoliniowego ruchu pocisku do celu stacjonarnego lub skierowanie pocisku na punkt wyprzedzony w przypadku celu ruchomego. W przypadku strzału do celu nieruchomego, wartość komendy w płaszczyźnie poziomej jest pomijalna w stosunku do komendy w płaszczyźnie pionowej, gdyż zadaniem algorytmu jest jedynie korekcja drobnych odchyłeń kierunku lotu pocisku od toru prostoliniowego. Wyjątek stanowi tu końcowa faza lotu, kiedy wartość komendy w obu płaszczyznach może wzrosnąć w wyniku zbliżenia się pocisku do celu i dużej prędkości kątowej linii obserwacji celu. Rysunek 7.1 przedstawia trajektorię lotu pocisku do celu znajdującego się 2400 m od wyrzutni, uzyskaną podczas próby poligonowej.



Rys. 7.1. Trajektoria lotu uzyskana przez radar Dopplera podczas próby poligonowej. Trajektoria w płaszczyźnie pionowej – linia niebieska, trajektoria w płaszczyźnie poziomej – linia czerwona

Lot w płaszczyźnie poziomej odbywał się prawie prostoliniowo, podczas gdy w płaszczyźnie pionowej pocisk wyniesiony został na wysokość 167 m. Zgodnie z oczekiwaniem wartość komendy sterującej pociskiem w płaszczyźnie poziomej była znikoma w porównaniu do komendy w płaszczyźnie pionowej. Z tego względu dalszy opis algorytmu kierowania dotyczyć będzie tylko komendy sterującej w płaszczyźnie pionowej. Na rysunku 7.2 przedstawiono wynik symulacji numerycznych lotu ppk do celu znajdującego się w różnych odległościach od wyrzutni.



Rys. 7.2. Trajektorie lotu pocisku do celu znajdującego się w odległości od 500 do 2500 m z zastosowaniem bazowego algorytmu kierowania – symulacje numeryczne

W płaszczyźnie pionowej algorytm kieruje pociskiem według zadanej trajektorii, wynosząc pocisk na określoną wysokość do góry, a następnie kieruje go w dół do celu. Pierwsza faza lotu trwająca 2 s od momentu wyjścia pocisku z pojemnika transportowo-startowego odpowiada za wprowadzenie pocisku na odpowiedni tor lotu. Czas trwania pierwszej fazy lotu może zostać skrócony, gdy cel znajduje się blisko wyrzutni. W drugiej fazie lotu pocisk sterowany jest przede wszystkim programowo z otwartą pętlą sprzężenia zwrotnego, według wcześniej zadanej funkcji wielomianowej. Brak sprzężenia zwrotnego między uzyskanym torem lotu lub pochyleniem pocisku a wartością zadaną, wynikającą z funkcji wielomianowej, powoduje, że lot ppk jest wrażliwy na zakłócenia zewnętrzne i wewnętrzne, działające na pocisk. Fazy lotu druga, trzecia i czwarta różnią się między sobą głównie zastosowaniem funkcji wielomianowej o innych współczynnikach. Załączenie trzeciej i czwartej fazy lotu następuje w wyniku przekroczenia odpowiednio dwóch ustalonych progów energii sygnału optycznego odbieranego przez fotodetektor GSN. Odległość od celu określana jest w tym przypadku pośrednio, na podstawie poziomu mocy sygnału optycznego. Moc sygnału optycznego docierającego do GSN jest natomiast uzależniona m.in. od aktualnej wartości współczynnika tłumienia atmosfery, współczynnika odbicia promieniowania od powierzchni celu, kąta nachylenia powierzchni odbijającej w stosunku do padającego promieniowania, odległości między stanowiskiem startowo-celowniczym a celem itp. W związku z powyższym w praktyce nie jest możliwe dokładne powiązanie energii sygnału optycznego z odległością od celu dla zmiennych warunków panujących na polu walki. W nowym algorytmie moment przełączenia faz lotu został uniezależniony od energii sygnału optycznego, odbieranego przez GSN.

7.3. Nowy algorytm kierowania

7.3.1. Założenia algorytmu

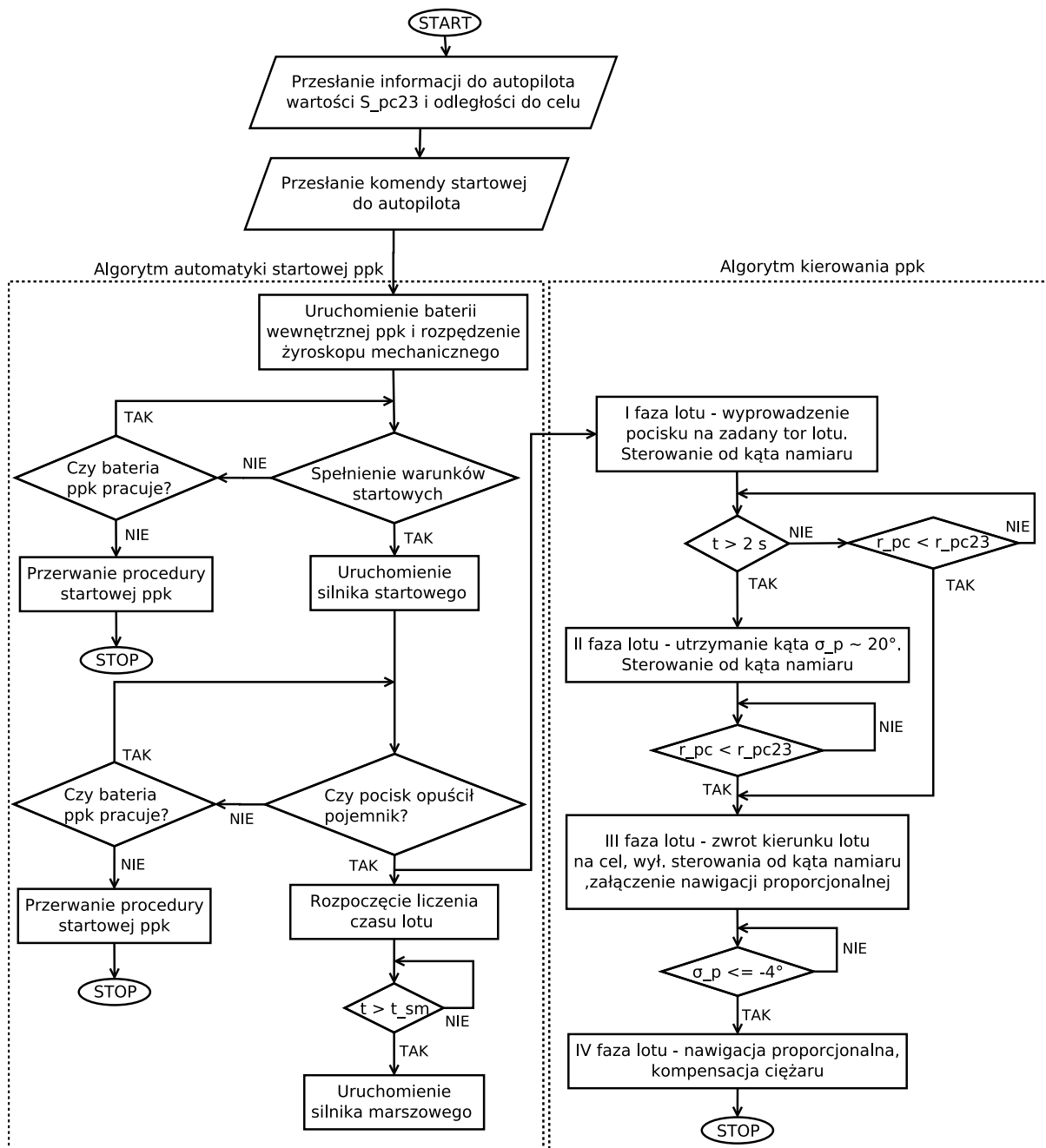
Powodem do opracowania nowego algorytmu kierowania było zwiększenie zdolności ppk do ataku celu z górnej półsfery oraz wyeliminowanie wad bazowego algorytmu. Głównymi założeniami przyjętymi przy opracowaniu nowego algorytmu kierowania ppk były:

1. Zwiększenie zdolności ppk do uderzenia w cel z górnej półsfery;
2. Redukcja wpływu zakłóceń wewnętrznych i zewnętrznych na tor lotu ppk;
3. Uniezależnienie czasu przełączenia faz lotu od poziomu mocy sygnału optycznego, odbieranego przez GSN.

Zwiększenie zdolności ppk do uderzenia w cel z górnej półsfery może być zrealizowane poprzez wyprowadzenie pocisku na większą wysokość. Wysokości lotu możliwe do osiągnięcia przez ppk zależne są od odległości do celu. Im ta odległość jest większa, tym pocisk ma więcej czasu na wzniesienie się i przez to może osiągać większe wysokości lotu. Większa wysokość lotu przekłada się z kolei na mniejszy możliwy do uzyskania kąt pochylenia pocisku i kąt pochylenia trajektorii lotu w momencie uderzenia w cel. Prowadzi to do konkluzji, że im większa jest odległość od celu, tym mniejszy jest możliwy do uzyskania kąt pochylenia pocisku i trajektorii lotu przy uderzeniu w cel. Wzniesienie pocisku na dużą wysokość oznacza, że pocisk w początkowej fazie lotu powinien zostać skierowany pod dużym kątem do góry. Wielkość możliwych do uzyskania kątów pochylenia i namiaru pocisku w dużej mierze ograniczona jest przez konstrukcję GSN ppk. Ze względu na konstrukcję owiewki oraz koordynatora głowicy samonaprowadzającej, następuje zmniejszenie ilości docierającego promieniowania do fotodetektora wraz ze zwiększaniem kąta namiaru (co zostało szerzej opisane w rozdziale 3). Z tego powodu przyjęto, że kąt namiaru podczas fazy wznoszenia ppk powinien wynosić ok. 20° i nigdy nie powinien przekraczać 25° . W pocisku kąt namiaru określany jest z wykorzystaniem sygnału Pelengu, pochodzącego z GSN. Należy zaznaczyć jednak, że amplituda sygnału Pelengu jest wprost proporcjonalna do miary kąta zawartego między osią żyroskopu śledzącego a osią podłużną pocisku. W związku z tym wierzchołek w ten sposób wyznaczonego kąta znajduje się w środku obrotu (fizycznie jest nim przegub Cardana) żyroskopu śledzącego, natomiast wierzchołek kąta namiaru znajduje się w środku masy pocisku. Odległość między środkiem masy pocisku a środkiem obrotu żyroskopu śledzącego jest jednak niewielka w porównaniu do odległości między pociskiem a celem, zwłaszcza w początkowych fazach lotu. W związku z powyższym w dalszych rozważaniach zakładamy, że kąt namiaru pocisku jest równy amplitudzie sygnału Pelengu. Kolejnym ograniczeniem możliwych do uzyskania kątów uderzenia pocisku w cel jest sama manewrowość pocisku. Manewrowość pocisku jest uzależniona m.in. od kształtu płatowca, parametrów geometryczno-masowych pocisku, prędkości lotu, parametrów atmosfery itp. Są to czynniki, które muszą być brane pod uwagę podczas procesu projektowania nowego algorytmu.

7.3.2. Opis algorytmu

Nowy algorytm kierowania dzieli lot na cztery fazy, podobnie jak to ma miejsce w bazowym algorytmie. Pierwsza faza lotu trwa 2 s i odpowiada za szybkie skierowanie lotu pocisku w górę. Czas trwania pierwszej fazy lotu może zostać skrócony, gdy cel znajduje się w odległości mniejszej niż 1100 m od wyrzutni. W tym przypadku następuje przełączenie fazy lotu z pierwszej na trzecią, z pominięciem fazy drugiej. Druga faza lotu odpowiada za prowadzenie pocisku po takiej trajektorii, która zapewnia utrzymanie kąta namiaru na poziomie ok. 20° . Trzecia faza lotu odpowiada za szybkie zwrócenie kierunku lotu pocisku bezpośrednio na cel. Czwarta, ostatnia faza lotu odpowiada za utrzymanie lotu pocisku w kierunku celu. Na rysunku 7.3 przedstawiono uproszczony schemat blokowy nowego algorytmu kierowania i automatyki startowej ppk. Na rysunku przedstawiono następujące oznaczenia: t – czas lotu, t_{sm} – moment załączenia silnika marszowego, r_{pc} – odległość między pociskiem a celem w linii prostej, r_{pc23} – odległość graniczna między pociskiem a celem, σ_p – wartość składowej pionowej kąta namiaru. Gdy pocisk w trakcie trwania lotu znajduje się w odległości mniejszej od wartości r_{pc23} , następuje przełączenie fazy lotu z drugiej na trzecią. Wartość r_{pc23} wyznaczana jest oddzielnie dla różnych odległości strzału i warunków lotu, jeszcze przed oddaniem strzału. Przed startem pocisku wartość ta jest przesyłana z mechanizmu startowego do autopilota ppk i zapisywana w pamięci wewnętrznej autopilota.



Rys. 7.3. Uproszczony schemat blokowy nowego algorytmu kierowania i automatyki startowej ppk.

Źródło: opracowanie własne

Za doprowadzenie kąta namiaru pocisku do wartości zadanej w pierwszej i drugiej fazie lotu odpowiada regulator proporcjonalny. Zadaniem regulatora jest minimalizacja uchybu regulacji, czyli różnicy między wartością zadaną a wartością zmierzoną. Zależność (7.1) opisująca uchyb układu regulacji:

$$\varepsilon = \sigma_{pn} - \sigma_p, \quad (7.1)$$

gdzie:

ε – uchyb układu regulacji,

σ_{pn} – wartość zadana składowej pionowej kąta namiaru w stopniach,

σ_p – wartość zmierzona składowej pionowej kąta namiaru w stopniach.

Regulator proporcjonalny wytwarza sygnał sterujący, proporcjonalny do aktualnej wartości uchybu. Wartość amplitudy komendy sterującej w płaszczyźnie pionowej dla pierwszej fazy lotu wynosi:

$$KOM_Y = k_1(\sigma_{pn} - \sigma_p), \quad (7.2)$$

gdzie:

k_1 – współczynnik wzmocnienia członu proporcjonalnego regulatora.

Wartość współczynnika σ_{pn} wynosi 20° . Wartość współczynnika wzmocnienia k_1 zmienia się w czasie trwania lotu ppk. W trzeciej fazie lotu amplituda komendy przedstawia się następująco:

$$KOM_Y = k_{GSN} R_Y + k_2, \quad (7.3)$$

gdzie:

R_Y – prędkość śledzenia celu w płaszczyźnie pionowej,

k_{GSN} – współczynnik wzmocnienia sterowania od prędkości śledzenia celu,

k_2 – wartość stała. W trzeciej fazie lotu $k_2 = -20$.

Zadaniem wartości stałej k_2 w trzeciej fazie lotu jest szybkie sprowadzenie kąta σ_Y , będącego składową kąta wyprzedzenia w płaszczyźnie pochylenia Θ , do wartości bliskiej zeru. Minimalizacja kąta wyprzedzenia powoduje lot pocisku w kierunku celu. Badania symulacyjne wykazały, że wartość kąta wyprzedzenia pod koniec trzeciej fazy lotu maleje do wartości bliskiej zeru, gdy kąt namiaru osiąga wartość -4° (podrozdział 8.2). W związku z tym w nowym algorytmie kierowania wprowadzono warunek przełączenia fazy lotu z trzeciej na czwartą w momencie, gdy wartość składowej pionowej kąta namiaru spełnia warunek $\sigma_p \leq -4^\circ$. W rezultacie wektor prędkości pocisku rozpoczynającego czwartą fazę lotu jest już skierowany na cel. Finalna komenda sterująca U , przesyłana do przedziału sterowania lotem ppk, obliczana jest na podstawie zależności:

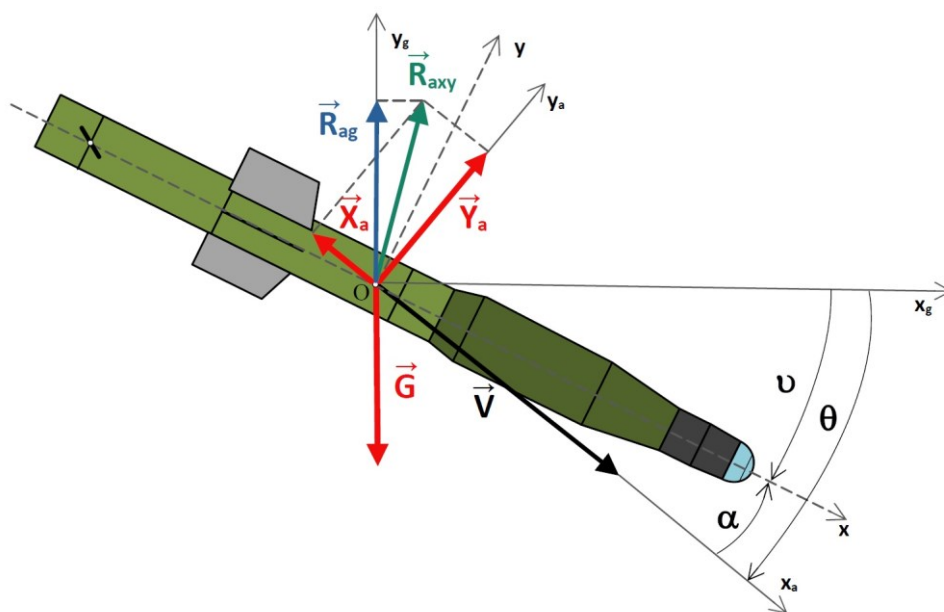
$$U = KOM_Y * \cos(\gamma) + KOM_Z * \sin(\gamma), \quad (7.4)$$

gdzie:

KOM_Y - wartość amplitudy komendy w płaszczyźnie pionowej,

KOM_Z - wartość amplitudy komendy w płaszczyźnie poziomej.

W czwartej fazie lotu zależność opisująca amplitudę komendy jest taka sama jak w fazie trzeciej, z tą jednak różnicą, że zmienia się wartość współczynnika k_2 . Zadaniem współczynnika k_2 w fazie czwartej jest kompensacja ciężaru pocisku. Ciężar pocisku po wypaleniu paliwa w silniku marszowym jest znany. Znany jest również przewidywany kąt pochylenia trajektorii lotu oraz prędkość pocisku. Pozwala to na wyznaczenie wartości współczynnika k_2 dla każdej odległości strzału. Na rysunku 7.4 przedstawiono siły działające na pocisk w płaszczyźnie pionowej.



Rys. 7.4. Schemat sił działających na pocisk w płaszczyźnie pionowej w ostatniej fazie lotu. Źródło: opracowanie własne

Rozważając sytuację idealną, w celu zapewnienia kompensacji ciężaru pocisku należy doprowadzić do sytuacji, w której wartość rzutu wektora wypadkowej siły aerodynamicznej na oś pionową y_g jest równa ciężarowi pocisku ($R_{ag} = G$). Wartość wektora $\vec{R}_{ag}$ można wyznaczyć z następującej zależności:

$$R_{ag} = Y_a \cdot \cos(\theta) - X_a \cdot \sin(\theta). \quad (7.5)$$

W praktyce wartość R_{ag} , wynikająca z zastosowania samej kompensacji ciężaru pocisku, nie musi być idealnie równa ciężarowi pocisku, gdyż za dokładne doprowadzenie pocisku do celu odpowiada metoda proporcjonalnej nawigacji.

W związku z występowaniem znacznych zmian wartości amplitudy komendy sterującej KOM_Y , podczas zmian faz lotu z drugiej na trzecią oraz z trzeciej na czwartą, wprowadzono liniową zmianę współczynnika komendy sterującej podczas przejść między tymi fazami.

Czas trwania zmiany wynosi 500 ms, a wartość amplitudy komendy sterującej obliczana jest według zależności (7.6):

$$KOM_Y = (1 - k_{500}) * KOM_{YP} + k_{500} * KOM_{YA}, \quad (7.6)$$

gdzie:

KOM_{YP} – wartość amplitudy komendy w płaszczyźnie pionowej, obliczona według algorytmu kierowania z poprzedniej fazy lotu;

KOM_{YA} – wartość amplitudy komendy w płaszczyźnie pionowej, obliczona według algorytmu kierowania aktualnej fazy lotu;

k_{500} – współczynnik udziału komend składowych w komendzie KOM_Y .

Wartość współczynnika k_{500} , opisana zależnością (7.7), zmienia się liniowo w zakresie od 0 do 1 w ciągu 500 ms. Zmiana wartości współczynnika rozpoczyna się w momencie przełączenia fazy lotu z drugiej na trzecią oraz z trzeciej na czwartą. Wartość współczynnika $k_{500}(t)$ w żadnym momencie nie przyjmuje wartości ujemnej, gdyż w czasie jego stosowania w algorytmie zawsze spełniona jest nierówność $t \geq t_f$. Wartość współczynnika $k_{500}(t)$ wynosi:

$$k_{500}(t) = \begin{cases} 2 * (t - t_f), & t < t_f + 0.5 \text{ s} \\ 1, & t \geq t_f + 0.5 \text{ s} \end{cases} \quad (7.7)$$

gdzie:

t – aktualny czas lotu pocisku w sekundach,

t_f – czas przełączenia fazy lotu z drugiej na trzecią lub z trzeciej na czwartą.

Punkt przełączenia fazy lotu z drugiej na trzecią jest kluczowy dla doprowadzenia pocisku do celu. W dalszych rozważaniach punkt przełączenia fazy lotu rozumiany jest jako odległość w linii prostej między pociskiem a celem, w której następuje zmiana fazy lotu. W momencie gdy odległość między pociskiem a celem zmaleje poniżej określonej wartości, następuje automatyczne przełączenie fazy lotu z drugiej na trzecią. Jeśli przełączenie wystąpi zbyt daleko od celu, wtedy pocisk trafi w cel, ale pod większym kątem pochylenia niż zakładany, jeśli natomiast przełączenie wystąpi za blisko celu, wtedy pocisk przeleci nad celem. Najważniejszym czynnikiem mającym wpływ na położenie punktu przełączenia jest odległość od celu. Z tego względu istnieje konieczność określenia odległości między wyrzutnią a samym celem.

Podstawowa metoda określenia odległości między wyrzutnią a celem polega na wykorzystaniu dalmierza laserowego. Dalmierz laserowy, stanowiący integralną część LPC oraz CLU-P, pozwala na pomiar odległości z dokładnością ± 5 m. Dane o odległości do celu mogą zostać przesłane i zapisane przed startem w pamięci autopilota ppk. Istniejąca już

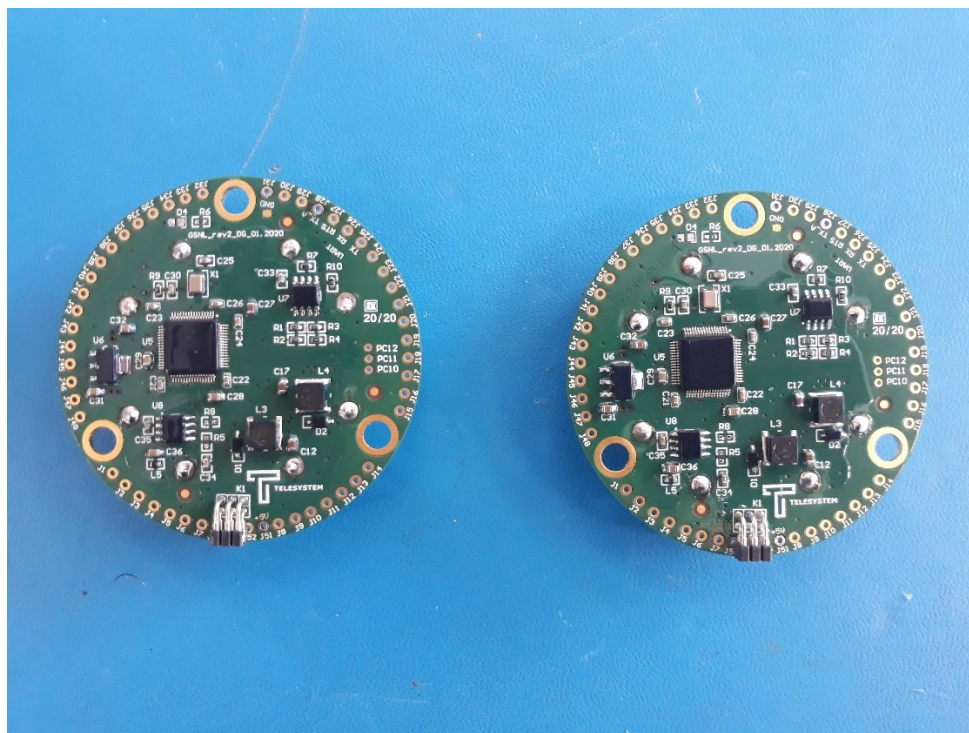
magistrala komunikacyjna, łącząca ppk z mechanizmem startowym, może zostać wykorzystana do przesłania informacji o odległości strzału do autopilota. Jednakże w sytuacji gdy wyrzutnia oraz podświetlacz celu znajdują się fizycznie w różnych miejscach, określenie odległości między wyrzutnią a celem oraz przekazanie tej informacji do pocisku staje się problematyczne. Alternatywnie, możliwe jest wyznaczenie odległości do celu na podstawie sygnałów pochodzących z czujników wewnętrznych pocisku w trakcie trwania lotu ppk. Taki sposób oznacza jednak, że odległość strzału będzie określona dopiero w trakcie trwania lotu ppk. Ponadto dokładność wyznaczenia odległości jest wtedy bezpośrednio uzależniona od dokładności pomiarowej samych czujników znajdujących się w pocisku oraz zgodności przewidywanych parametrów lotu z parametrami rzeczywistymi. Dokładność określenia odległości strzału w oparciu o dane pochodzące z czujników wewnętrznych pocisku jest niższa niż w przypadku pomiaru dokonanego z wykorzystaniem dalmierza laserowego. Wykorzystanie dalmierza laserowego jest więc metodą preferowaną, zwłaszcza na etapie badań poligonowych. Określenie odległości strzału determinuje z kolei przewidywaną trajektorię lotu pocisku. Mniej znaczący wpływ na trajektorię lotu mają inne czynniki, takie jak: temperatura powietrza, prędkość i kierunek wiatru. Określenie chwilowego położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu jest kluczowe dla poprawnego wyznaczenia punktu przełączenia faz lotu.

7.4. Metody wyznaczania położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu

Metoda określenia odległości między pociskiem a celem, stosowana w bazowym algorytmie, opierała się o analizę mocy optycznej sygnału docierającego do fotodetektora GSN. Nie jest to jednak metoda dokładna. Przeprowadzone próby poligonowe wykazały, że punkt przełączenia określony na jej podstawie, różnił się w kolejnych próbach nawet o 150 m, przy strzelaniu do tarcz o niemal identycznych współczynnikach odbicia. Różnica ta wzrosłaby jeszcze bardziej w przypadku strzałów do rzeczywistych pojazdów, których pancerze mają różne kształty i współczynniki odbicia. Z tego powodu metoda ta nie jest stosowana w nowym algorytmie kierowania. Możliwe jest także określenie położenia pocisku w funkcji czasu na podstawie symulacji numerycznych. To rozwiązanie posiada jednak założenie, że czas dolotu pocisku do założonego punktu w przestrzeni będzie zgodny z wynikami symulacji. Pomimo że dotychczasowe analizy porównawcze wykazały wysoki stopień zgodności między wynikami badań symulacyjnych i prób poligonowych, należy zwrócić uwagę na szereg zmiennych mających wpływ na czas lotu pocisku do celu. Są to m.in. wiatr, sam ruch celu, różnice powstające na etapie produkcji silników raketowych, temperatura silnika raketowego, temperatura i gęstość atmosfery itp. Istotną zmienną jest gęstość atmosfery, gdyż w zakresie temperatur $-40 \div 50 \text{ }^{\circ}\text{C}$ zmienia się ona w przedziale ok. $1,09 \div 1,52 \text{ kg/m}^3$. Gęstość atmosfery ma bezpośredni wpływ na ciśnienie dynamiczne działające na pocisk w locie, co z kolei determinuje wielkość przyspieszeń liniowych i kątowych pocisku. Im wyższa gęstość atmosfery, tym większa jest siła oporu aerodynamicznego hamującego pocisk oraz większa manewrowość pocisku. Wysoka manewrowość pocisku jest szczególnie istotna w trzeciej fazie

lotu, gdzie wymagana jest możliwie najszybsza zmiana kierunku lotu pocisku (minimalizacja kąta wyprzedzenia). Metoda wyznaczenia położenia opierająca się o wyniki symulacji numerycznych lotu i wcześniejsze próby poligonowe ppk jest prosta w implementacji i może być traktowana jako metoda pomocnicza.

W ramach poszukiwań innych metod wyznaczenia położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu, autor pracy przeprowadził badania symulacyjne z wykorzystaniem dotychczas uzyskanych wyników badań poligonowych. Pomimo że w dotychczasowych próbach poligonowych pocisk nie był jeszcze kierowany według nowego algorytmu, zaprezentowanego w niniejszej pracy, to uzyskane podczas prób poligonowych dane pozwoliły na wstępną weryfikację użyteczności wybranych metod wyznaczenia położenia ppk. W niniejszej rozprawie, oprócz wcześniej wspomnianych, autor sprawdził jeszcze dwie metody. Obie zakładają wykorzystanie danych pochodzących z czujników typu MEMS. Pierwsza metoda wykorzystuje czujniki prędkości kątowych oraz przyspieszeń typu MEMS, druga wykorzystuje jedynie czujniki prędkości kątowych. Pocisk oprócz czujników prędkości kątowych wyposażony jest w czujnik przyspieszeń, pozwalający na pomiar wartości przyspieszenia pocisku wzdłuż jego osi podłużnej. W ramach prac badawczych autor opracował pomiarowy moduł inercyjny (ang. Inertial Measurement Unit, IMU), zawierający czujniki przyspieszeń liniowych i prędkości kątowych, pozwalający na dokonanie pomiarów wzdłuż trzech osi układu związanego z pociskiem $Oxyz$ (rys. 7.5). W ramach prac projektowych nad IMU autor zaprojektował układ elektroniczny, płytę drukowaną PCB oraz opracował oprogramowanie mikrokontrolera sterującego modulem. Moduły umieszczono w blokach elektroniki głowic samonaprowadzających ppk.



Rys. 7.5. Zdjęcie dwóch płytek IMU zastosowanych w ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

W bazowym algorytmie kierowania dane pochodzące z czujników umieszczonych w IMU nie były wykorzystywane. Dane pochodzące z czujników były natomiast zapisywane na potrzeby późniejszych analiz.

7.4.1. Opis metody pierwszej

Na czujnik przyśpieszeń działają dwie siły: siła bezwładności oraz siła przyciągania ziemskiego. Badania symulacyjne i poligonowe wykazały, że główny kierunek działania przeciążeń znajduje się najczęściej wzdłuż osi podłużnej pocisku. Dzieje się tak zwłaszcza w fazie aktywnego działania silników: startowego oraz marszowego, których wektor ciągu skierowany jest wzdłuż osi podłużnej pocisku. Po wypaleniu paliwa rakietowego pocisk przemieszcza się lotem ślizgowym. Wartość przeciążeń poprzecznych jest najmniejsza, gdy wychylenie sterów jest zerowe, wzrasta natomiast wraz ze zwiększaniem amplitudy komendy sterującej. W niniejszej metodzie przeciążenia rejestrowane są za pomocą trzech czujników przyśpieszeń liniowych, których osie ustawione są ortogonalnie względem siebie. Osie czujników skierowane są zgodnie z kierunkami osi układu związanego z pociskiem $Oxyz$. Przyśpieszenia mierzone wzdłuż osi x , y i z , układu związanego z pociskiem, oznaczono odpowiednio a_x , a_y , a_z . Rzut przyśpieszeń występujących w płaszczyźnie Oyz na płaszczyznę pionową Ox_gy_g układu współrzędnych związanego z Ziemią opisany jest zależnością:

$$a_{xy} = a_y \cdot \cos(\gamma) - a_z \cdot \sin(\gamma). \quad (7.8)$$

Przyśpieszenie środka masy pocisku wzdłuż osi poziomej układu związanego z Ziemią wyznaczono według zależności:

$$a_{xg} = a_x \cdot \cos(v) - a_{xy} \cdot \sin(v). \quad (7.9)$$

Po podstawieniu równania (7.8) do równania (7.9) otrzymujemy zależność:

$$a_{xg} = a_x \cdot \cos(v) - (a_y \cdot \cos(\gamma) - a_z \cdot \sin(\gamma)) \cdot \sin(v). \quad (7.10)$$

Przyśpieszenie środka masy pocisku wzdłuż osi pionowej układu związanego z Ziemią wyznaczono według zależności:

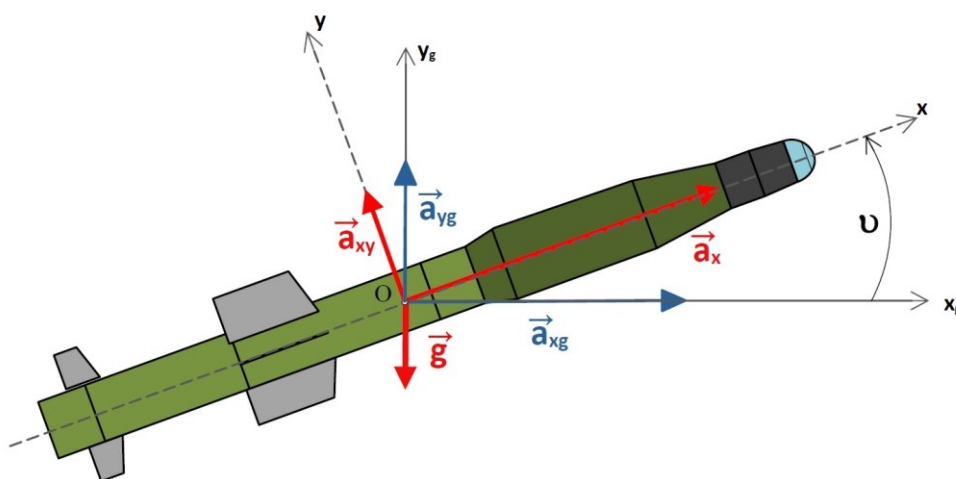
$$a_{yg} = a_x \cdot \sin(v) + (a_y \cdot \cos(\gamma) - a_x \cdot \sin(\gamma)) \cdot \cos(v) - g, \quad (7.11)$$

gdzie:

g – wartość przyśpieszenia ziemskiego,

γ – kąt przechylenia pocisku wyznaczany w locie przez żyroskop mechaniczny.

Kąt pochylenia pocisku v wyznaczany jest na podstawie odczytów z czujników prędkości kątowych typu MEMS. Interpretację geometryczną równań (7.10) i (7.11) przedstawiono na rysunku 7.6.



Rys. 7.6. Składowe przyśpieszenia środka masy pocisku w locie w płaszczyźnie pionowej. Źródło: opracowanie własne

Składowe prędkości środka masy pocisku wzdłuż osi x_g i y_g , opisane są zależnościami (7.12) i (7.13).

$$V_{xg}(t) = \int_0^t a_{xg}(t) dt \quad (7.12)$$

$$V_{yg}(t) = \int_0^t a_{yg}(t) dt \quad (7.13)$$

Prędkość środka masy pocisku wyznaczono z równania (7.14).

$$V(t) = \sqrt{V_{xg}^2 + V_{yg}^2} \quad (7.14)$$

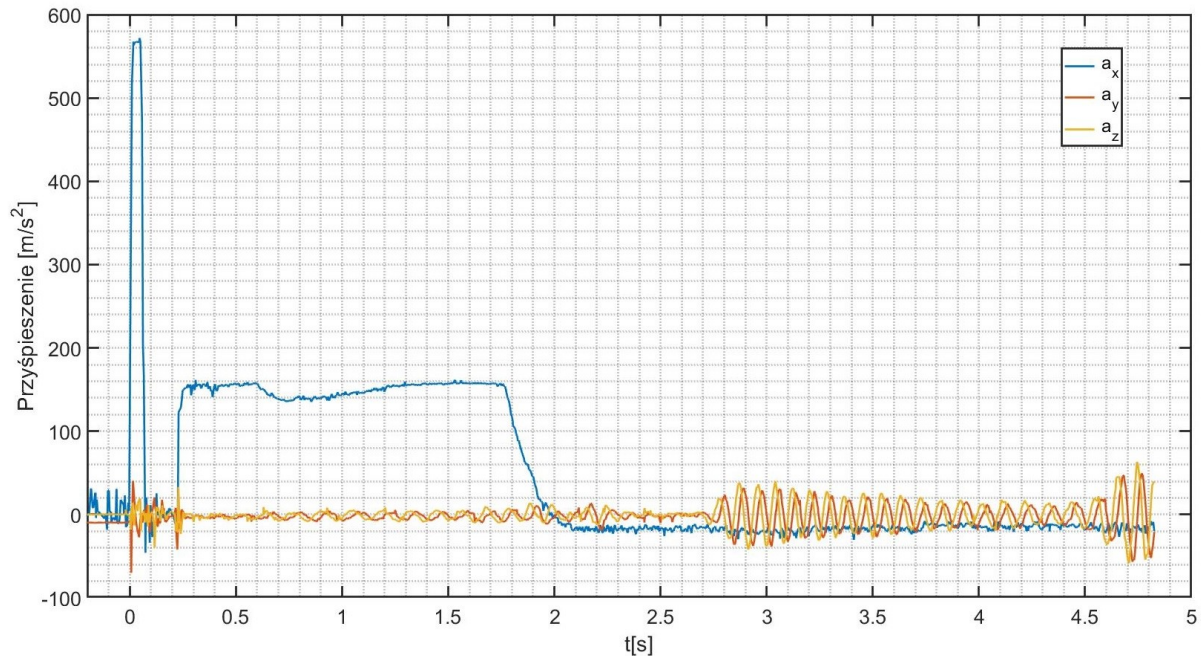
W równaniu (7.14) nie uwzględniono prędkości wzdłuż osi z_g , gdyż prędkość ta w przypadku lotu ppk jest nieznaczna w porównaniu do prędkości wzdłuż dwóch pozostałych osi. Położenie pocisku na płaszczyźnie $O_0x_gy_g$ wyznaczono z zależności (7.15) i (7.16).

$$x_p(t) = \int_0^t V_{xg}(t) dt \quad (7.15)$$

$$y_p(t) = \int_0^t V_{yg}(t) dt \quad (7.16)$$

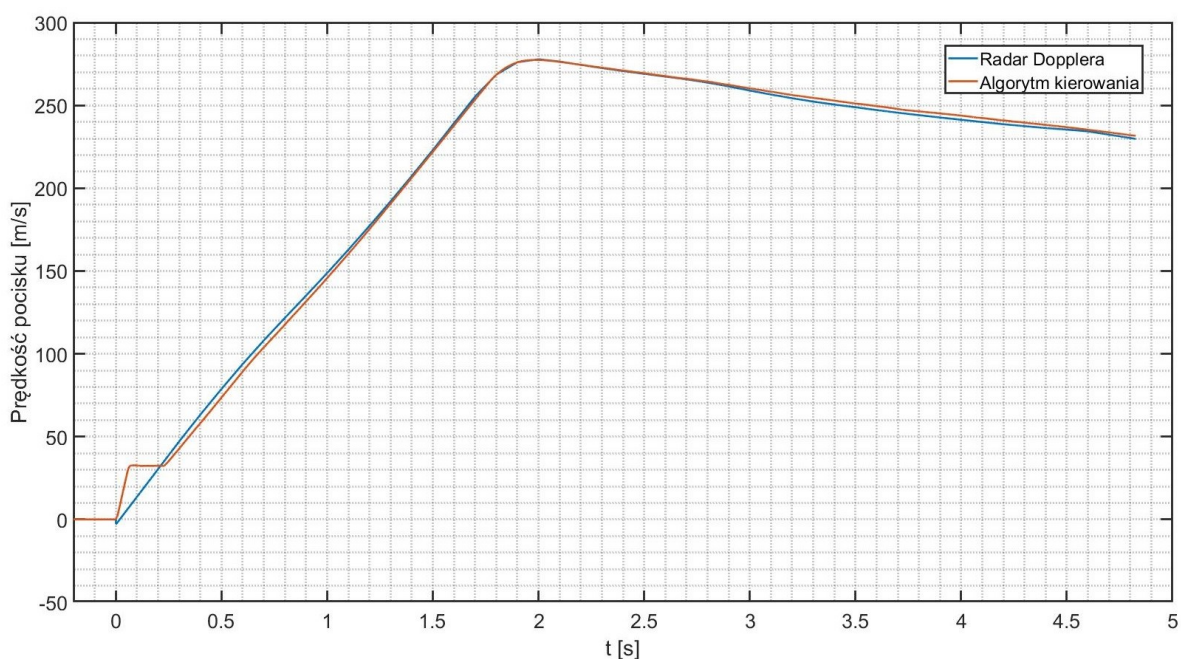
7.4.2. Symulacja metody pierwszej w oparciu o dotychczasowe próby poligonowe

Badania symulacyjne pierwszej metody przeprowadzono w oparciu o dane zebrane podczas próby poligonowej, która odbyła się w maju 2021 r. Odległość strzału wynosiła 1000 m. Za pomocą czujników przyspieszeń liniowych dokonano pomiaru w trakcie trwania lotu i na chwilę przed startem pocisku, co przedstawiono na rysunku 7.7.

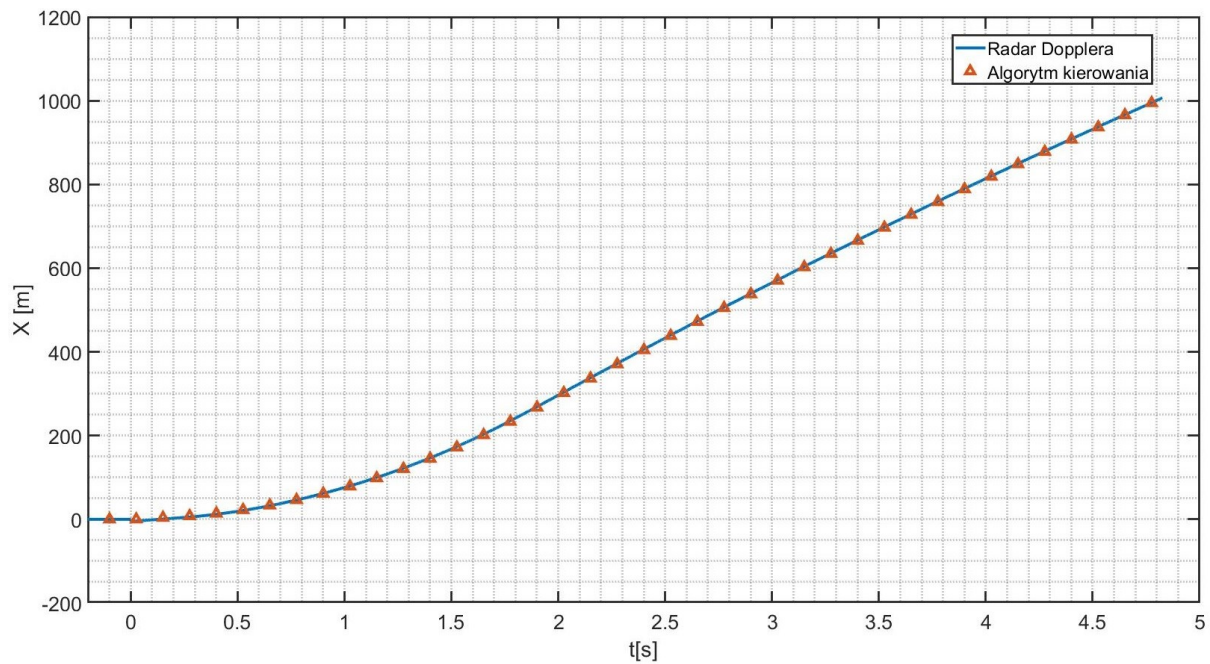


Rys. 7.7. Wykres zmierzonego przeciążenia działającego na pocisk w locie podczas próby poligonowej

Największe przeciążenie wzdłuż osi podłużnej pocisku zarejestrowano podczas działania silnika startowego ppk. Było ono jednak krótkotrwałe (ok. 50 ms). Fragment przebiegu, w którym przyspieszenie wynosi ok. 160 m/s^2 , odpowiada czasowi działania silnika marszowego. Po zakończeniu działania silnika marszowego przeciążenie wzdłuż osi podłużnej staje się ujemne, co odpowiada części lotu, w której pocisk hamuje pod wpływem działania sił oporu aerodynamicznego. Przyspieszenia wzdłuż osi poprzecznych pocisku mają charakter przemienny, quasi-sinusoidalny, co jest bezpośrednio związane z obrotami pocisku wokół osi podłużnej. Ze względu na umiejscowienie modułu inercyjnego w pewnej odległości od środka masy pocisku, konieczne było uwzględnienie udziału przyspieszeń kątowych pocisku w pomiarze przyspieszeń liniowych wzdłuż jego osi poprzecznych. Znaczny wzrost wartości przeciążeń wzdłuż osi y i z - po 2,8 s lotu - związany jest ze zwiększeniem amplitudy komendy sterującej w tej części lotu. Na podstawie uzyskanych danych i w oparciu o zależności (7.8) ÷ (7.16) obliczono prędkość pocisku w funkcji czasu (rys. 7.8) oraz położenie pocisku na osi O_0x_g w funkcji czasu (rys. 7.9).



Rys. 7.8. Wykres przedstawiający prędkość pocisku zmierzoną przez radar Dopplera – linia czerwona oraz prędkość obliczoną przez algorytm kierowania – linia niebieska



Rys. 7.9. Wykres przedstawiający położenie pocisku (wzdłuż osi O_0x_g) zmierzone przez radar Dopplera oraz obliczone przez algorytm kierowania

Uzyskane wyniki potwierdzają możliwość wyznaczenia położenia pocisku w czasie, wzdłuż osi O_0x_g , na podstawie danych uzyskanych z wewnętrznych czujników ppk. Znając kształt trajektorii lotu pocisku możliwe jest również obliczenie chwilowej odległości pocisku od celu. Obliczenia te wykonywane przez algorytm kierowania autopilota w czasie trwania lotu pocisku mogą następnie zostać wykorzystane do precyzyjnego określenia momentu załączenia trzeciej fazy lotu. Metoda ta ma jednak zasadniczą wadę, polegającą na braku możliwości określenia odległości pocisk-cel w przypadku ruchu samego celu. Wady tej nie ma druga z opisanych metod.

7.4.3. Opis metody drugiej

Istotą tej metody jest określenie kąta linii obserwacji celu σ przez algorytm kierowania pocisku. Obliczenie tego kąta możliwe jest w trakcie trwania lotu pocisku, dzięki wykorzystaniu danych pochodzących m.in. z czujników prędkości kątowych typu MEMS oraz kąta namiaru wyznaczanego na podstawie danych pochodzących z głowicy samonaprowadzającej. Kąt linii obserwacji celu jest różnicą kąta namiaru i kąta pochylenia korpusu pocisku, określonego na podstawie danych pochodzących z czujników prędkości kątowych (równanie 7.17).

$$\sigma_{gsn} = \sigma_p - \nu \quad (7.17)$$

Kąt linii obserwacji celu można również wyznaczyć w normalnym układzie współrzędnych związanym z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$, na podstawie znanego położenia pocisku i celu, według zależności (7.18). Podstawowym źródłem informacji o położeniu ppk w locie na poligonie jest radar Dopplera, źródłem pomocniczym może być obraz z kamer. Kąt linii obserwacji celu można więc wyznaczyć na podstawie danych pochodzących spoza pocisku, według zależności:

$$\sigma_{dopp} = \text{atan} \left(\frac{y_p - y_c}{x_c - x_p} \right), \quad (7.18)$$

gdzie:

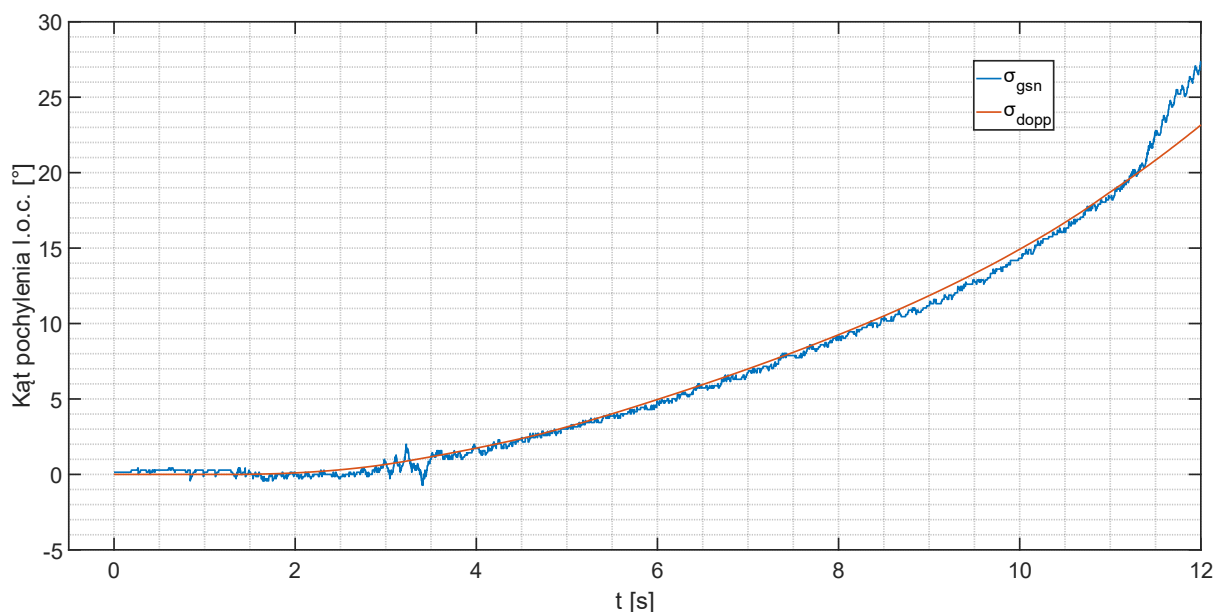
x_c, y_c – położenie celu na płaszczyźnie $O_0x_gy_g$,

x_p, y_p – położenie pocisku na płaszczyźnie $O_0x_gy_g$.

W sytuacji idealnej, przy zaniedbaniu rzeczywistych błędów pomiarowych, zachodzi równość: $\sigma = \sigma_{gsn} = \sigma_{dopp}$. Znajomość kąta linii obserwacji celu pozwala z kolei na określenie aktualnego położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu.

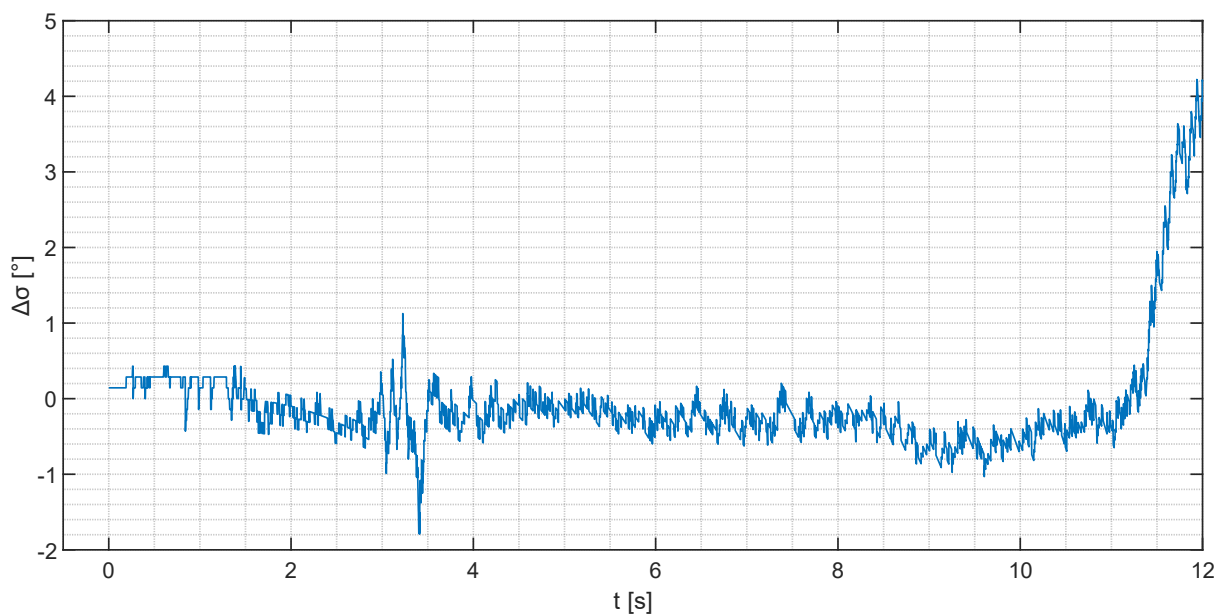
7.4.4. Symulacja metody drugiej w oparciu o dotychczasowe próby poligonowe

Położenie celu podczas dotychczasowych badań poligonowych było stałe, natomiast chwilowe położenie pocisku w locie wyznaczone zostało na podstawie odczytów z radaru Dopplera. Pozwoliło to na porównanie wartości kąta σ_{gsn} , obliczonego na podstawie odczytów z wewnętrznych czujników pocisku (zależność 7.17), z wartością kąta σ_{dopp} , obliczoną na podstawie odczytów z radaru Dopplera (zależność 7.18). Na rysunku 7.10 przedstawiono wyniki tego porównania uzyskane na podstawie danych z próby poligonowej. Odległość strzału wynosiła 2400 m.



Rys. 7.10. Przebieg kąta pochylenia linii obserwacji celu w czasie trwania lotu ppk, wyznaczony na podstawie danych z czujników wewnętrznych pocisku – linia niebieska oraz radaru Dopplera – linia czerwona

Różnicę między kątem σ_{gsn} i σ_{dopp} oznaczono jako $\Delta\sigma$ i przedstawiono na rysunku 7.11.



Rys. 7.11. Przebieg kąta $\Delta\sigma$

Przez większą część lotu bezwzględna wartość $\Delta\sigma$ nie przekracza 1° . W końcowej fazie lotu wartość ta rośnie, co spowodowane jest zbliżeniem się pocisku do celu. Z punktu widzenia metody istotna jest wartość kąta σ w środkowej części lotu, czyli w czasie, kiedy występuje przełączenie faz lotu. Wartość kąta σ stale narasta w pierwszej i drugiej fazie lotu, ze względu na wznoszenie się pocisku i przybliżanie do celu. W trakcie trwania lotu algorytm kierowania

pocisku oblicza w czasie rzeczywistym aktualną wartość kąta σ_{gsn} , zgodnie z zależnością (7.19).

$$\sigma_{gsn}(t) = f(\sigma_p(t), v(t), x_p(t), y_p(t)) \quad (7.19)$$

Bezwzględna maksymalna niepewność systematyczną określenia wartości kąta pochylenia linii obserwacji celu σ_{gsn} przez algorytm kierowania ppk, opisano zależnością (równanie 7.20):

$$\Delta\sigma_{gsn} = \left| \frac{\partial f}{\partial \sigma_p} \right| \cdot \Delta\sigma_p + \left| \frac{\partial f}{\partial v} \right| \cdot \Delta v + \left| \frac{\partial f}{\partial x_p} \right| \cdot \Delta x_p + \left| \frac{\partial f}{\partial y_p} \right| \cdot \Delta y_p, \quad (7.20)$$

gdzie:

$\Delta\sigma_p$ – niepewność systematyczna pomiaru kąta namiaru pocisku;

Δv – niepewność systematyczna pomiaru kąta pochylenia pocisku;

$\Delta x_p, \Delta y_p$ – niepewności systematyczne określenia położenia pocisku na płaszczyźnie $O_0x_gy_g$.

Niepewność przypadkowa, związana z rozrzutem statystycznym argumentów funkcji opisującej kąt σ_{gsn} , jest mniejsza od niepewności systematycznej. Znając funkcję opisującą zależność między wartością kąta σ a odległością pocisk-cel r_{pc} (równanie 7.21), możliwe jest oszacowanie niedokładności wyznaczenia tej odległości (równanie 7.22).

$$r_{pc}(t) = g(\sigma_{gsn}) \quad (7.21)$$

Niedokładność oszacowania odległości pocisk-cel:

$$\Delta r_{pc} = \left| \frac{\partial g}{\partial \sigma_{gsn}} \right| \cdot \Delta\sigma_{gsn}. \quad (7.22)$$

Niepewność przypadkowa, związana z rozrzutem statystycznym argumentów funkcji opisującej odległość r_{pc} , jest mniejsza od niepewności systematycznej. Wartość Δr_{pc} zostaje ostatecznie dodana do wyznaczonego punktu załączenia trzeciej fazy lotu, uniemożliwiając w ten sposób zbyt szybkie przełączenie fazy lotu, spowodowane odchyleniem faktycznych parametrów lotu od wartości oczekiwanych. Metoda ta zapewnia wystarczającą dokładność wyznaczenia punktu załączenia trzeciej fazy lotu. Dodatkowo, w odróżnieniu od metody pierwszej, pozwala ona na określenie położenia pocisku na trajektorii lotu z uwzględnieniem

potencjalnej zmiany położenia celu. Jest to szczególnie istotne podczas strzelań do celów ruchomych.

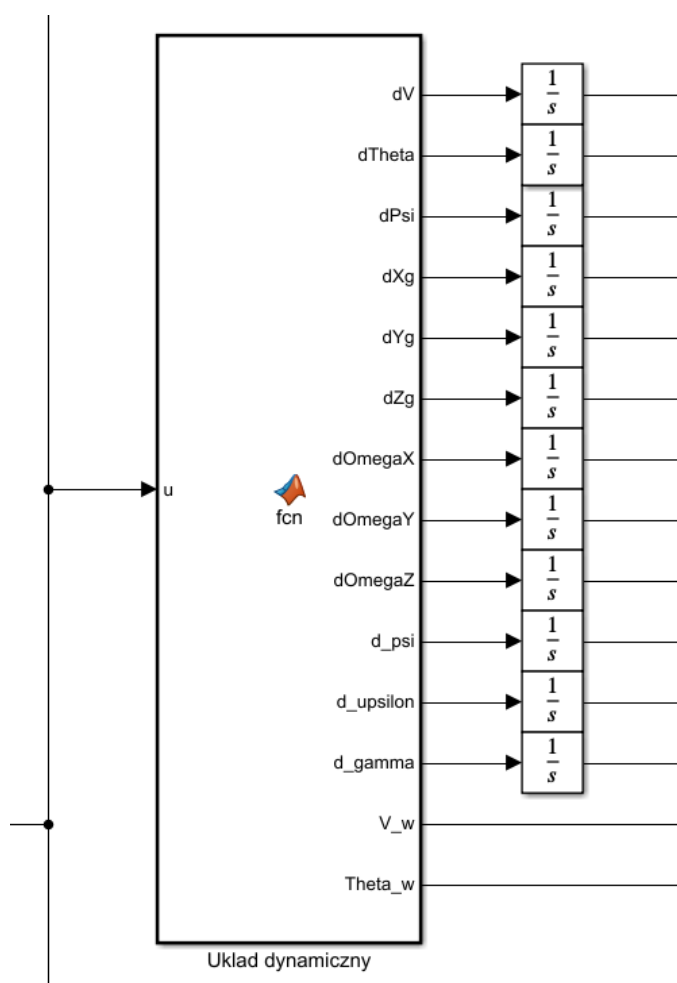
7.5. Podsumowanie

Zaprezentowany w tym rozdziale nowy algorytm kierowania powstał jako wynik wielu symulacji z wykorzystaniem opracowanego modelu w programie MATLAB/Simulink. Część z wyników tych symulacji przedstawiono w rozdziale 8 niniejszej pracy. Nowy algorytm spełnia wszystkie założenia przedstawione w podrozdziale 7.3.1. Metoda opisana w podrozdziale 7.4.1 zapewnia wystarczającą dokładność określenia położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu, co wykazały przedstawione w podrozdziale 7.4.2 symulacje z wykorzystaniem dotychczas zebranych danych z prób poligonowych. Metoda ta może być traktowana jako pomocnicza przy strzelaniu do celów stacjonarnych, zwłaszcza na bliską odległość, natomiast jej użyteczność przy strzelaniu do celów ruchomych jest ograniczona. Metoda opisana w podrozdziale 7.4.3 i 7.4.4 ze względu na umożliwienie wyznaczenia położenia pocisku na przewidywanej trajektorii lotu z uwzględnieniem potencjalnej zmiany położenia celu, może być stosowana przy strzelaniu, zarówno do celów stacjonarnych, jak i ruchomych. Ostateczny wybór metody stosowanej przez autopilot ppk jest uzależniony od odległości strzału i ruchu samego celu.

8. SYMULACJE LOTU KIEROWANEGO PPK

8.1. Opracowanie programu symulacyjnego w środowisku MATLAB/Simulink

Symulacje lotu ppk przeprowadzono z wykorzystaniem modelu matematyczno – fizycznego pocisku, zaimplementowanego w środowisku MATLAB/Simulink (wersja R2021b Update 3). Proces przeprowadzania symulacji podzielony został na trzy etapy. Pierwszy to wczytanie danych wejściowych, drugi to właściwa symulacja lotu, a trzeci to zobrazowanie danych wyjściowych na wykresach. Charakterystyki masowo-bezwładnościowe oraz aerodynamiczne wczytywane są z tablic zapisanych w formacie XLS, za pomocą skryptu wykonywanego przez program MATLAB. Dane te są następnie używane jako parametry wejściowe dla symulacji wykonywanej w środowisku Simulink. Wyniki symulacji są obrazowane na wykresach za pomocą skryptu wykonywanego przez program MATLAB. Większość równań, w tym równania dynamiczne i kinematyczne ruchu pocisku, zaimplementowano w środowisku Simulink za pomocą bloków „MATLAB Function”.



Rys. 8.1. Blok obliczeniowy „Układ dynamiczny” zawierający równania ruchu pocisku, będący fragmentem modelu symulacyjnego zbudowanego w środowisku Simulink. Źródło: opracowanie własne

```

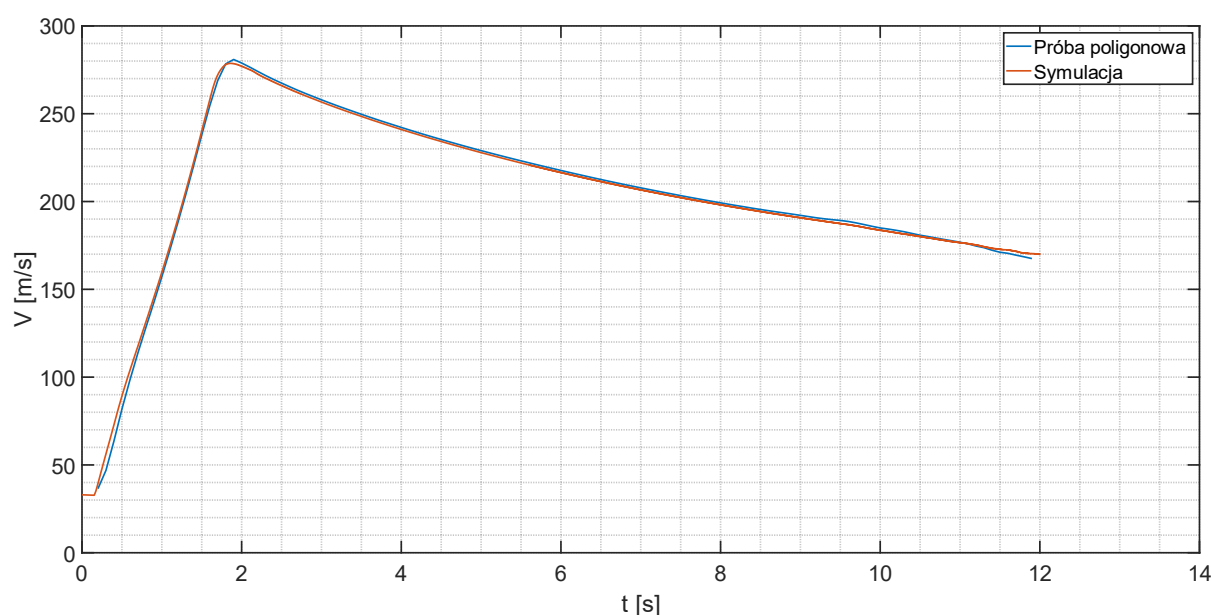
1 function [dV, dTheta, dPsi, dXg, dYg, dZg, dOmegaX, dOmegaY, dOmegaZ, ...
2   d_psi, d_upsilon, d_gamma, V_w, Theta_w, Psi_w] = fcn(u, Sd, Lp, Wx, Wz)
3
4 dV = (u(43)*cos(u(14))*cos(u(13))-u(44)*u(24)*sin(u(2)) ...
5   -u(16)*u(22)*Sd*u(1)*u(1)*0.5)/(u(44));
6 dV(isnan(dV))=0;
7
8 dTheta = (u(43)*(sin(u(14))*cos(u(15))+cos(u(14))*sin(u(13))*sin(u(15))) ...
9   +u(17)*u(22)*u(1)*u(1)*0.5*Sd*cos(u(15))-u(18)*u(22)*u(1)*u(1) ...
10   *0.5*Sd*sin(u(15))-u(44)*u(24)*cos(u(2)))/(u(44)*u(1));
11 dTheta(isnan(dTheta))=0;
12
13 dPsi = (u(43)*(sin(u(14))*sin(u(15))+cos(u(14))*sin(u(13))*cos(u(15))) ...
14   +u(17)*u(22)*u(1)*u(1)*0.5*Sd*sin(u(15))+u(18)*u(22)*u(1)*u(1) ...
15   *0.5*Sd*cos(u(15)))/(-u(44)*u(1)*cos(u(2)));
16
17 dPsi(isnan(dPsi))=0;
18
19 dXg = u(1)*cos(u(2))*cos(u(3));
20
21 dYg = u(1)*sin(u(2));
22
23 dZg = -u(1)*cos(u(2))*sin(u(3));
24
25 V_w = sqrt((dXg-Wx)^2+dYg^2+(dZg-Wz)^2);
26 Theta_w = atan2(dYg,dXg-Wx);
27 Psi_w = atan2(dZg-Wz,dXg-Wx);
28
29 dOmegaX = (1/u(45))*(u(19)*u(22)*Sd*Lp*(u(1)^2/2)+(u(46)-u(47))*u(8)*u(9));
30 dOmegaX(isnan(dOmegaX))=0;
31
32 dOmegaY = (1/u(46))*((-u(20)+u(25)*u(8)*Lp/u(1))*u(22) ...
33   *Sd*Lp*(u(1)^2/2)+(u(47)-u(45))*u(7)*u(9));
34 dOmegaY(isnan(dOmegaY))=0;
35
36 dOmegaZ = (1/u(47))*((u(21)+u(25)*u(9)*Lp/u(1))*u(22) ...
37   *Sd*Lp*(u(1)^2/2)+(u(45)-u(46))*u(7)*u(8));
38 dOmegaZ(isnan(dOmegaZ))=0;
39
40 d_psi = (1/cos(u(11)))*(u(8)*cos(u(12))-u(9)*sin(u(12)));
41
42 d_upsilon = u(8)*sin(u(12))+u(9)*cos(u(12));
43
44 d_gamma = u(7)-tan(u(11))*(u(8)*cos(u(12))-u(9)*sin(u(12)));

```

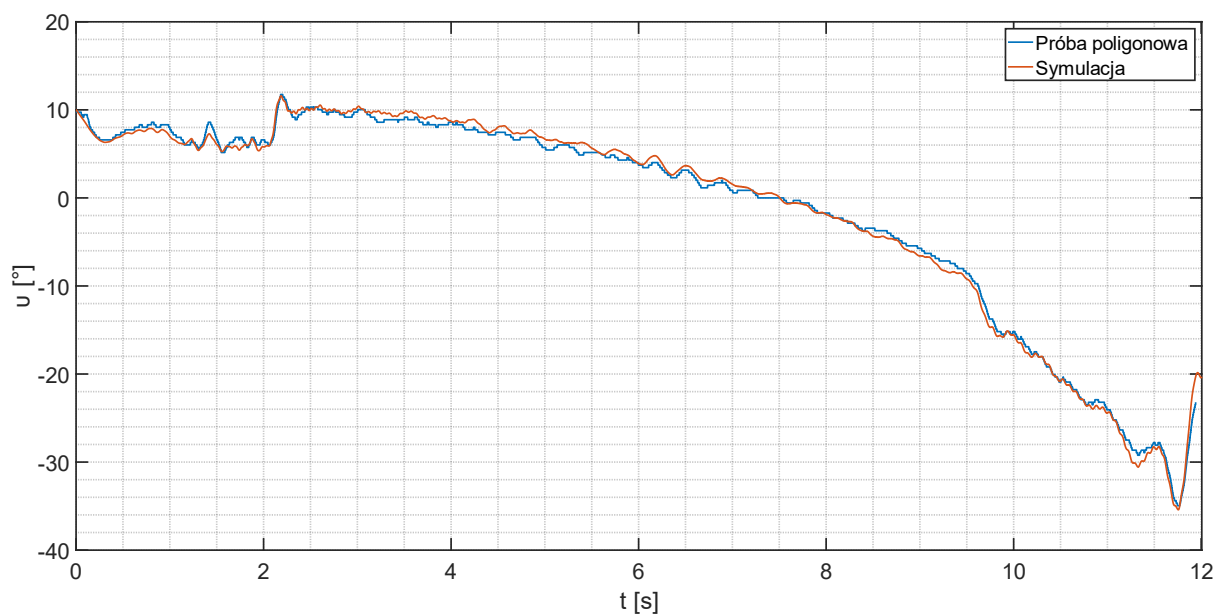
Rys. 8.2. Skrypt zapisany w bloku obliczeniowym „Układ dynamiczny” zawierający równania dynamiczne i kinematyczne ruchu pocisku. Źródło: opracowanie własne

Do rozwiązywania równań różniczkowych model numeryczny wykorzystuje metodę Rungego-Kutty czwartego rzędu ze stałym krokiem czasowym, wynoszącym 0,5 ms [59, 60]. Model umożliwia przeprowadzenie symulacji lotu kierowanego pocisku z dowolnym algorytmem sterującym, z uwzględnieniem m.in. obecności wiatru, ruchu celu, zmiennej temperatury i gęstości atmosfery. W modelu uwzględniono oddziaływanie na pocisk zakłóceń wewnętrznych oraz zewnętrznych, których wpływ na lot ppk uznano za najbardziej znaczący. Zakłócenia te wynikają z: niejednorodności atmosfery, sterowania, nagłej zmiany wartości siły

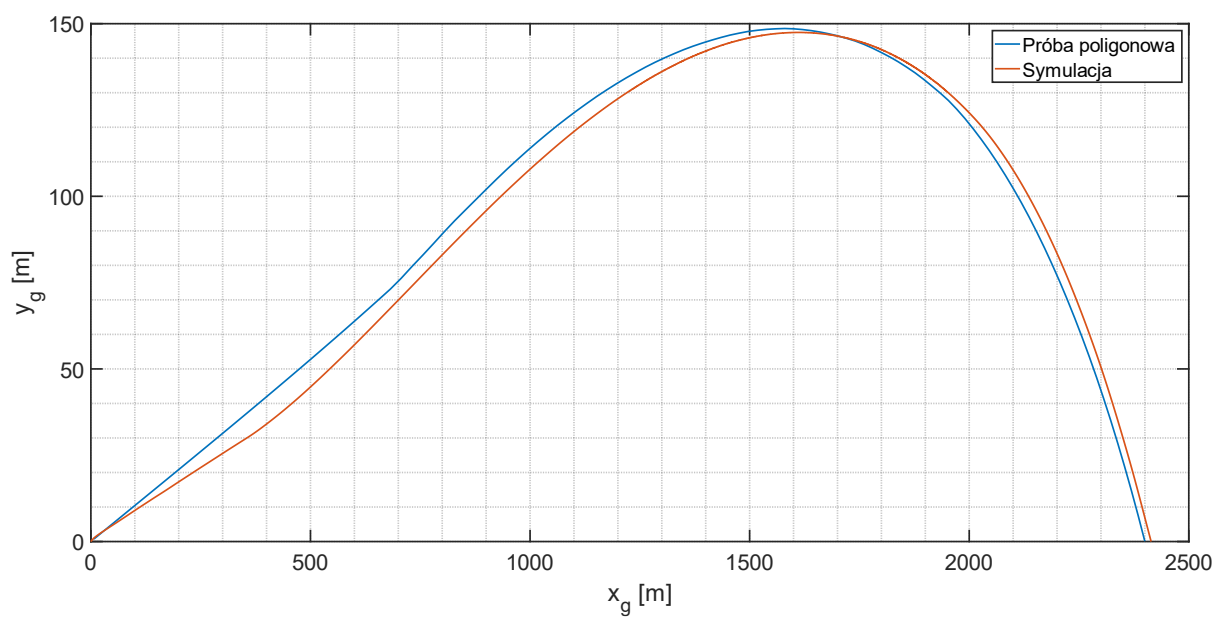
napędowej oraz oddziaływania wyrzutni na pocisk w czasie startu pocisku. Weryfikację poprawności modelu przeprowadzono w oparciu o porównanie wyników badań poligonowych z wynikami symulacji numerycznej lotu pocisku. Takie porównanie pozwoliło na dopasowanie parametrów modelu do parametrów obiektu rzeczywistego. Parametrami które dopasowano, były w większości współczynniki aerodynamiczne ppk. Na wykresach (rys. 8.3 ÷ 8.5) przedstawiono porównanie wyników symulacji numerycznej lotu ppk z wynikami uzyskanymi podczas próby poligonowej. W symulacji numerycznej użyto komendy sterującej, uzyskanej z próby poligonowej lotu ppk kierowanego według bazowego algorytmu kierowania. Informacje o prędkości oraz trajektorii lotu pocisku zostały uzyskane podczas próby poligonowej z radaru Dopplera. Informacja o kącie pochylenia pocisku podczas próby poligonowej została wyznaczona na podstawie danych z czujników wewnętrznych ppk.



Rys. 8.3. Prędkość lotu ppk uzyskana podczas próby poligonowej i symulacji numerycznej



Rys. 8.4. Kąt pochylenia pocisku v uzyskany podczas próby poligonowej i symulacji numerycznej

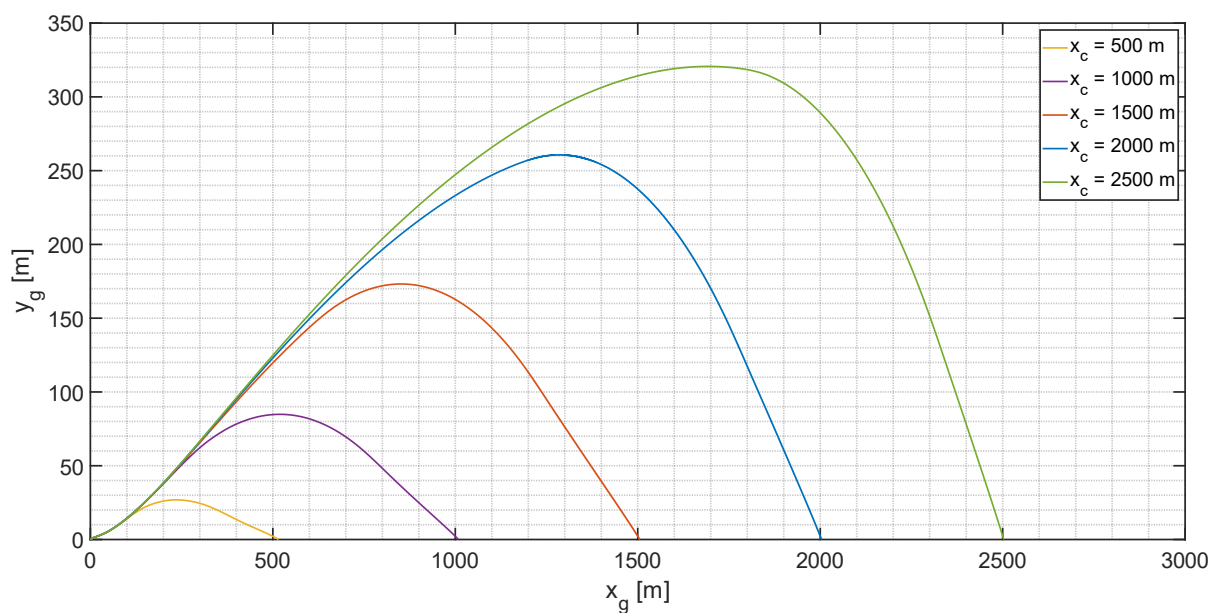


Rys. 8.5. Trajektoria lotu pocisku uzyskana podczas próby poligonowej i symulacji numerycznej

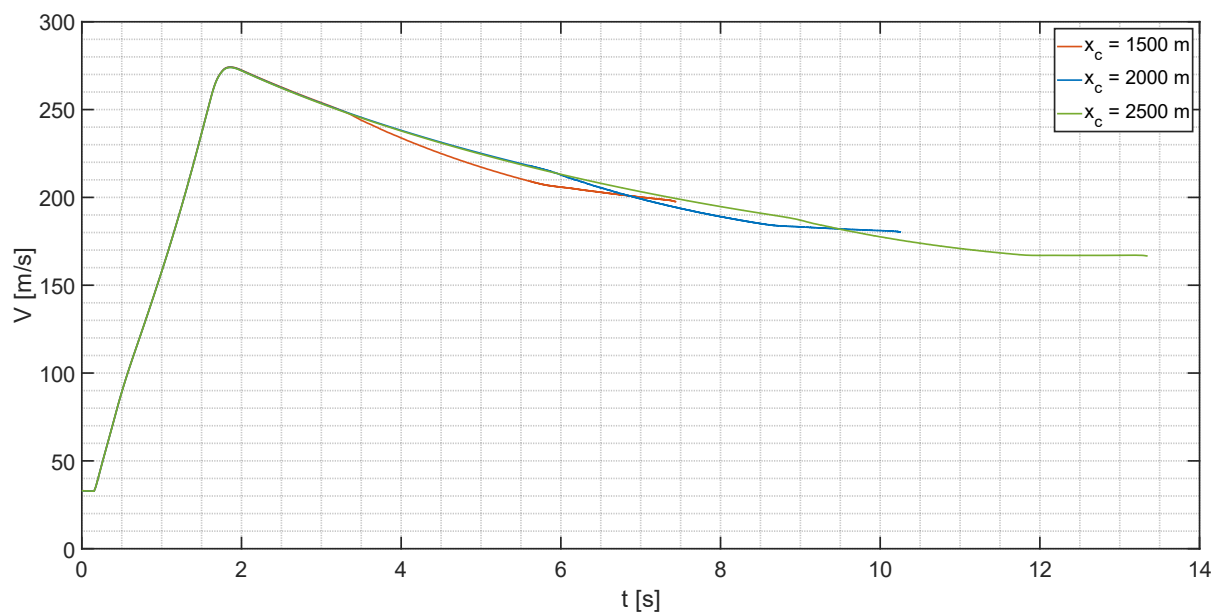
Wysoki poziom zgodności uzyskanych przebiegów: prędkości, kąta pochylenia oraz trajektorii lotu ppk, potwierdza poprawność opracowanego modelu numerycznego pocisku. Tak przygotowany model może być wykorzystany do opracowania nowego algorytmu kierowania ppk.

8.2. Symulacje nowego algorytmu kierowania ppk

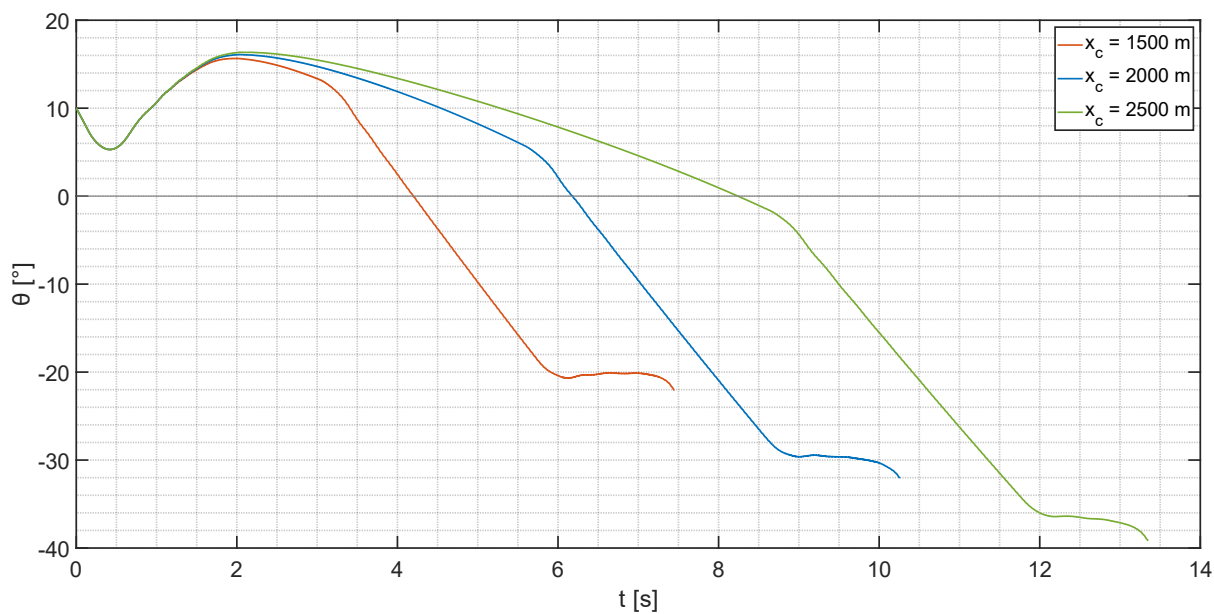
Symulacje działania nowego algorytmu sterującego przeprowadzono w pierwszej kolejności dla następujących parametrów: temperatury atmosfery wynoszącej $15\text{ }^{\circ}\text{C}$, gęstości atmosfery równej $1,225\text{ kg/m}^3$, braku wiatru i celu stacjonarnego. Symulacje lotu przeprowadzono dla celów znajdujących się w odległościach: 500 m, 1000 m, 1500 m, 2000 m i 2500 m od wyrzutni. W celu zwiększenia czytelności na wykresach od rys. 8.7 do rys. 8.14 przedstawiono wyniki dla trzech odległości: 1500 m, 2000 m i 2500 m.



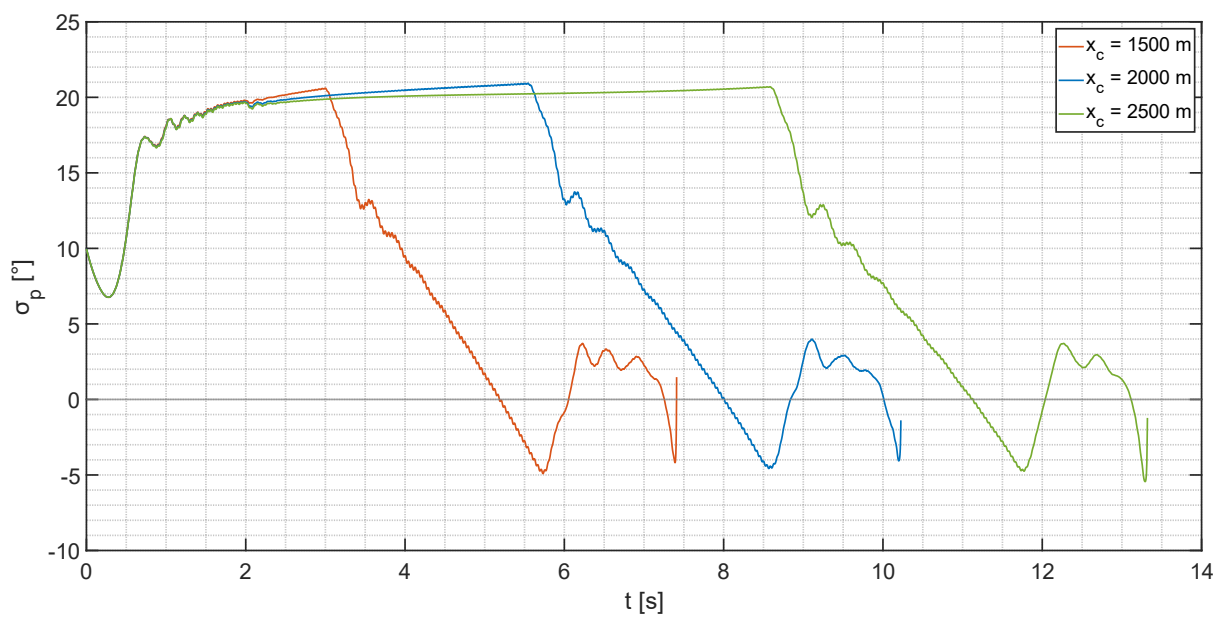
Rys. 8.6. Trajektoria lotu ppk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni



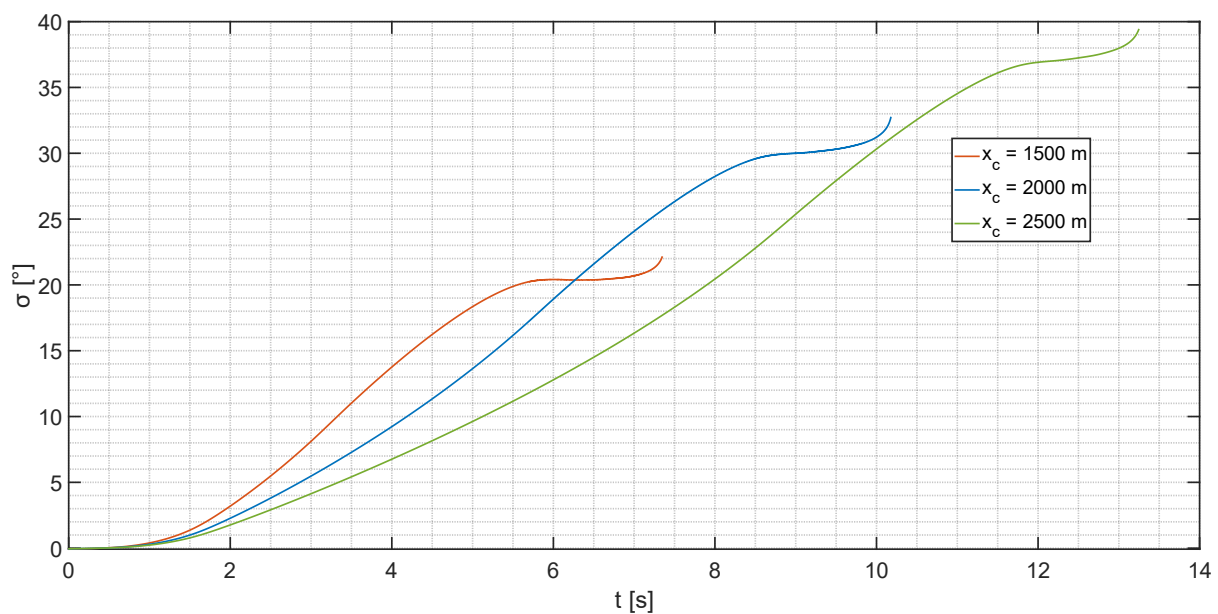
Rys. 8.7. Prędkość lotu ppk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



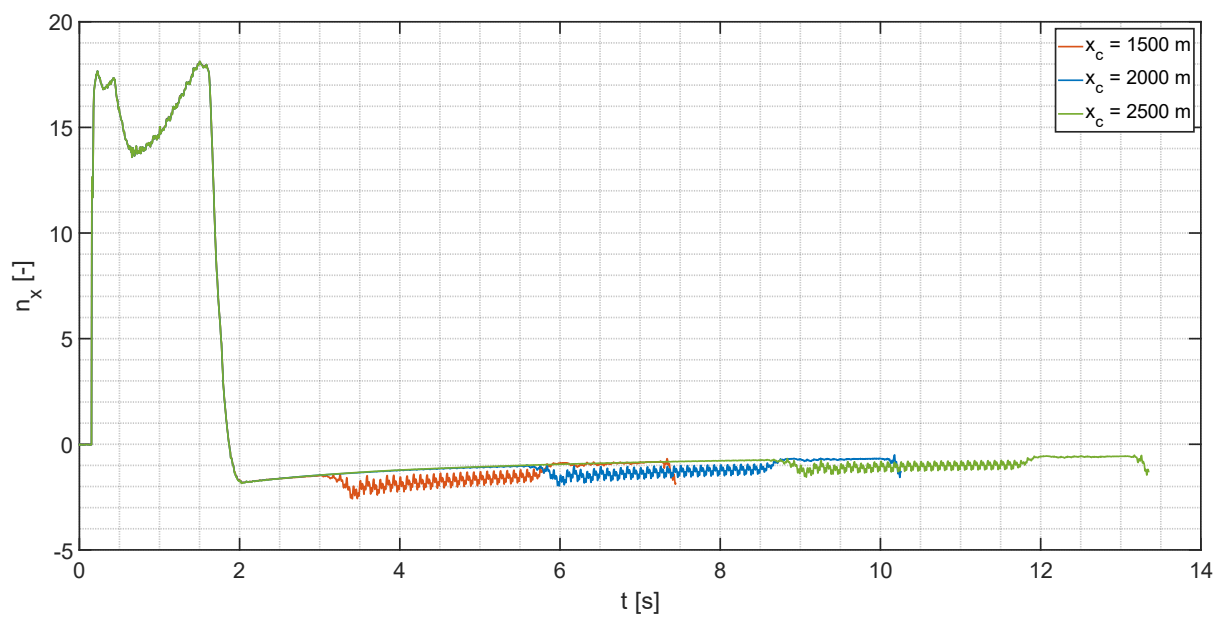
Rys. 8.8. Pochylenie wektora prędkości lotu θ przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



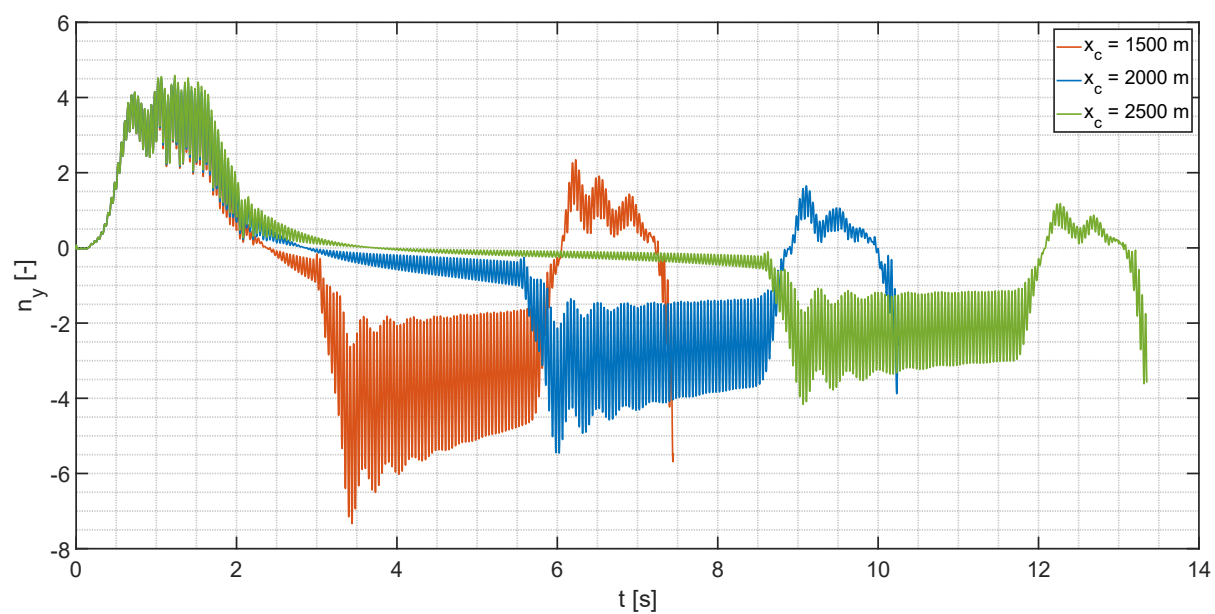
Rys. 8.9. Składowa pionowa kąta namiaru σ_p przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



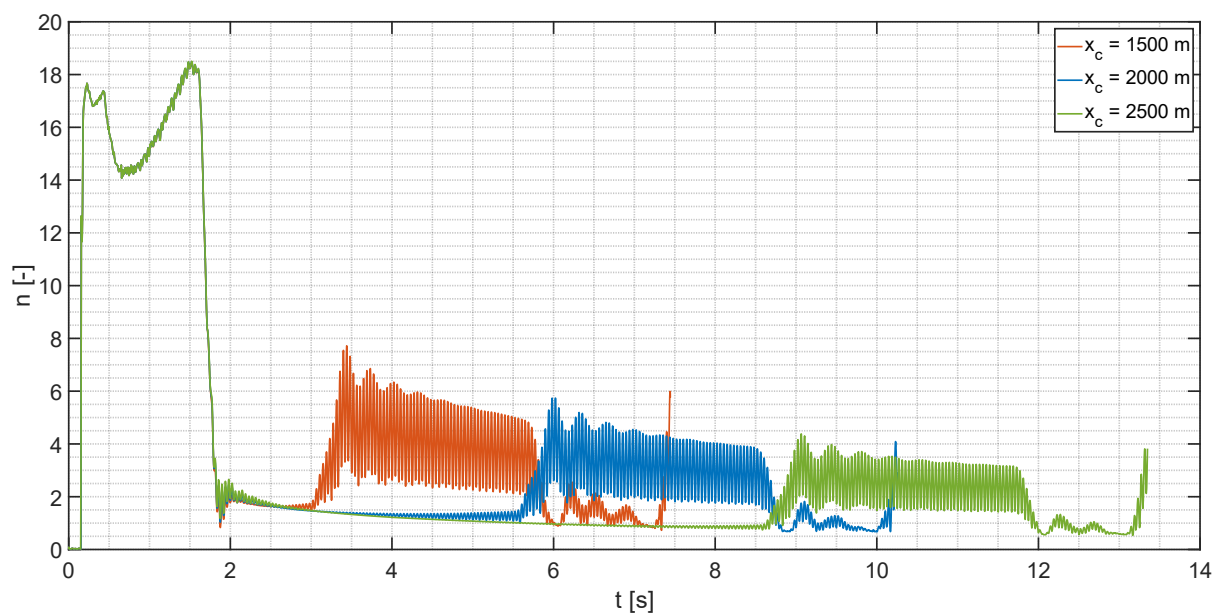
Rys. 8.10. Kąt pochylenia linii obserwacji celu σ przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



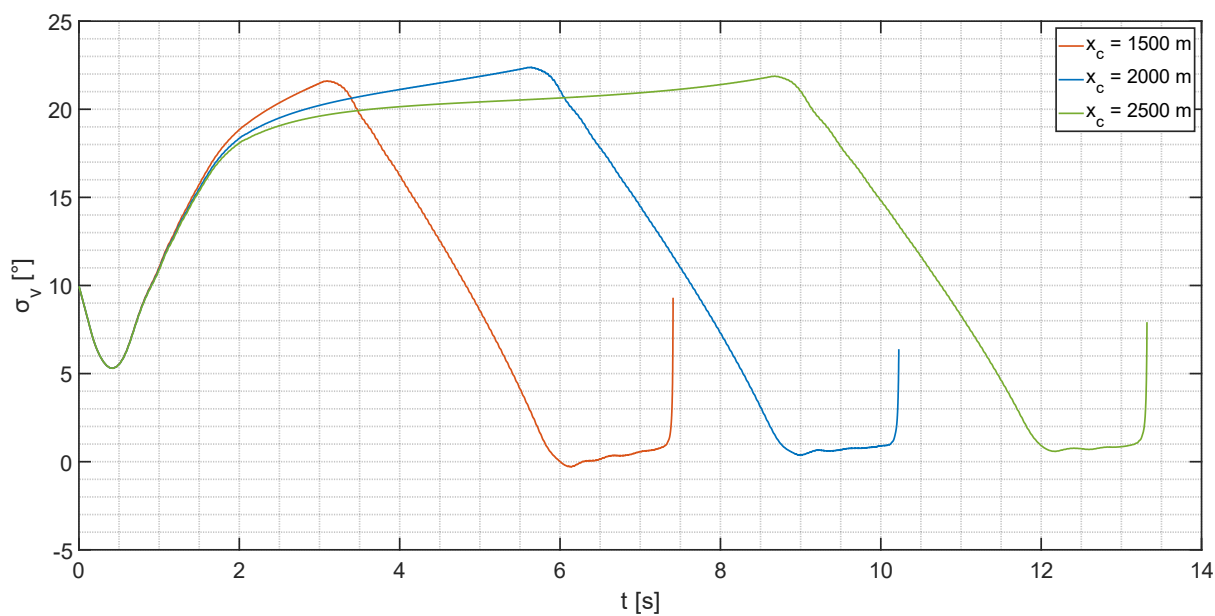
Rys. 8.11. Przeciężenie styczne n_x działające na pocisk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



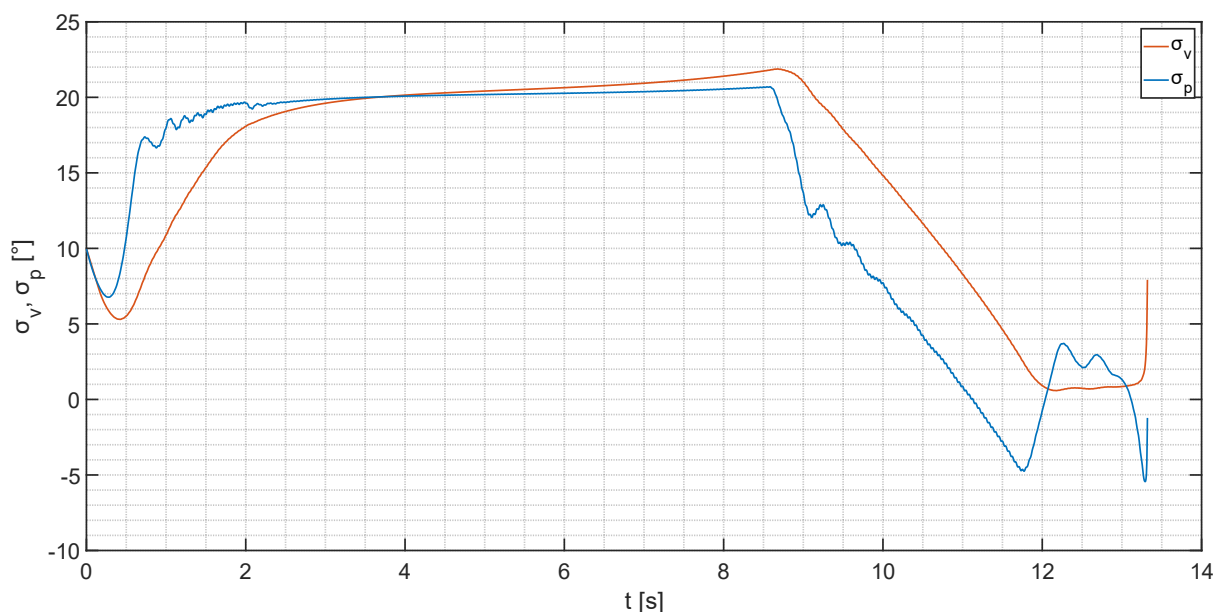
Rys. 8.12. Przeciężenie normalne n_y działające na pocisk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



Rys. 8.13. Przeciżnienie wypadkowe działające na pocisk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



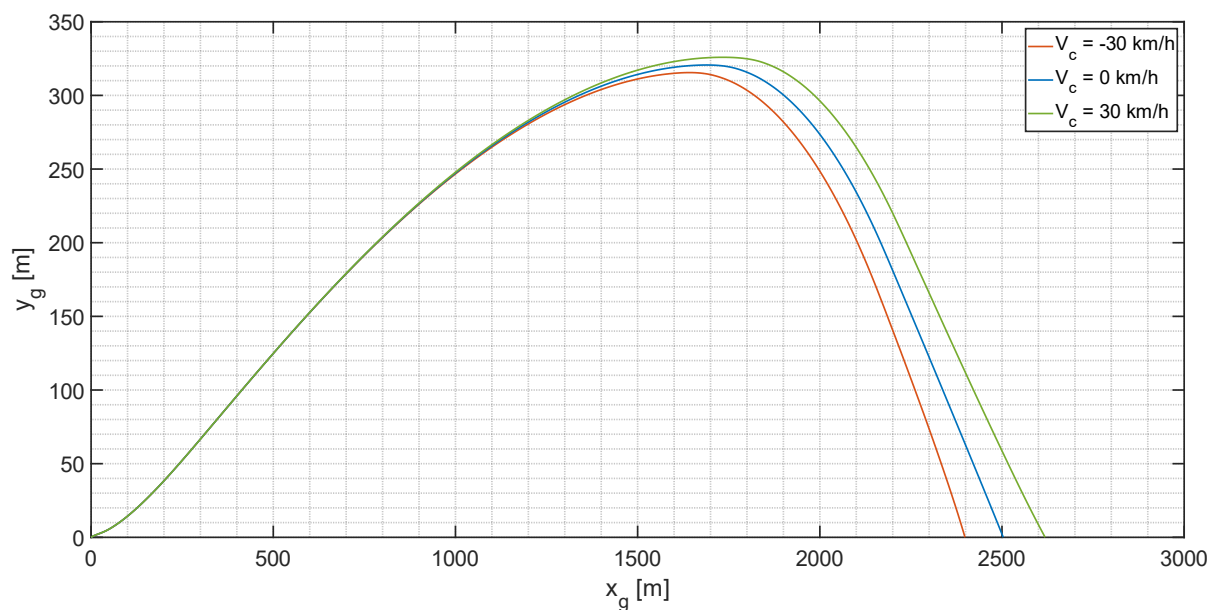
Rys. 8.14. Składowa pionowa kąta wyprzedzenia σ_v przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości x_c od wyrzutni, w funkcji czasu lotu



Rys. 8.15. Składowa pionowa kąta wyprzedzenia σ_v oraz składowa pionowa kąta namiaru σ_p przy strzelaniu do celu oddalonego o 2500 m od wyrzutni, w funkcji czasu lotu

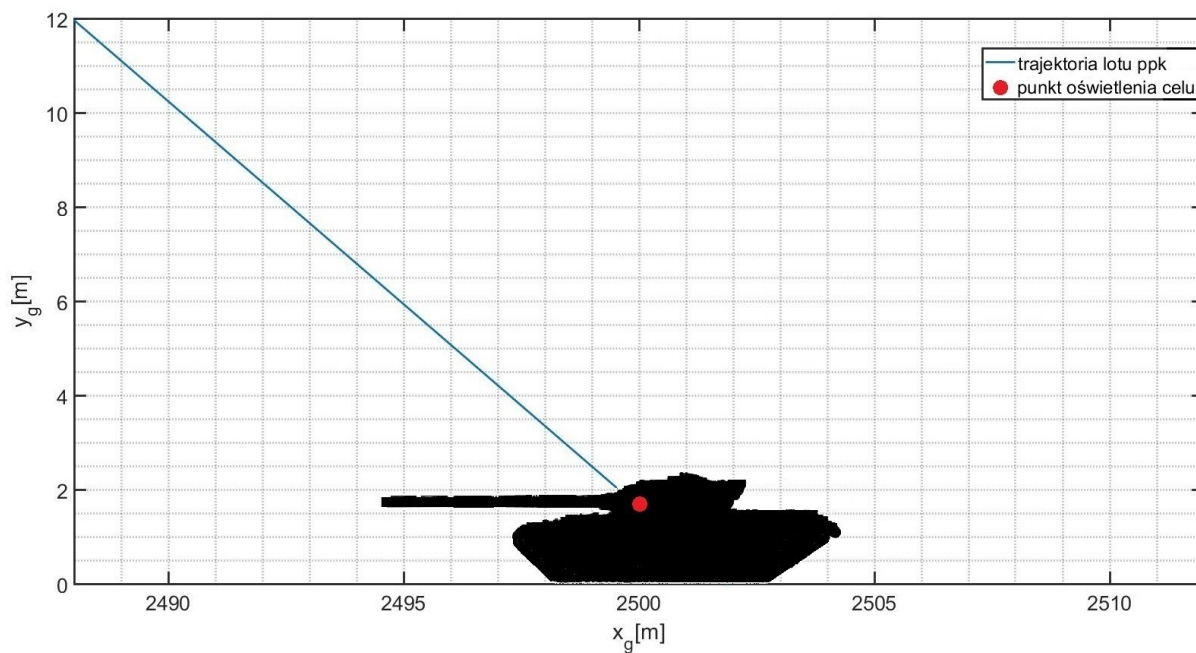
Przeprowadzono dodatkowe symulacje z wiatrem o prędkości 10 m/s i kierunku zgodnym z kierunkiem osi Ox_g oraz zwrotach skierowanych na cel i na wyrzutnię. We wszystkich przeprowadzonych symulacjach pocisk trafiał w cel z założoną dokładnością, również podczas występowania wiatru.

Nowy algorytm sterowania ppk pozwala na oddawanie strzałów do celów ruchomych. Na rysunku 8.16 przedstawiono trajektorię lotu ppk, uzyskaną w wyniku symulacji lotu do celu znajdującego się w momencie wystrzelenia pocisku w odległości 2500 m od wyrzutni. Wektor prędkości celu ma kierunek zgodny z kierunkiem osi Ox_g i zwrot w stronę wyrzutni ($V_c < 0$) oraz przeciwny do wyrzutni ($V_c > 0$).



Rys. 8.16. Trajektoria lotu ppk przy strzelaniu do celu ruchomego, znajdującego się w momencie wyrzelenia pocisku w odległości 2500 m od wyrzutni

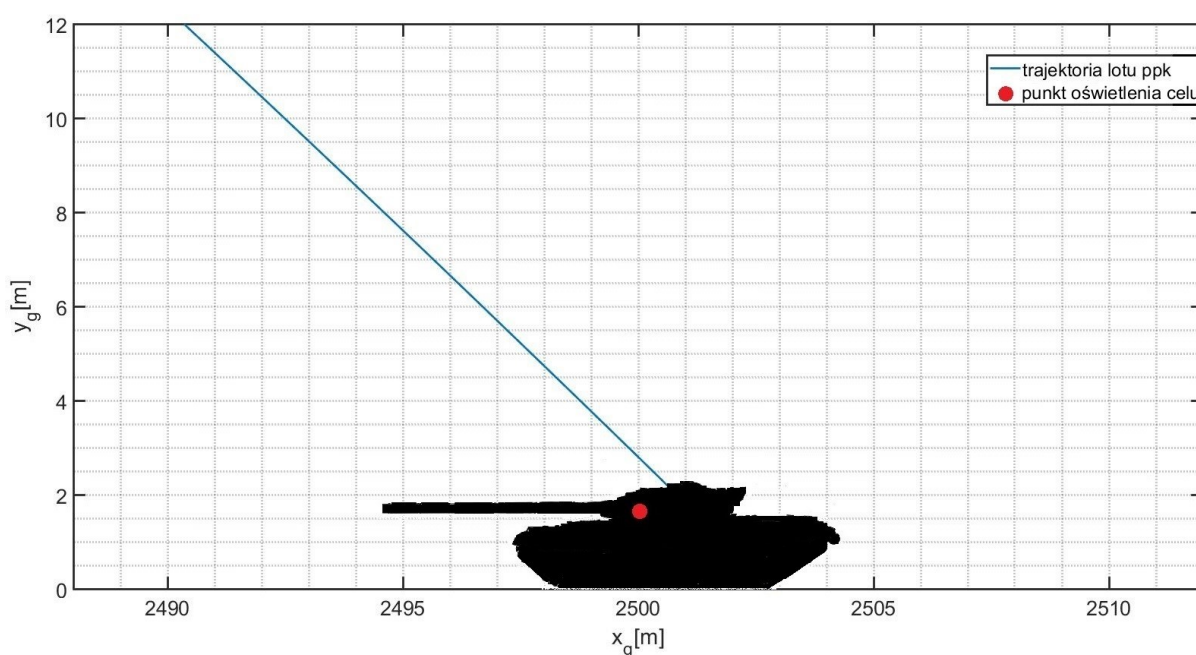
Rysunek 8.17 przedstawia symulację trafienia ppk w punkt oświetlenia celu, znajdujący się na przedniej części wieży czołgu.



Rys. 8.17. Trajektoria lotu w fazie końcowej – trafienie ppk w przednią część wieży czołgu. Źródło: opracowanie własne

Przednia część czołgów jest zwyczajowo najlepiej chroniona przed przebicciem. Uderzenie pocisku wyposażonego w głowicę bojową kumulacyjną o przebicciu 500 mm RHA, ma niskie prawdopodobieństwo przebiccia pancerza przedniego współczesnych czołgów

podstawowych. Aby zapewnić przebicie pancerza, celowe jest wprowadzenie dodatkowej modyfikacji w algorytmie kierowania, powodującej uderzenie ppk w strop pojazdu. Ze względu na wzajemne położenie celu oraz stanowiska startowo-celowniczego, punkt oświetlenia znajdować się będzie zazwyczaj na pancerzu bocznym, przednim lub tylnym pojazdu. Aby pocisk uderzył w strop wieży pojazdu, w trzeciej i czwartej fazie algorytmu sterującego, wprowadzono przesunięcie punktu trafienia pocisku względem punktu oświetlenia celu. Układ przesunięcia wypracowuje sygnał sterowania podnoszący tor lotu pocisku ponad punkt oświetlenia celu. Wynik symulacji działania układu przesunięcia, przedstawiono na rysunku 8.18.

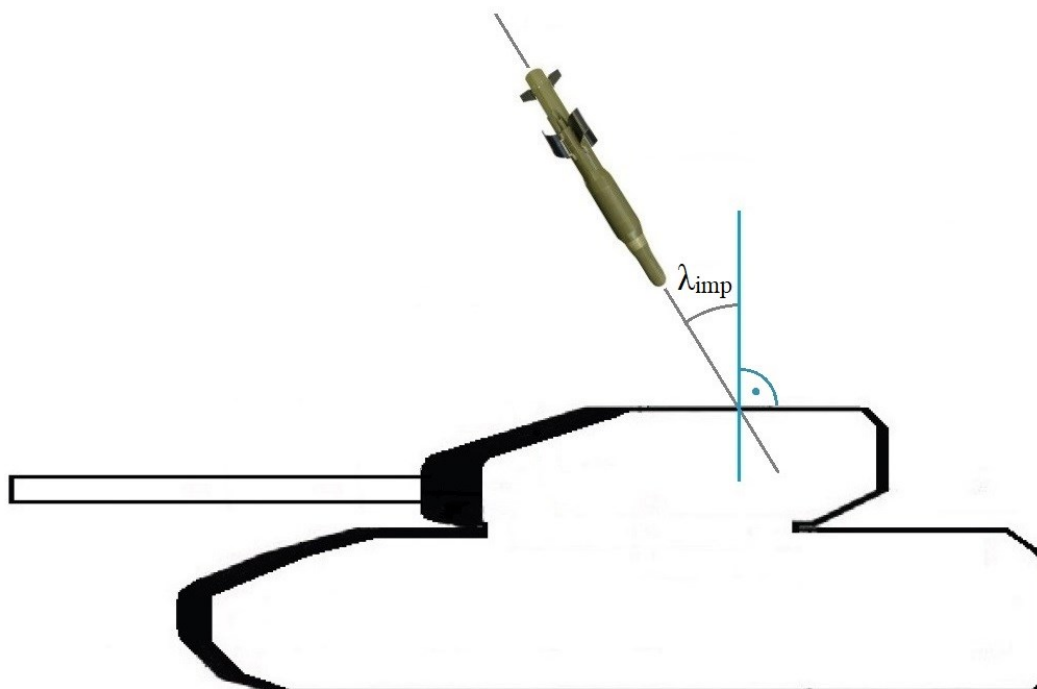


Rys. 8.18. Trajektoria lotu w fazie końcowej z układem przesunięcia – trafienie ppk w strop czołgu.

Źródło: opracowanie własne

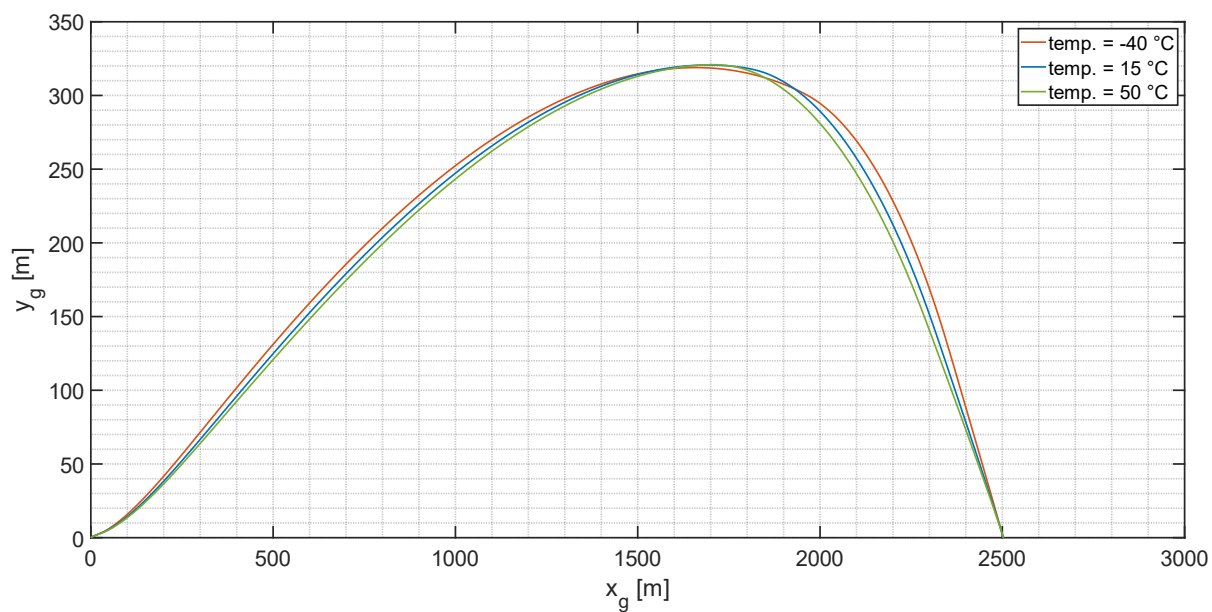
Na rysunku 8.19 w sposób modelowy przedstawiono uderzenie pocisku w strop wieży pojazdu opancerzonego. Grubość konturu pojazdu w sposób umowny przedstawia efektywną grubość pancerza. Uderzenie pocisku wyposażonego w głowicę bojową kumulacyjną (o przebicciu 500 mm RHA) w strop wieży czołgu, którego grubość we współczesnych konstrukcjach wynosi zazwyczaj ok. 50 mm, daje wysokie prawdopodobieństwo przebicia pancerza [1]. Kąt uderzenia pocisku w pancerz zależny jest od kąta pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel oraz kąta nachylenia pancerza w miejscu uderzenia. W przypadku ataku z górnej półsfery miejscem uderzenia pocisku jest strop pojazdu, dlatego dla celów dalszej analizy założono poziome ustawienie pancerza w miejscu uderzenia pocisku. Kąt uderzenia λ_{imp} zawarty jest między normalną do powierzchni pancerza w punkcie uderzenia ppk a osią podłużną pocisku. Zmniejszenie kąta pochylenia pocisku powoduje więc zmniejszenie kąta uderzenia ppk w nachylony poziomo strop pojazdu. Minimalizacja kąta uderzenia ppk

zwiększa zdolność głowicy kumulacyjnej do przebicia pancerza, gdyż skróceniu ulega droga, którą pokonać musi struga kumulacyjna w pancerzu.

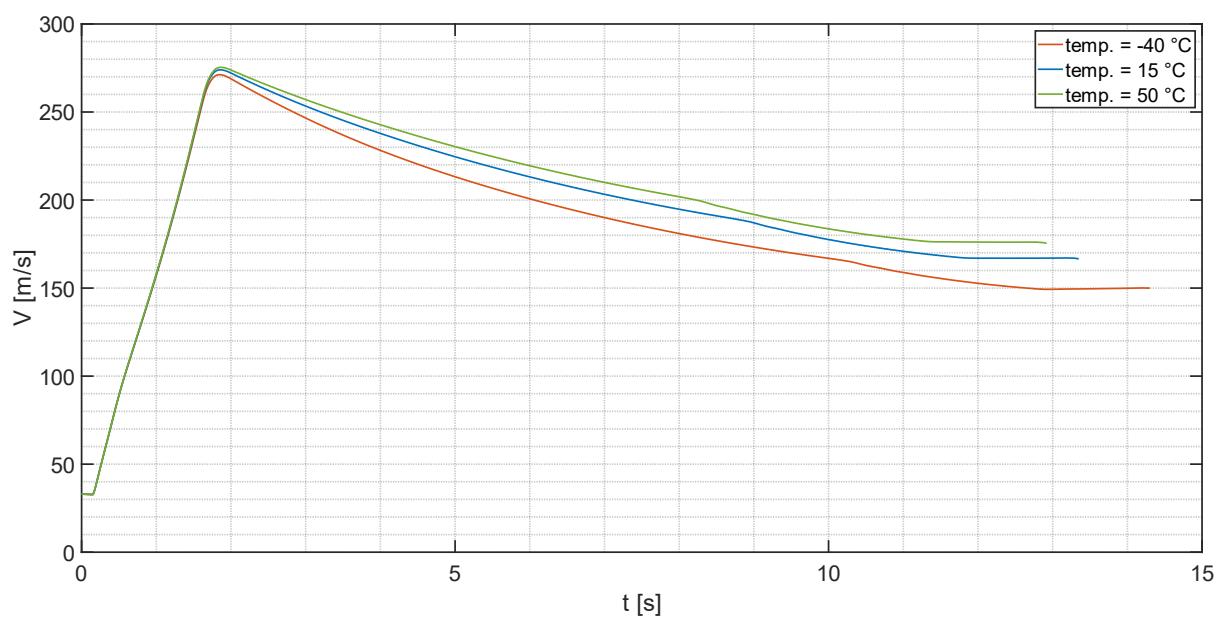


Rys. 8.19. Ilustracja uderzenia ppk w strop wieży pojazdu opancerzonego. Źródło: opracowanie własne

Przeprowadzono również symulacje lotu pocisku w temperaturach skrajnych, wynoszących: $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ i $50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Zmiana temperatury wpływa przede wszystkim na gęstość atmosfery, zmieniając parametry lotu pocisku, takie jak prędkość lotu, trajektoria lotu i czas lotu. Przy ciśnieniu atmosferycznym $1013,14\text{ hPa}$, gęstość powietrza dla temperatury $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ wynosiła $1,52\text{ kg/m}^3$, dla temperatury $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ wynosiła $1,225\text{ kg/m}^3$, natomiast dla temperatury $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ wynosiła $1,09\text{ kg/m}^3$. W przypadku ppk temperatura bardzo nieznacznie wpływa na parametry pracy samego układu napędowego, czyli silnika startowego i marszowego. Na rysunku 8.20 przedstawiono porównanie trajektorii lotu ppk do celu stacjonarnego, oddalonego o 2500 m od wyrzutni, w trzech różnych temperaturach atmosfery. Kąt pochylenia wektora prędkości pocisku w momencie uderzenia w cel wyniósł $-42,2^{\circ}$ dla temperatury $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-39,2^{\circ}$ dla temperatury $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ oraz $-37,4^{\circ}$ dla temperatury $50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Kąt pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel wyniósł $-52,2^{\circ}$ dla temperatury $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-49,2^{\circ}$ dla temperatury $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ oraz $-47,4^{\circ}$ dla temperatury $50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Różnice w trajektorii lotu i kącie pochylenia wynikają głównie z różnic w manewrowości ppk dla danej temperatury.



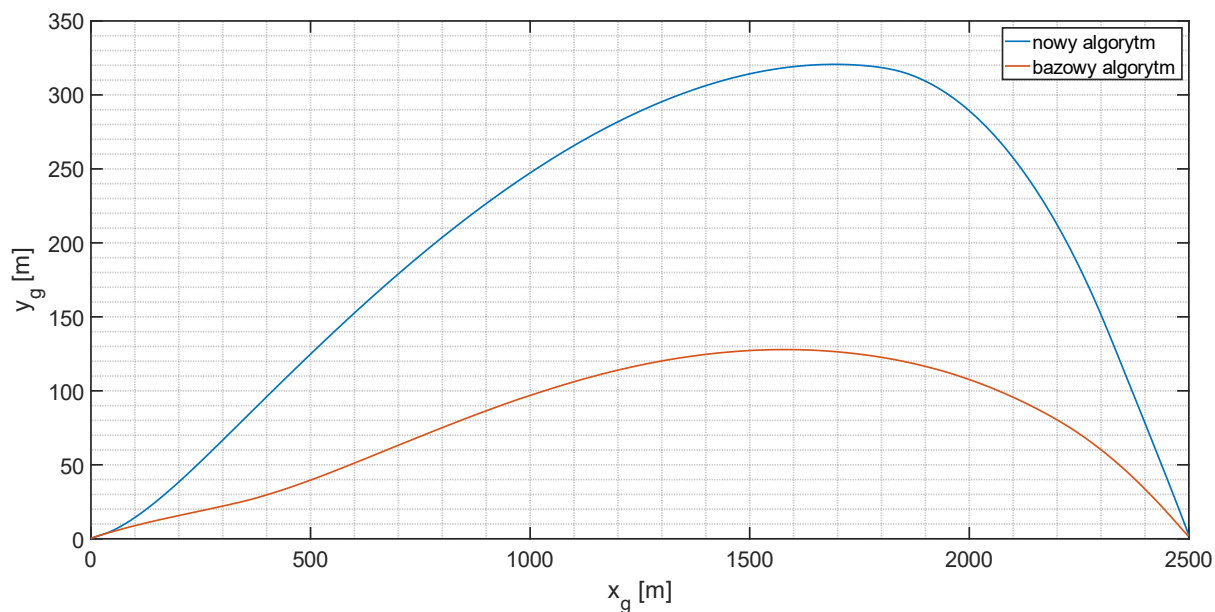
Rys. 8.20. Trajektoria lotu ppk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości 2500 m od wyrzutni, w różnych temperaturach



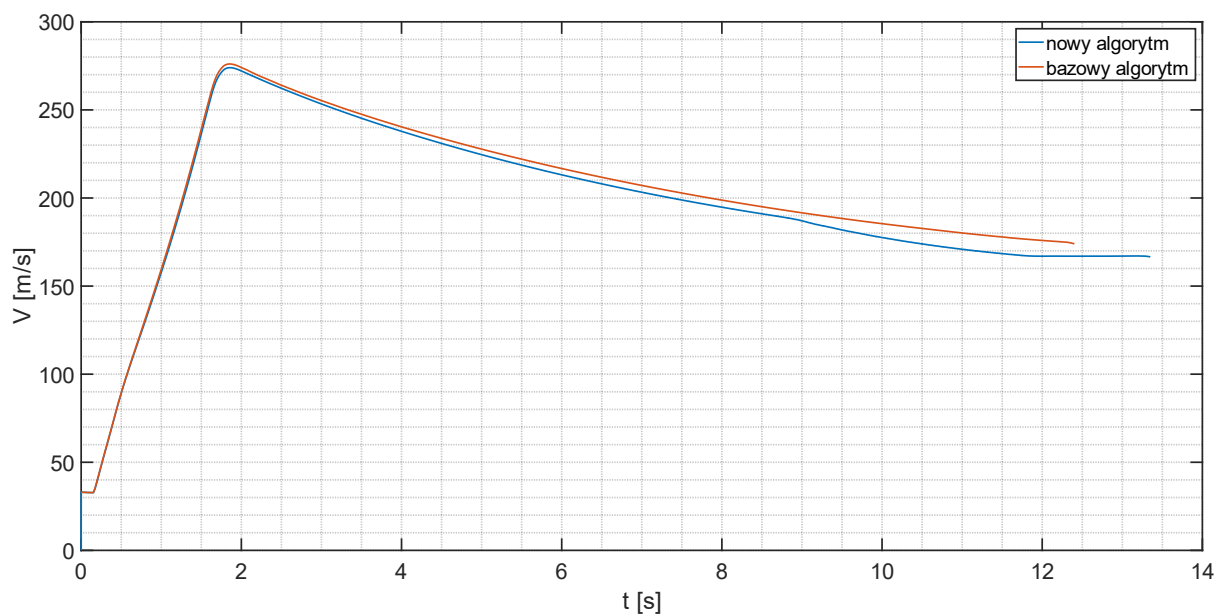
Rys. 8.21. Prędkość lotu ppk przy strzelaniu do celu znajdującego się w odległości 2500 m od wyrzutni, w różnych temperaturach

8.3. Symulacje porównawcze

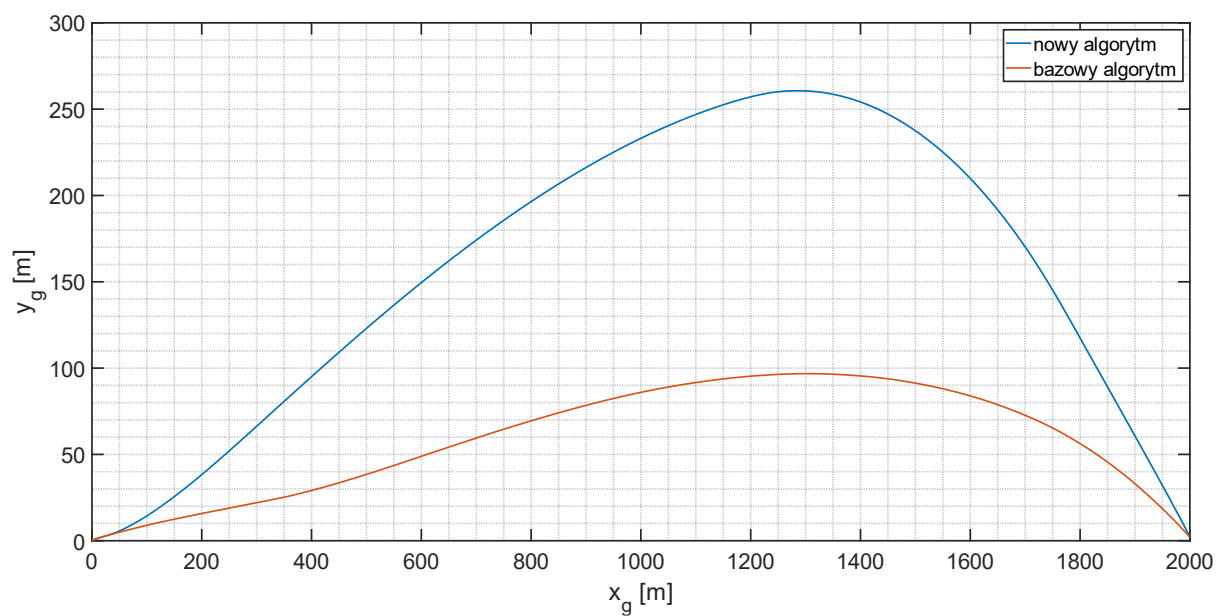
Przeprowadzono symulacje porównawcze lotu ppk kierowanego według bazowego oraz nowego algorytmu sterującego. Dla poprawności porównania symulacje przeprowadzono dla tych samych warunków. Założono temperaturę atmosfery wynoszącą 15 °C, gęstość atmosfery 1,225 kg/m³, brak wiatru, brak ruchu celu. Wykonano symulacje lotu do celu oddalonego od wyrzutni o: 500 m, 1000 m, 1500 m, 2000 m i 2500 m. Cel znajdował się na wysokości 2 m w układzie współrzędnych związanym z Ziemią $O_0x_gy_gz_g$.



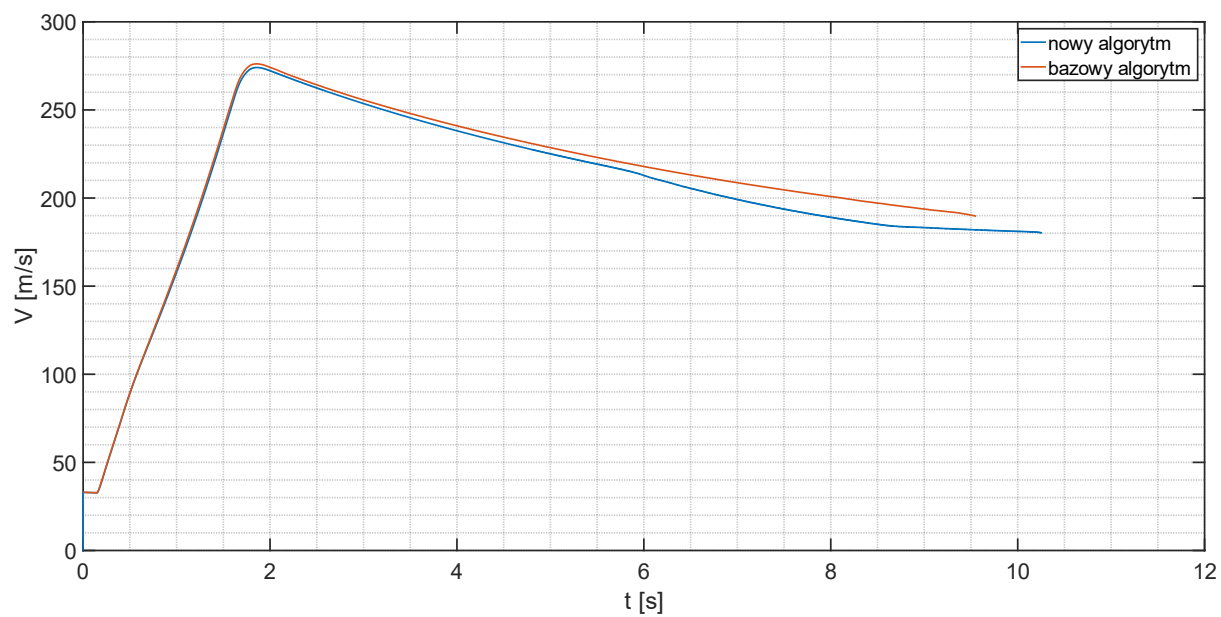
Rys. 8.22. Trajektoria lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 2500 m od wyrzutni



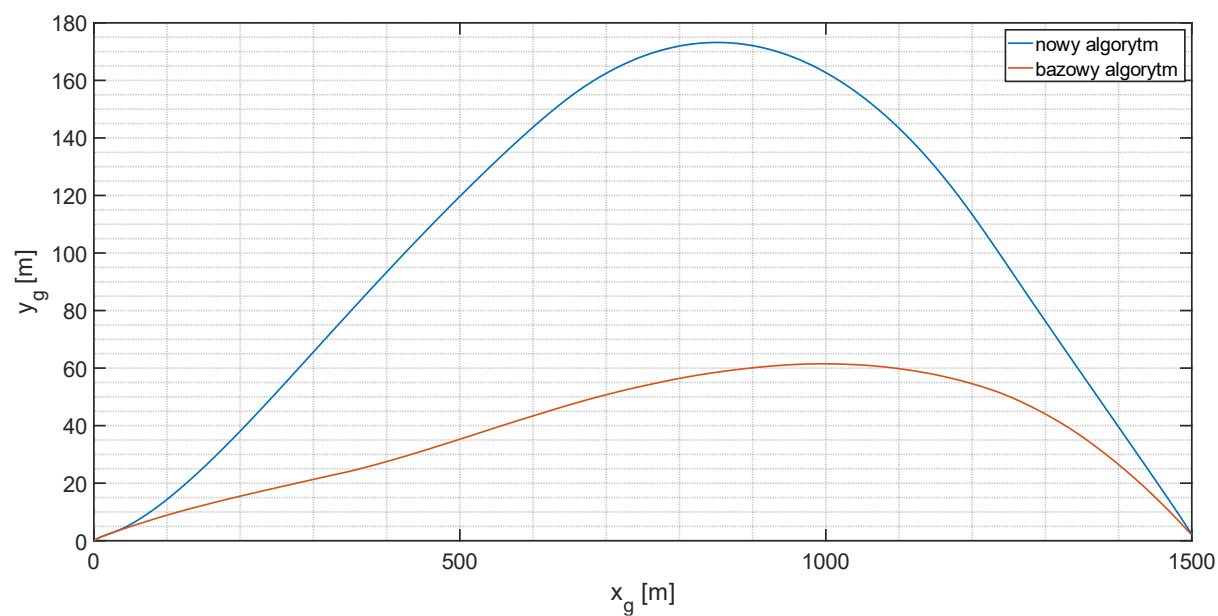
Rys. 8.23. Prędkość lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 2500 m od wyrzutni



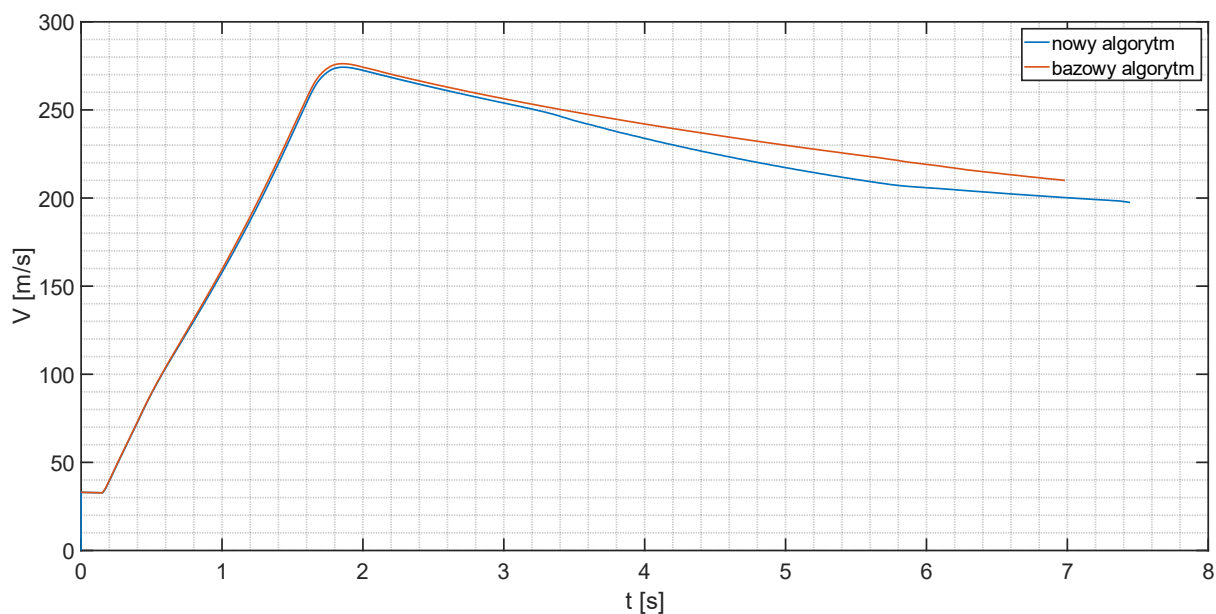
Rys. 8.24. Trajektoria lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 2000 m od wyrzutni



Rys. 8.25. Prędkość lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 2000 m od wyrzutni



Rys. 8.26. Trajektoria lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 1500 m od wyrzutni



Rys. 8.27. Prędkość lotu ppk z zastosowaniem bazowego i nowego algorytmu sterującego, przy strzelaniu do celu oddalonego o 1500 m od wyrzutni

Pułap lotu ppk wykorzystującego nowy algorytm sterujący jest w przedstawionych przypadkach wyraźnie wyższy od pułapu osiąganego z zastosowaniem bazowego algorytmu. Przekłada się to na nieznaczne obniżenie średniej prędkości lotu pocisku, wydłużenie toru lotu i zwiększenie czasu dolotu pocisku do celu. Obniżenie średniej prędkości lotu ppk nie przekłada się jednak na istotny spadek manewrowości pocisku. Wydłużenie czasu dolotu pocisku do celu nie przekracza natomiast 1 s.

Pułapy lotu osiągnięte przez ppk przedstawiono w tabeli 8.1, zaś czasy dolotu do celu przedstawione są w tabeli 8.2.

Tab. 8.1. Pułap lotu ppk podczas lotu kierowanego

Odległość strzału [m]	Pułap lotu – bazowy algorytm [m]	Pułap lotu – nowy algorytm [m]
2500	127,8	320,6
2000	96,7	260,6
1500	61,5	173,2
1000	34,5	84,8
500	16,5	26,8

Tab. 8.2. Czas dolotu ppk do celu podczas lotu kierowanego

Odległość strzału [m]	Czas lotu – bazowy algorytm [s]	Czas lotu – nowy algorytm [s]
2500	12,38	13,29
2000	9,49	10,21
1500	6,96	7,44
1000	4,69	4,91
500	2,57	2,71

W ostatniej fazie lotu pocisku, gdy przód pocisku jest zwrócony ku ziemi, kąty pochylenia pocisku oraz trajektorii lotu przyjmują wartości ujemne. Przy zastosowaniu bazowego algorytmu kierowania uzyskiwane kąty pochylenia trajektorii lotu w momencie uderzenia w cel mieściły się w zakresie ok. $-18 \div -8^\circ$. W celu osiągnięcia bardziej stromej trajektorii w ostatniej fazie lotu konieczne jest zmniejszenie kątów pochylenia trajektorii. Kąt pochylenia trajektorii lotu i kąt pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel oznaczono odpowiednio: θ_{imp} i ν_{imp} . Stosując nowy algorytm, osiągnięto zmniejszenie wartości kąta pochylenia trajektorii lotu θ_{imp} w momencie uderzenia pocisku w cel, co przedstawiono w tabeli 8.3. Wektor prędkości środka masy ppk jest styczny do trajektorii lotu pocisku w danym punkcie, dlatego θ_{imp} jest równy kątowi pochylenia wektora prędkości pocisku w momencie uderzenia w cel. Docelowo wartości kątów θ_{imp} i ν_{imp} nigdy nie powinny być mniejsze niż -90° , gdyż dla $\theta_{imp} = -90^\circ$ trajektoria lotu pocisku jest pionowa, natomiast dla $\nu_{imp} = -90^\circ$ oś podłużna pocisku jest skierowana pionowo, a przód pocisku jest zwrócony ku ziemi.

Tab. 8.3. Kąt pochylenia wektora prędkości (trajektorii lotu) ppk w momencie uderzenia w cel θ_{imp}

Odległość strzału [m]	Kąt θ_{imp} – bazowy algorytm $[\circ]$	Kąt θ_{imp} – nowy algorytm $[\circ]$
2500	-17,5	-39,2
2000	-18,5	-32,7
1500	-16,7	-23,8
1000	-11,6	-14,4
500	-7,6	-8,5

W nowym algorytmie zmniejszono kąt pochylenia pocisku v_{imp} (tab. 8.4) poprzez zmniejszenie kąta pochylenia wektora prędkości θ_{imp} oraz uzyskanie kąta natarcia $\alpha \approx -10^\circ$ w płaszczyźnie pochylenia Θ pod koniec 4 fazy lotu ppk.

Tab. 8.4. Kąt pochylenia ppk w momencie uderzenia w cel v_{imp}

Odległość strzału [m]	Kąt v_{imp} – bazowy algorytm [°]	Kąt v_{imp} – nowy algorytm [°]
2500	-19,2	-49,4
2000	-20,1	-42,6
1500	-17,9	-33,6
1000	-9,8	-24,7
500	-10,3	-18,6

Finalny kąt uderzenia pocisku λ_{imp} w poziomy fragment pancerza pojazdu (znajdujący się na stropie) jest algebraicznie równy różnicy między kątem 90° a modulem kąta pochylenia pocisku v_{imp} . Stosując nowy algorytm, osiągnięto zmniejszenie kąta uderzenia pocisku w pancerz pojazdu, co przedstawiono w tabeli 8.5. Zmniejszenie uzyskiwanych kątów uderzenia zwiększa zdolność głowicy bojowej do przebicia pancerza w miejscu uderzenia.

Tab. 8.5. Kąt uderzenia ppk w poziomy fragment pancerza pojazdu

Odległość strzału [m]	Kąt λ_{imp} – bazowy algorytm [°]	Kąt λ_{imp} – nowy algorytm [°]
2500	70,8	40,8
2000	69,9	47,3
1500	72,1	56,2
1000	80,2	65,6
500	79,7	71,5

8.4. Podsumowanie

Uzyskane w wyniku przeprowadzonych symulacji rezultaty potwierdzają poprawne działanie nowego algorytmu kierowania ppk, przy odległościach strzału w zakresie $500 \div 2500$ m, temperaturach atmosfery w zakresie $-40 \div 50$ °C, prędkościach wiatru

dochodzących do 10 m/s oraz strzelaniu do celów, zarówno stacjonarnych, jak i ruchomych. Dla odległości do celu w zakresie $500 \div 2500$ m uzyskano zmniejszenie kątów pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel. Największy spadek wartości tych kątów uzyskano dla strzału do celu odległego o 2500 m. Zmniejszenie kąta pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel spowodowało zmniejszenie kąta uderzenia w poziomy fragment stropu pojazdu. To z kolei skróciło drogę, którą pokonać musi struga kumulacyjna w pancerzu, zwiększając prawdopodobieństwo jego przebicia. Przez zastosowanie nowego algorytmu kierowania uzyskano mniejsze kąty pochylenia trajektorii lotu w ostatniej fazie lotu, co zwiększa prawdopodobieństwo trafienia pocisku w strop pojazdu opancerzonego. Przeprowadzono symulacje lotu ppk z zastosowaniem układu przesunięcia punktu trafienia w cel. Układ ten spowodował uderzenie pocisku w górny pancierz pojazdu, jedną z najsłabiej chronionych części pojazdów opancerzonych. We wszystkich przypadkach pocisk trafiał w cel z dokładnością wynoszącą poniżej 0,5 m CEP.

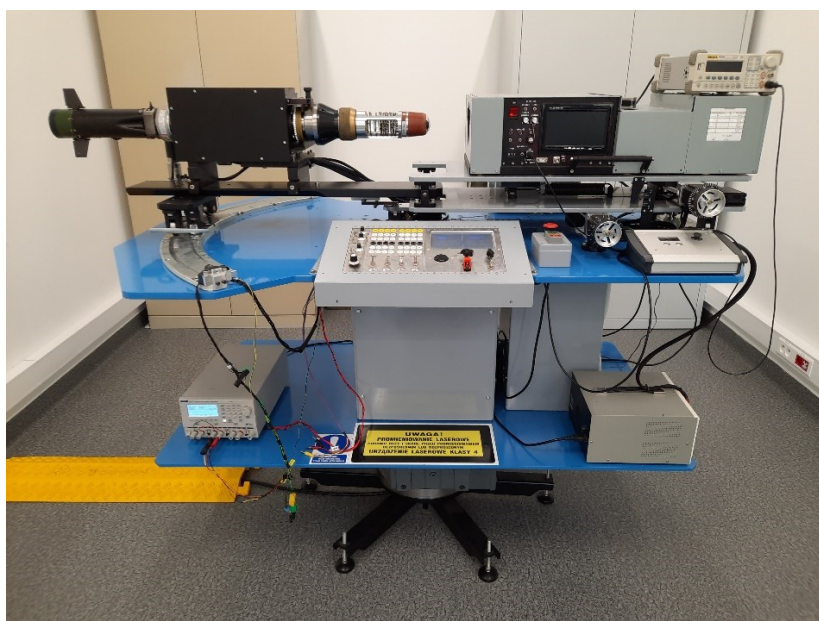
9. BADANIA LABORATORYJNE NOWEGO AUTOPILOTA

9.1. Wprowadzenie

W trakcie procesu powstawania autopilota ppk przeprowadzono wiele badań i testów laboratoryjnych. Autor rozprawy doktorskiej podczas prac nad oprogramowaniem nowego autopilota ppk przyjął zasadę wykonywania jak największej liczby prób i testów już na etapie tworzenia kodu źródłowego. Oznaczało to w praktyce, że każdy nowy fragment kodu był na bieżąco testowany i dopiero po przejściu pozytywnej weryfikacji na stanowisku testowym był dodawany do już istniejącego kodu. Takie podejście pozwalało na szybkie wychwycenie błędów oprogramowania przez skupienie się na wybranym fragmencie kodu. Testy laboratoryjne musiały być prowadzone w sposób systematyczny i przemyślany, tak aby wyeliminować możliwie największą liczbę błędów już na etapie powstawania oprogramowania. Niniejszy rozdział zawiera opis badań laboratoryjnych w ich ostatniej fazie, czyli po zatwierdzeniu ostatecznej wersji oprogramowania nowego autopilota. Są to więc badania, których celem jest ostateczne potwierdzenie realizacji wszystkich zadań przez nowy autopilot ppk. W badaniach laboratoryjnych i montażu pocisku brali udział specjaliści z CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. oraz MESKO S.A.

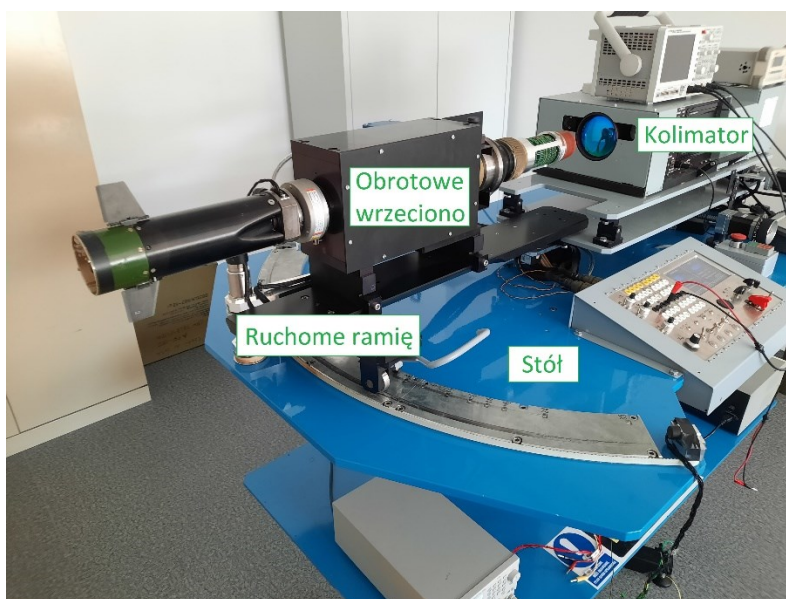
9.2. Charakterystyka stanowiska testowego

Większość badań odbywała się na stanowisku testowym ppk, zaprojektowanym i wykonanym przez spółkę CRW Telesystem-Mesko (rys 9.1). Stanowisko umożliwia przeprowadzenie badań działania systemu kierowania ppk w warunkach laboratoryjnych.



Rys. 9.1. Stanowisko testowe ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Przedziałami realizującymi naprowadzanie pocisku na cel są przedziały nawigacji, kierowania i sterowania lotem. Te trzy przedziały montowane są na obrotowym uchwycie (wrzecionie) stanowiska. Zasilanie do przedziałów – na czas testów – doprowadzone jest z zewnętrznego zasilacza laboratoryjnego. Między przedziałami komunikacja realizowana jest z wykorzystaniem przewodowej magistrali komunikacyjnej. Stanowisko pozwala na rejestrację danych pochodzących z przedziałów ppk i ich wizualizację na ekranie komputera bądź oscyloskopu. Oprogramowanie komputerowe przeznaczone do odczytu danych pochodzących z pocisku, pozwala również na ich akwizycję do późniejszej analizy. Bazą pod stanowisko jest obrotowy stół napędzany za pomocą silnika elektrycznego, umożliwiającego płynną regulację prędkości obrotowej stołu, która może wynosić maksymalnie 15 °/s (rys. 9.2) [31].



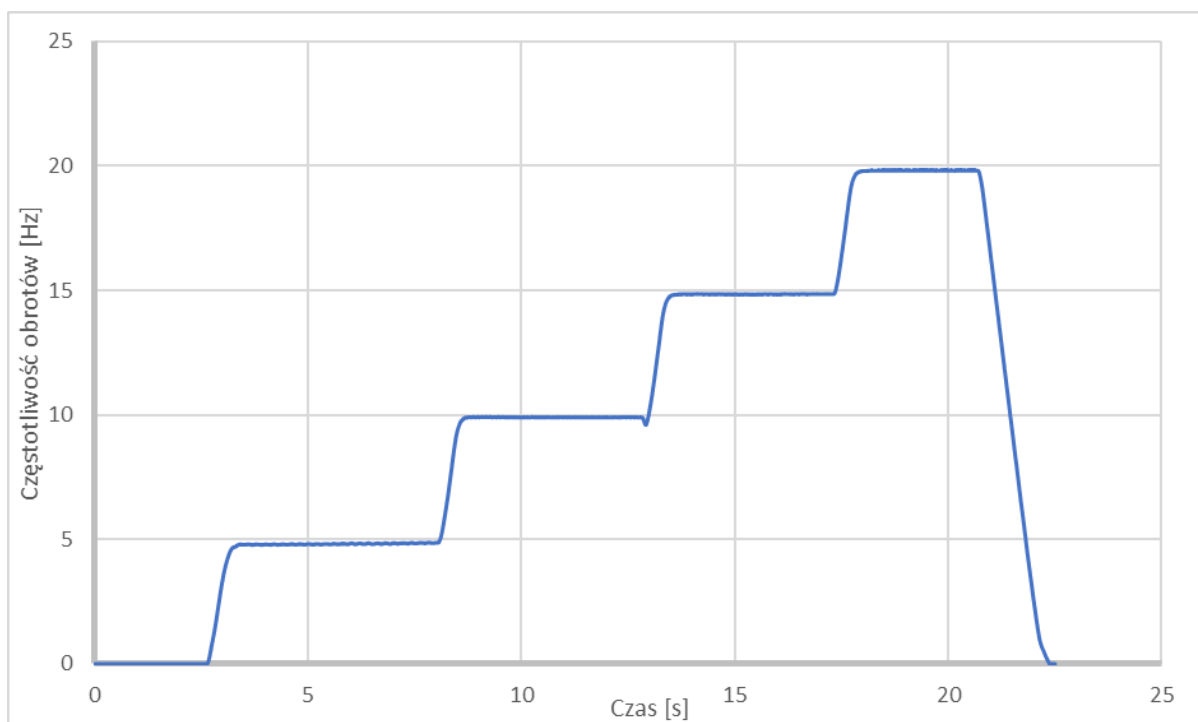
Rys. 9.2. Opis elementów stanowiska testowego ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą TSM

Ruch stołu imituje zmianę kąta pochylenia pocisku w locie oraz prędkość śledzenia celu. Przedziały ppk umieszczone są na obrotowym wrzecionie pozwalającym na płynną regulację częstotliwości obrotów pocisku w zakresie $0 \div 20$ Hz. Położenie katowe pocisku względem stołu może być zmieniane w płaszczyźnie poziomej za pomocą ruchomego ramienia. Ruchome ramię może być sterowane manualnie lub za pomocą silnika elektrycznego. Istotnym elementem stanowiska jest tzw. kolimator, którego zadaniem jest wytworzenie fali quasi-płaskiej promieniowania laserowego, imitującej promieniowanie odbite od celu. Promieniowanie to jest odbierane przez głowicę samonaprowadzającą, montowaną na stanowisku. Ponieważ wzajemna odległość między pociskiem a celem podczas trwania lotu pocisku jest zmienna, dlatego moc sygnału docierająca do GSN też jest zmienna. Z tego powodu kolimator wyposażono w możliwość płynnej regulacji mocy sygnału laserowego. Istnieje możliwość, zarówno manualnej, jak i automatycznej zmiany mocy promieniowania laserowego. Zmiana automatyczna mocy promieniowania pozwala na symulację zbliżania się pocisku do celu. Pozwala to na przetestowanie poprawności działania pocisku we wszystkich

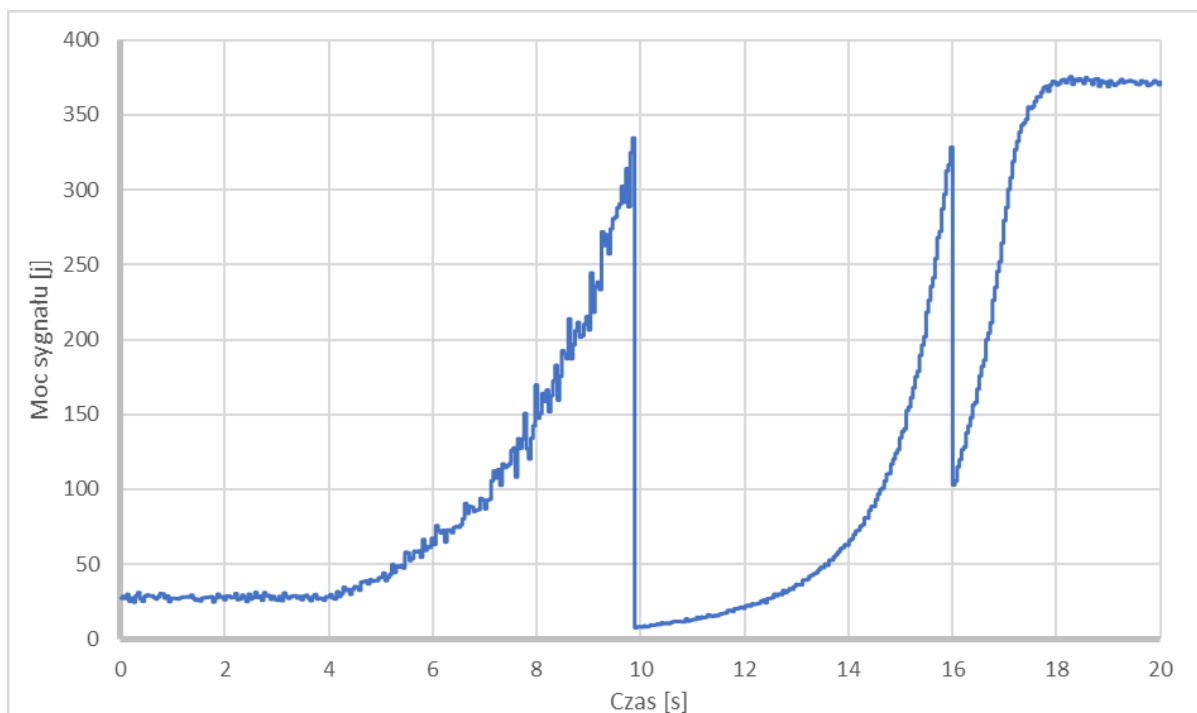
fazach lotu. Sam kolimator posiada możliwość zmiany położenia w płaszczyźnie pionowej oraz poziomej za pomocą silników elektrycznych. Pozwala to m.in. na symulację ruchu samego celu. Stanowisko było istotnym elementem w procesie powstawania oprogramowania autopilota ppk i jest nim również podczas procesu ostatecznych testów i kalibracji pocisku przed badaniami poligonowymi. Odpowiednio przygotowane przedziały nawigacji, kierowania oraz sterowania lotem, są następnie składane z pozostałymi przedziałami pocisku.

9.3. Badania nowego autopilota na stanowisku testowym

Pierwszym etapem testów mających na celu przygotowanie przedziałów ppk do badań poligonowych, była kalibracja oraz sprawdzenie głowicy samonaprowadzającej GSN. Sprawdzono m.in. poprawność wyznaczenia kąta pelengu, fazy pelengu, częstotliwości obrotowej pocisku, prędkości śledzenia oraz poprawność załączenia kolejnych stopni wzmocnienia detektora sygnału optycznego. Rysunek 9.3 przedstawia wynik sprawdzenia częstotliwości obrotów pocisku, zmieniających się w zakresie $0 \div 20$ Hz, z krokiem co 5 Hz. Rysunek 9.4 przedstawia moc sygnału odczytaną z fotodetektora GSN podczas automatycznego zwiększania wyjściowej mocy optycznej kolimatora stanowiska testowego.

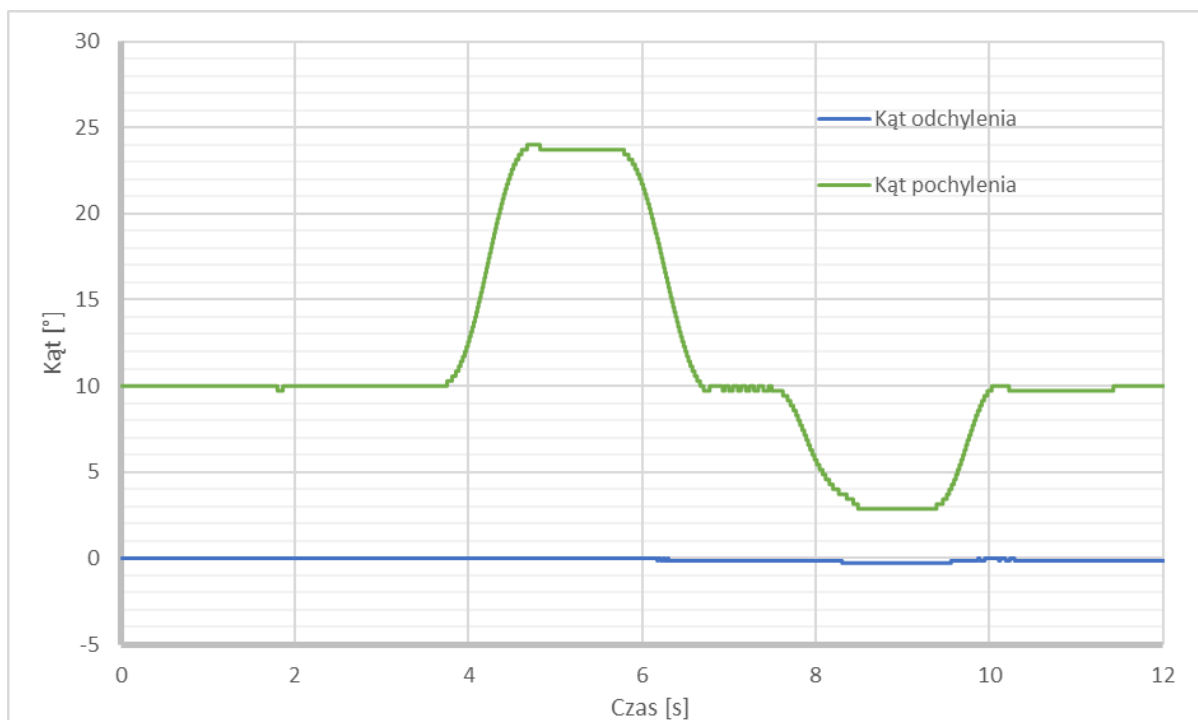


Rys. 9.3. Częstotliwość obrotów pocisku wyznaczona na podstawie danych z czujnika prędkości kątowej ppk



Rys. 9.4. Moc sygnału odczytana z fotodetektora GSN na stanowisku testowym

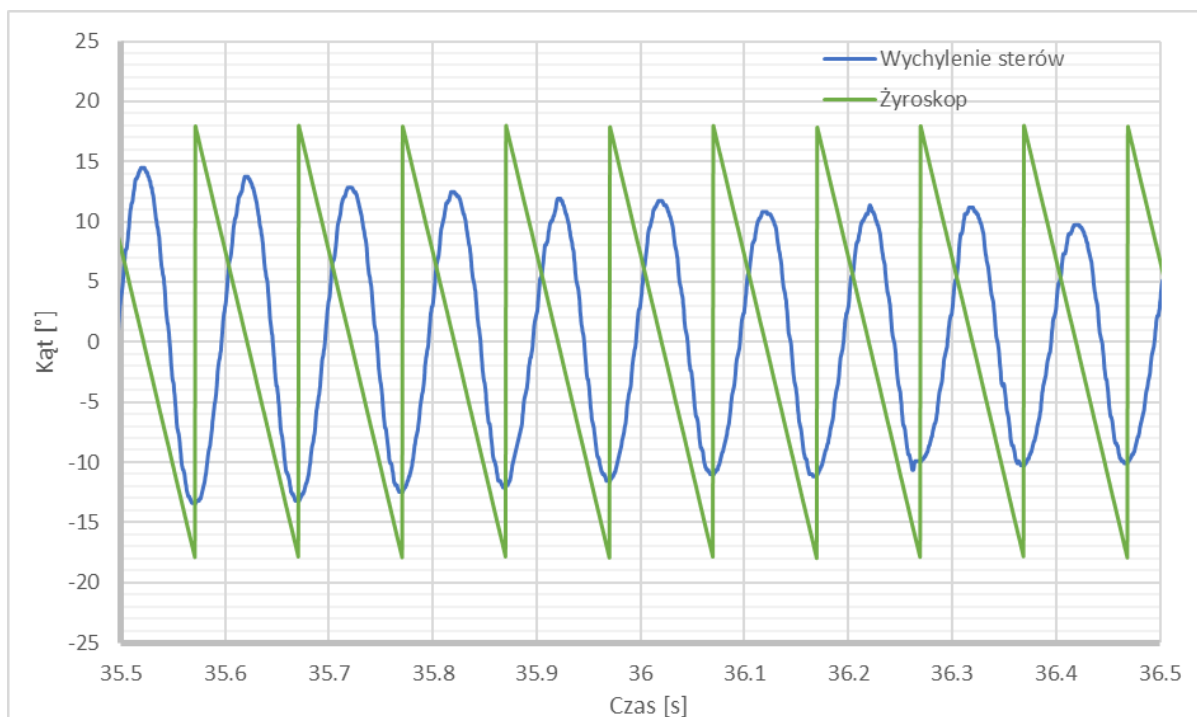
Fotodetektor GSN składa się z elementu fotoczułego (fotodiody krzemowej), przetwarzającego odebrany sygnał optyczny na sygnał elektryczny oraz elementów elektronicznych (wzmacniających i filtrujących przychodzący sygnał). Dwa wyraźne spadki mocy sygnału elektrycznego, odczytanego z fotodetektora, związane są z automatycznym załączeniem się dwóch stopni wzmacnienia sygnału elektrycznego w detektorze. Dodanie stopni wzmacnienia ma za zadanie uchronić detektor przed nasyceniem i spadkiem dokładności oraz zwiększyć zakres dynamiczny fotodetektora. Czujniki prędkości kątowych, umieszczone wzdłuż dwóch osi poprzecznych pocisku (osie Y i Z w układzie związanym z pociskiem), pozwalają na wyznaczenie prędkości kątowych pocisku wokół tych osi oraz na wyznaczenie kątów pochylenia i odchylenia pocisku względem normalnego układu współrzędnych związanego z Ziemią $Ox_g y_g z_g$ o początku ustalonym na rakiecie. Podczas testu poprawności wyznaczenia kątów pochylenia i odchylenia pocisku przez algorytm autopilota ppk, którego wynik przedstawiono na rysunku 9.5, dokonano manualnej zmiany kąta pochylenia pocisku na stanowisku testowym według następującej sekwencji: 10° , 24° , 10° , 3° , 10° .



Rys. 9.5. Przebieg zmian kąta pochylenia i kąta odchylenia ppk, obliczony przez algorytm autopilota na podstawie danych z wewnętrznych czujników pocisku

Ruch pocisku na stanowisku testowym odbywał się w płaszczyźnie poziomej (odpowiadającej płaszczyźnie pionowej w locie), dlatego największe zmiany obserwowano w sygnale kąta pochylenia pocisku. Zmiany obserwowane w kącie odchylenia były znikome. Podczas tego sprawdzenia częstotliwość obrotów wrzeciona stanowiska testowego wynosiła 10 Hz.

Kolejnym istotnym testem było porównanie zgodności fazowej sygnałów kąta wychylenia sterów ppk oraz kąta przechylenia pocisku. Kąt przechylenia określany jest przez oprogramowanie autopilota ppk na podstawie odczytu z żyroskopu mechanicznego umieszczonego w przedziale kierowania. Kąt wychylenia sterów natomiast określany jest za pomocą wewnętrznego czujnika umieszczonego w przedziale sterowania lotem. Na rysunku 9.6 przedstawiono fragment przebiegu obu sygnałów. Wychylenie sterów zmieniało się zgodnie z wypracowaną przez autopilota komendą sterującą. Podczas badania częstotliwość obrotów wrzeciona stanowiska testowego wynosiła 10 Hz.

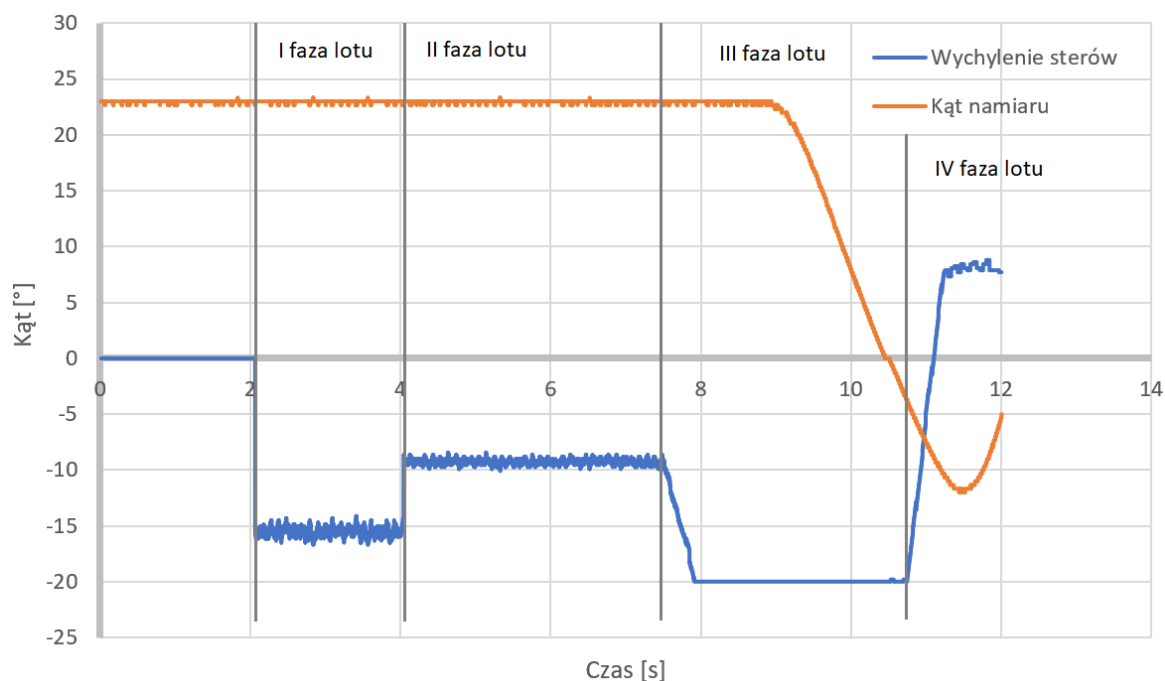


Rys. 9.6. Przebieg kąta wychylenia sterów oraz kąta przechylenia pocisku odczytany z żyroskopu mechanicznego. Sygnał przechylenia został pomniejszony dziesięciokrotnie w celu ułatwienia porównania faz obu sygnałów

Wszystkie badania przeprowadzone na stanowisku testowym ppk, wykazały pełną gotowość przedziałów nawigacji, kierowania oraz sterowania lotem do badań poligonowych.

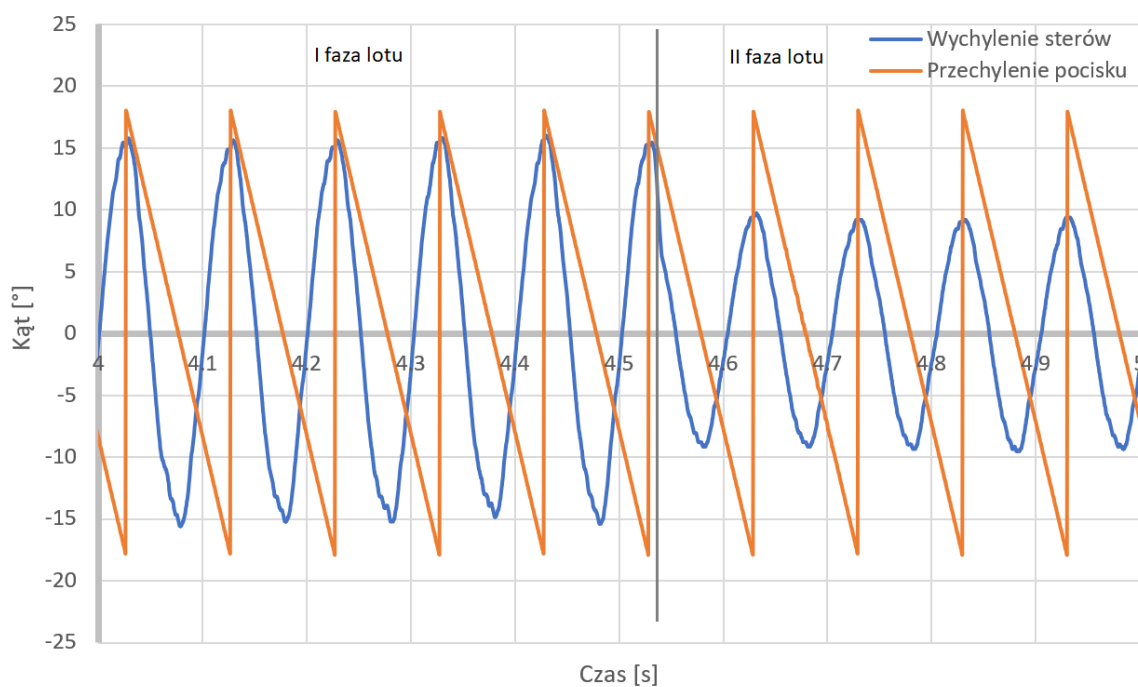
9.4. Badania laboratoryjne nowego algorytmu kierowania

Nowy autopilot ppk pozwala na realizację, zarówno bazowego, jak i nowego algorytmu kierowania lotem. Poprawność realizacji bazowego algorytmu kierowania przez nowy autopilot została potwierdzona podczas badań laboratoryjnych oraz poligonowych. Kolejnym etapem prac rozwojowych była implementacja nowego algorytmu kierowania w nowym autopilocie. W niniejszym podrozdziale przedstawiono niektóre z wyników badań laboratoryjnych nowego algorytmu realizowanego przez nowy autopilot. Badania przeprowadzono na stanowisku testowym ppk. W testach skupiono się na potwierdzeniu poprawnej realizacji automatycznego przełączania faz lotu pocisku oraz potwierdzeniu wypracowania oczekiwanej wartości komendy sterującej przez autopilot ppk. Na rysunku 9.7 przedstawiono wykres kąta wychylenia sterów δ oraz kąta namiaru σ_p w funkcji czasu. Podczas tego badania pocisk nie obracał się, a jego kąt namiaru w pierwszej i drugiej fazie lotu był stały i wynosił 23° . Kąt namiaru został zmieniony manualnie (w trakcie trwania trzeciej fazy lotu) w celu spełnienia warunku załączającego czwartą fazę lotu ppk. Zmiana kąta namiaru na stanowisku testowym ppk odbywała się poprzez zmianę położenia kątownego ruchomego ramienia, na którym zamocowane jest obrotowe wrzeciono i przedziały ppk. Kąt wychylenia sterów we wszystkich fazach lotu odpowiadał wartościom oczekiwanym.

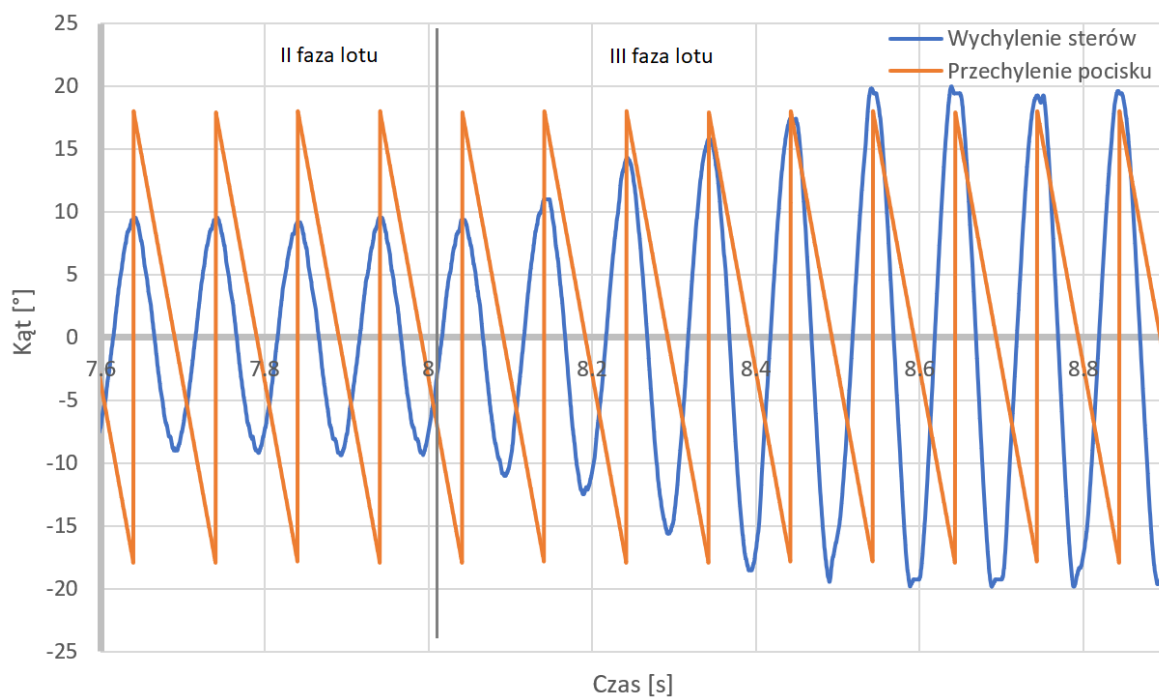


Rys. 9.7. Wykres wychylenia sterów δ i kąta natarcia σ_p w funkcji czasu w kolejnych fazach lotu

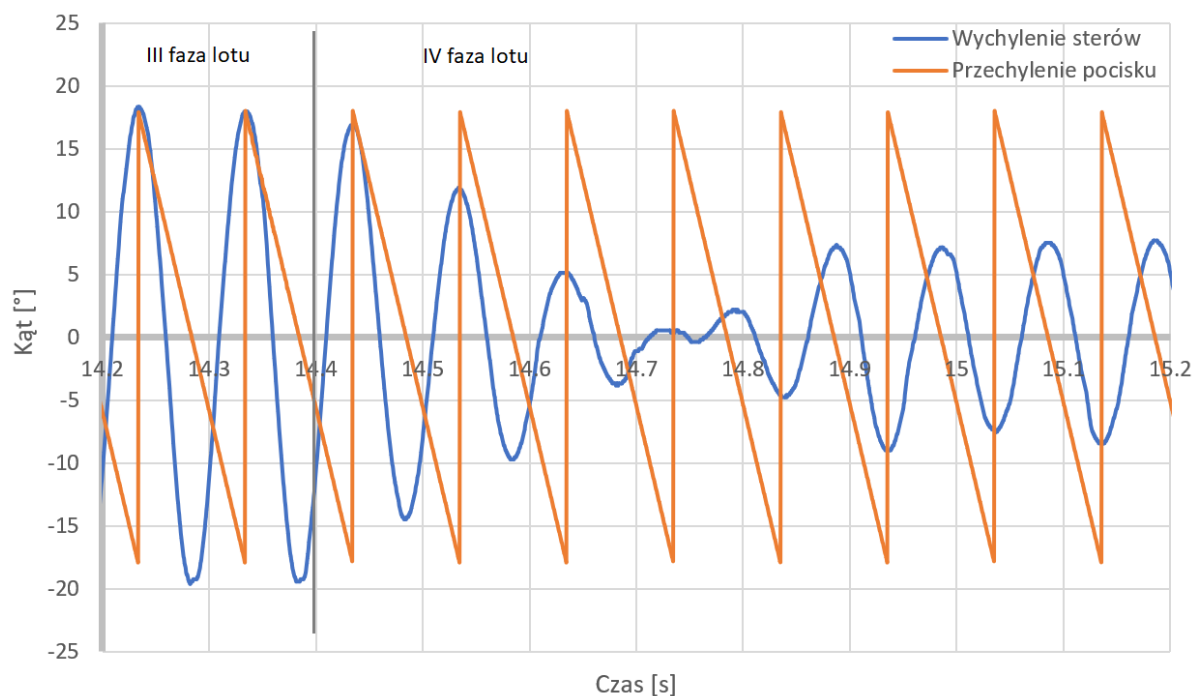
W kolejnym badaniu sprawdzono wychylenie sterów w sytuacji, gdy pocisk obraca się z częstotliwością wynoszącą 10 Hz. Zmiana amplitudy kąta δ przy przejściu między pierwszą a drugą fazą lotu wynikała ze zmiany współczynnika wzmocnienia członu proporcjonalnego regulatora. Zadaniem regulatora jest minimalizacja różnicy między wartością zadaną kąta natarcia (wynoszącą 20°) a wartością zmierzoną. Na rysunkach 9.8 – 9.10 przedstawiono przejścia między kolejnymi fazami lotu. Kąt natarcia ustawiono podobnie jak w poprzednim badaniu. Na rysunkach 9.9 i 9.10 wyraźnie widoczny jest efekt występowania liniowej zmiany współczynnika komendy sterującej, który powoduje stopniową zmianę amplitudy komendy sterującej, co przekłada się na poprawę stabilności pocisku w locie (podrozdział 5.3). Na rysunku 9.10 widoczna jest zmiana kierunku wychylenia sterów (względem kąta przechylenia pocisku) przy przejściu między trzecią a czwartą fazą lotu.



Rys. 9.8. Wykres wychyleń sterów δ i przechyleń pocisku w funkcji czasu w chwili przejścia między pierwszą a drugą fazą lotu. Wartość kąta przechyleń γ na wykresie zmniejszono 10-cio krotnie

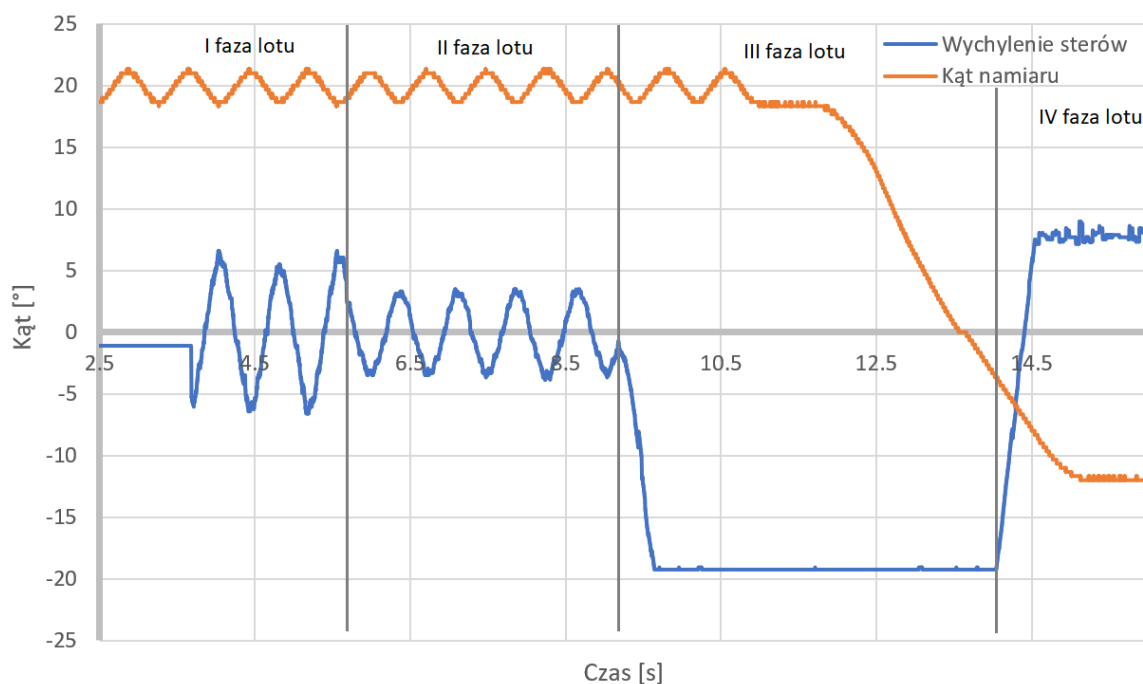


Rys. 9.9. Wykres wychyleń sterów δ i przechyleń pocisku w funkcji czasu w chwili przejścia między drugą a trzecią fazą lotu. Wartość kąta przechyleń γ na wykresie zmniejszono 10-cio krotnie

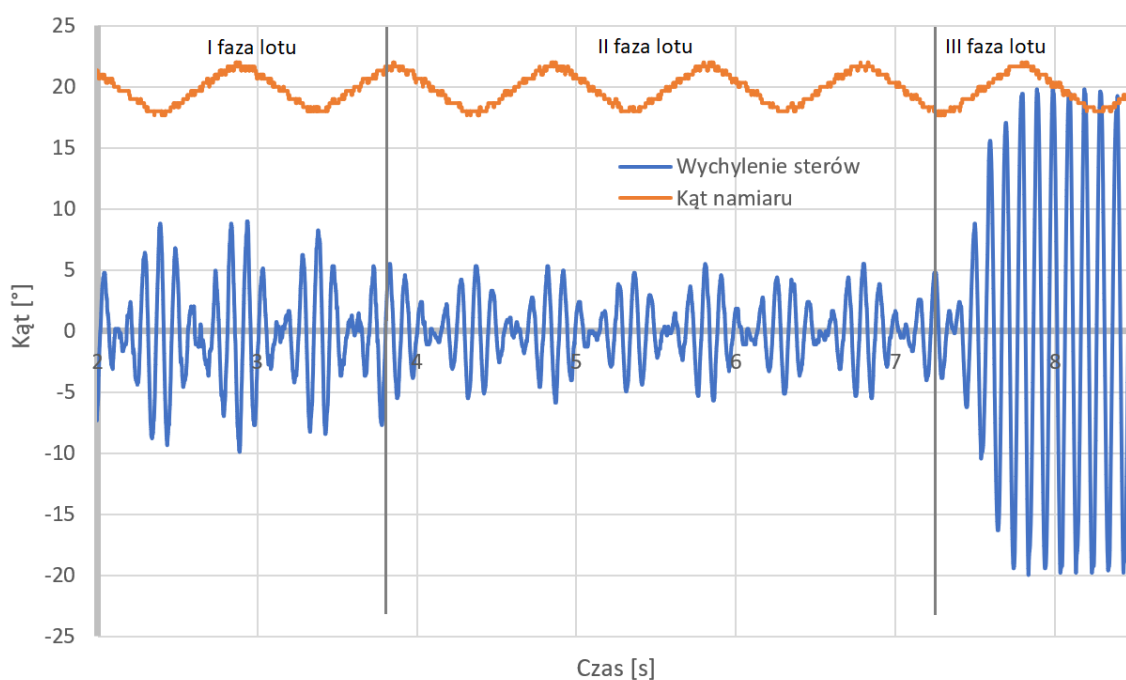


Rys. 9.10. Wykres wychyleń sterów δ i przechyleń pocisku w funkcji czasu w chwili przejścia między trzecią a czwartą fazą lotu. Wartość kąta przechyleń γ na wykresie zmniejszono 10-cio krotnie

W kolejnym badaniu sprawdzono odpowiedź sterów w pierwszej i drugiej fazie lotu na cykliczną zmianę kąta namiaru pocisku. Zmiana kąta namiaru spowodowana była ruchem ramienia na stanowisku testowym ppk, które w pierwszej, drugiej i na początku trzeciej fazy lotu zmieniał położenie w trybie automatycznym. Na końcu trzeciej fazy lotu położenie ramienia zmieniono manualnie. Badanie wykonano bez obrotów pocisku (rys. 9.11) oraz z częstotliwością obrotów pocisku wynoszącą 10 Hz (rys. 9.12).



Rys. 9.11. Wykres wychYLENIA sterów δ i kąta namiaru σ_p w funkcji czasu w kolejnych fazach lotu

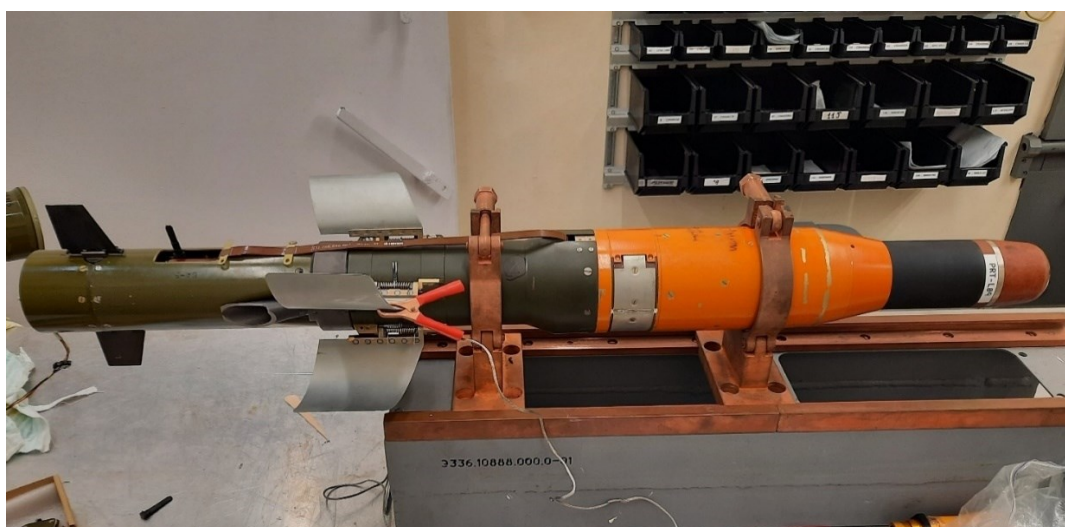


Rys. 9.12. Wykres wychYLENIA sterów δ i kąta namiaru σ_p w funkcji czasu w pierwszych trzech fazach lotu. Pocisk obraca się z częstotliwością 10 Hz

9.5. Montaż pocisku i badania końcowe

Montaż końcowy pocisku odbywał się w zakładach zbrojeniowych MESKO S.A. w Skarżysku-Kamiennym. Dołączenie przedziału napędowego, zawierającego zaelaborowany silnik rakietowy, wymagało zastosowania specjalnie do tego celu przeznaczonego stanowiska

montażowego, umożliwiającego bezpieczne odprowadzanie ładunków elektrycznych (rys. 9.13). Konieczne było również zachowanie szczególnej ostrożności podczas całego procesu montażu. Pocisk po montażu i sprawdzeniu poprawnego działania został umieszczony w pojemniku transportowo-startowym (rys. 9.14). Prawidłowe umieszczenie pocisku w pojemniku jest kluczowe dla zapewnienia poprawności wystrzelenia i lotu pocisku do celu. Pojemnik wraz z pociskiem został osadzony w zespole wyrzutni i ostatecznie przetestowany z modułem startowym i wynośnym pulpitem kierowania. Sprawdzono między innymi poprawność przychodzących sygnałów z głowicy samonaprowadzającej, autopilota oraz bloku sterów. Sprawdzono również poprawność połączeń elektrycznych spłonek inicjujących zadziałanie elementów pirotechnicznych ppk.



Rys. 9.13. Ppk z dołączonym, zaelaborowanym silnikiem marszowym na stanowisku montażowym w zakładach MESKO S.A. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.



Rys. 9.14. Montaż ppk w pojemniku transportowo-startowym na stanowisku montażowym w zakładach MESKO S.A. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.



Rys. 9.15. Ppk umieszczony w zespole wyrzutni, przygotowany do testów zakładowych w specjalnie do tego przeznaczonym pomieszczeniu w zakładach MESKO S.A. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

9.6. Podsumowanie

Każdy z modułów elektronicznych umieszczonych w pocisku był niezależnie testowany w warunkach laboratoryjnych. Proces testowania oraz kalibracji przedziałów ppk jest procesem wieloetapowym, na który składało się wiele badań na różnych stanowiskach testowych. W tym rozdziale opisano część badań przedziału kierowania, przeprowadzonych na stanowisku testowym ppk w siedzibie spółki CRW Telesystem-Mesko. Nowy autopilot ppk, będący elementem przedziału kierowania, przeszedł pomyślnie wszystkie badania na stanowisku testowym. Badania te wykazały poprawność realizacji bazowego i nowego algorytmu kierowania przez nowy autopilot ppk. Po uzyskaniu pozytywnego wyniku weryfikacji działania pozostałych przedziałów ppk, dokonano montażu końcowego pocisku w zakładach MESKO S.A. Po montażu i przeprowadzeniu testów końcowych ppk, gotowy pocisk został umieszczony w specjalnie do tego celu przeznaczonej skrzyni i przewieziony na poligonowe stanowisko badawcze.

10. BADANIA POLIGONOWE PRZECIWPANCERNEGO POCISKU KIEROWANEGO Z NOWYM AUTOPILOTEM

10.1. Wprowadzenie

Badania poligonowe ppk wyposażonego w nową wersję autopilota odbyły się w marcu oraz lipcu 2023 r. na poligonie w Nowej Dębie. Ustawienia celu, wyrzutni i stanowiska podświetlenia celu były zbliżone podczas obu prób. Próba polegała na wystrzeleniu pocisku kierowanego do drewnianej tarczy, oddalonej od wyrzutni o ok. 1230 m. Stanowisko startowo-celownicze (CLU-P), odpowiadające za podświetlenie celu, było oddalone o ok. 50 m od wyrzutni. Warunki pogodowe na poligonie były sprzyjające, tzn. występowała dobra przejrzystość powietrza, brak opadów atmosferycznych oraz brak silnego wiatru. W badaniach poligonowych w 2023 r. brali udział specjaliści z CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o., MESKO S.A. oraz WITU (Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia).

10.2. Aparatura badawcza

Zadaniem aparatury badawczej na poligonie jest rejestracja możliwie największej ilości kluczowych danych, potrzebnych w procesie późniejszej analizy lotu pocisku. Często dąży się do wykonania pomiaru jednego parametru za pomocą dwóch niezależnych metod, co pozwala na późniejszą weryfikację uzyskanych danych. Przykładowo, możliwe jest wyznaczenie kąta pochylenia pocisku za pomocą informacji uzyskanej z czujników wewnętrznych pocisku oraz z kamer znajdujących się przy tarczy. Do rejestracji prędkości oraz toru lotu pocisku na poligonie wykorzystano radar Dopplera (rys. 10.1).



Rys. 10.1. Radar Dopplera śledzący ppk w locie na poligonie. Źródło: opracowanie własne za zgodą Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia i MESKO S.A.

Przy stanowisku startowym znajdowała się kamera szybka, rejestrująca z szybkością 5000 klatek/s moment wyjścia pocisku z wyrzutni. Przy samej tarczy ustawiono trzy kamery rejestrujące obraz w spektrum widzialnym z szybkością 240 klatek/s, co pozwoliło na uchwycenie momentu wejścia pocisku w tarczę. Ustawiono również jedną kamerę rejestrującą obraz w bliskiej podczerwieni. Pozwoliło to na obserwację plamki promieniowania laserowego, padającego na tarczę. Bardzo istotnym źródłem informacji są dane zapisywane przez rejestrator danych, umieszczony wewnątrz ppk. Stosując analogię z dziedziny lotnictwa, rejestrator ten jest swego rodzaju „czarną skrzynką”, zapisującą wszystkie istotne parametry lotu. Po odbyciu lotu przez pocisk istnieje więc konieczność jego odnalezienia i odczytania danych z rejestratora. Istnieje wersja przedziału bojowego ppk, która zamiast ładunku bojowego zawiera radiową stację nadawczą, tzw. moduł telemetry. Sygnał radiowy z modułu telemetry odbierany jest przez naziemną stację odbiorczą (rys. 10.2) i zapisywany w pamięci komputera.



Rys. 10.2. Antena naziemnej stacji odbiorczej sygnału wysyłanego przez moduł telemetry ppk. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

Zastosowanie radiowej stacji nadawczej pozwala na przesłanie danych z pocisku już w trakcie trwania lotu, co jest kluczowe w przypadku zniszczenia lub uszkodzenia rejestratora danych w wyniku uderzenia pocisku w ziemię. Dotychczas przeprowadzone próby poligonowe dowiodły, że opracowany w CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. rejestrator danych, znajdujący się wewnątrz ppk, prawidłowo zapisuje dane i pozwala na ich odtworzenie po zakończeniu lotu pocisku.

10.3. Wyniki badań poligonowych

Badania poligonowe rozpoczęto od rozstawienia aparatury pomiarowej, wyrzutni, stanowiska startowo-celowniczego oraz wynośnego pulpitu kierowania. Wynośny pulpit kierowania znajdował się za pancerną osłoną balistyczną. Przed oddaniem strzału przećwiczono kilkakrotnie procedurę startową ppk. Prędkość liniowa i częstotliwość obrotów pocisku w chwili opuszczenia wyrzutni, nadane przez silnik startowy, były prawidłowe i wynosiły odpowiednio ok. 30 m/s i 8 Hz. Cztery stabilizatory oraz para sterów otworzyły się prawidłowo, co zarejestrowano za pomocą kamery szybkiej (rys. 10.4). Silnik startowy prawidłowo oddzielił się od pocisku po opuszczeniu pojemnika transportowo-startowego (rys 10.5).



Rys. 10.3. Wyrzutnia przygotowana do wystrzelenia ppk na poligonie. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

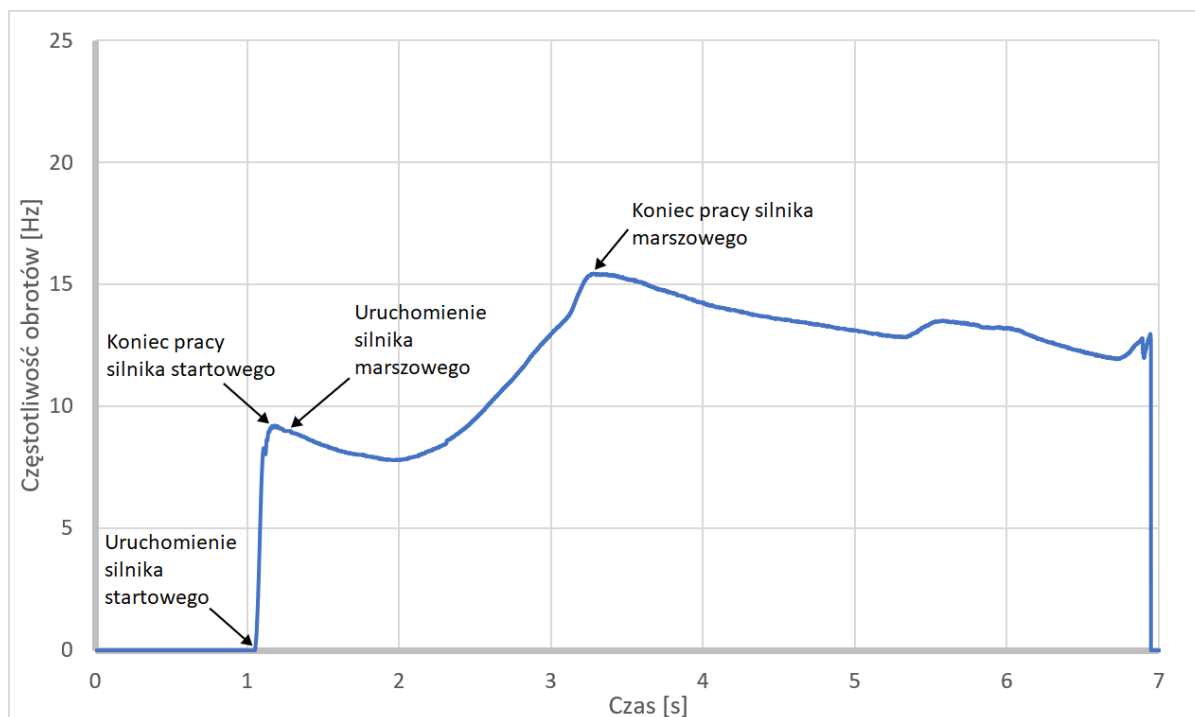


Rys. 10.4. Moment wyjścia ppk z wyrzutni zarejestrowany przez kamerę szybką. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.



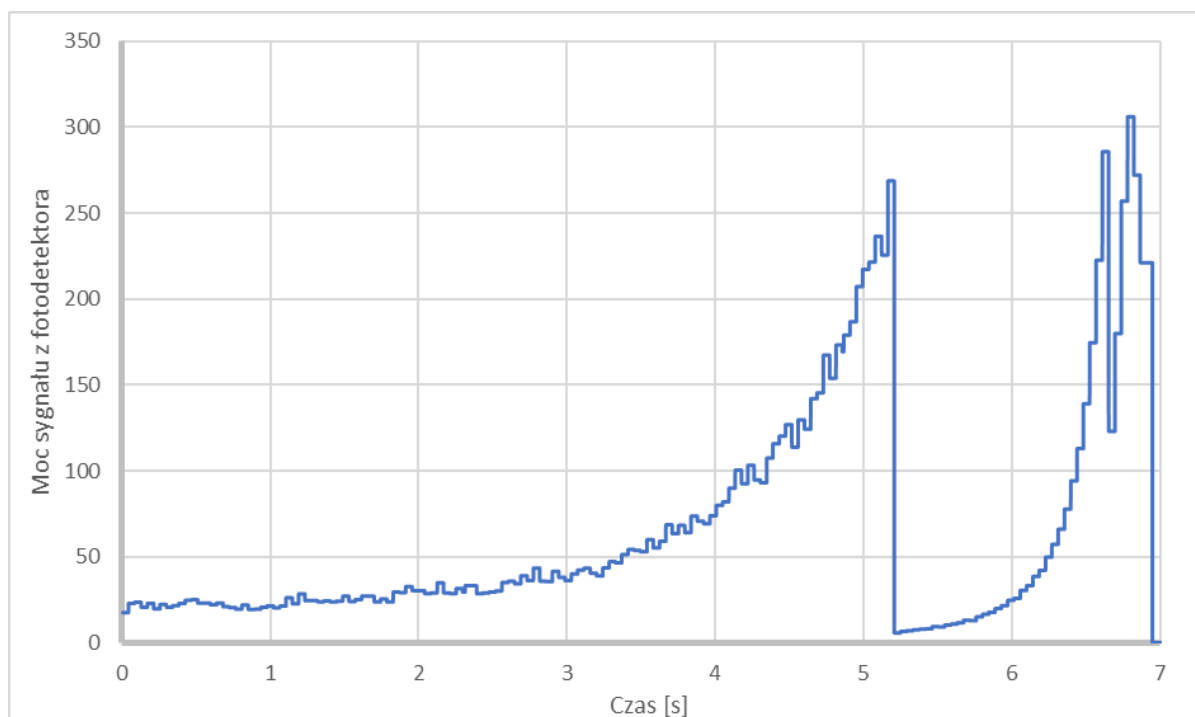
Rys. 10.5. Oddzielenie silnika startowego od reszty konstrukcji ppk. Silnik startowy oznaczono czerwoną ramką. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

Rysunek 10.6 przedstawia częstotliwość obrotów pocisku w locie. Częstotliwość wyznaczono na podstawie danych z czujnika prędkości kątowej, mierzącego prędkość kątową wzdłuż osi podłużnej pocisku. Częstotliwość obrotów ppk oraz inne dane zostały zapisane w wewnętrznym rejestratorze danych i odczytane po odnalezieniu pocisku. Pocisk w trakcie lotu obracał się z częstotliwościami z zakresu $7,8 \div 15,4$ Hz, co umożliwiało prawidłowe sterowanie pociskiem.



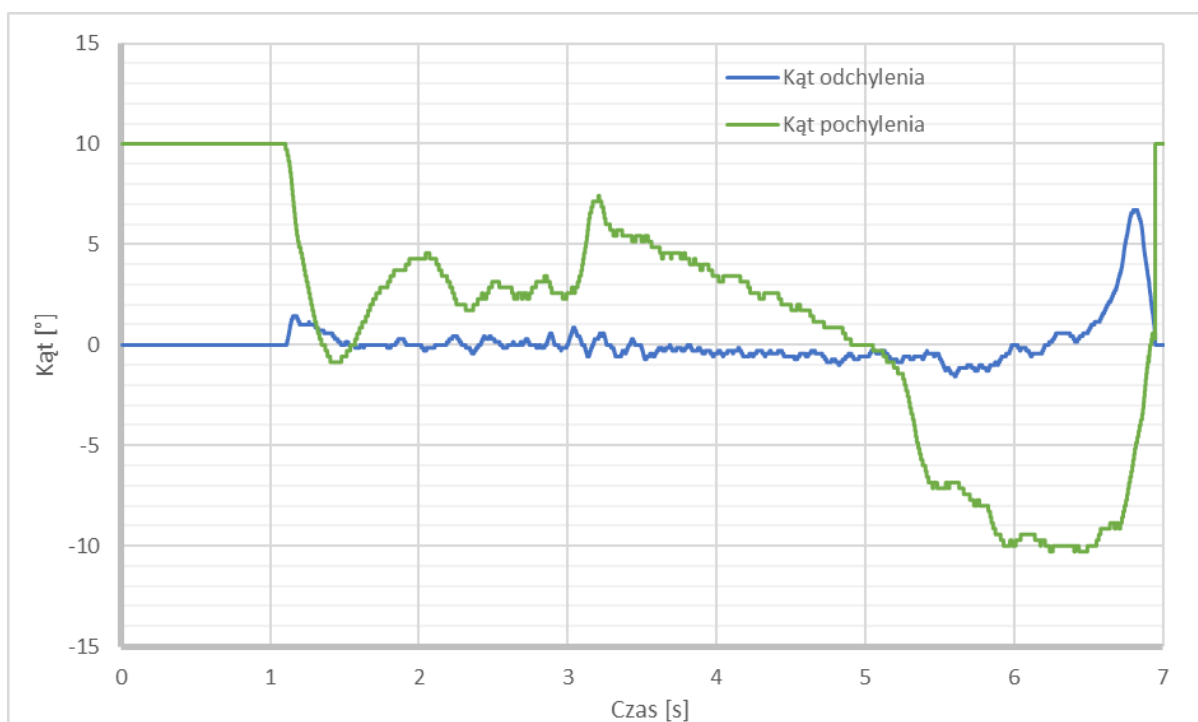
Rys. 10.6. Częstotliwość obrotów ppk w funkcji czasu

Moc sygnału odbieranego przez fotodetektor GSN narastała wraz ze zbliżaniem się pocisku do celu, co przedstawiono na rysunku 10.7. Nastąpiło prawidłowe załączenie dwóch stopni wzmocnienia sygnału elektrycznego w detektorze.



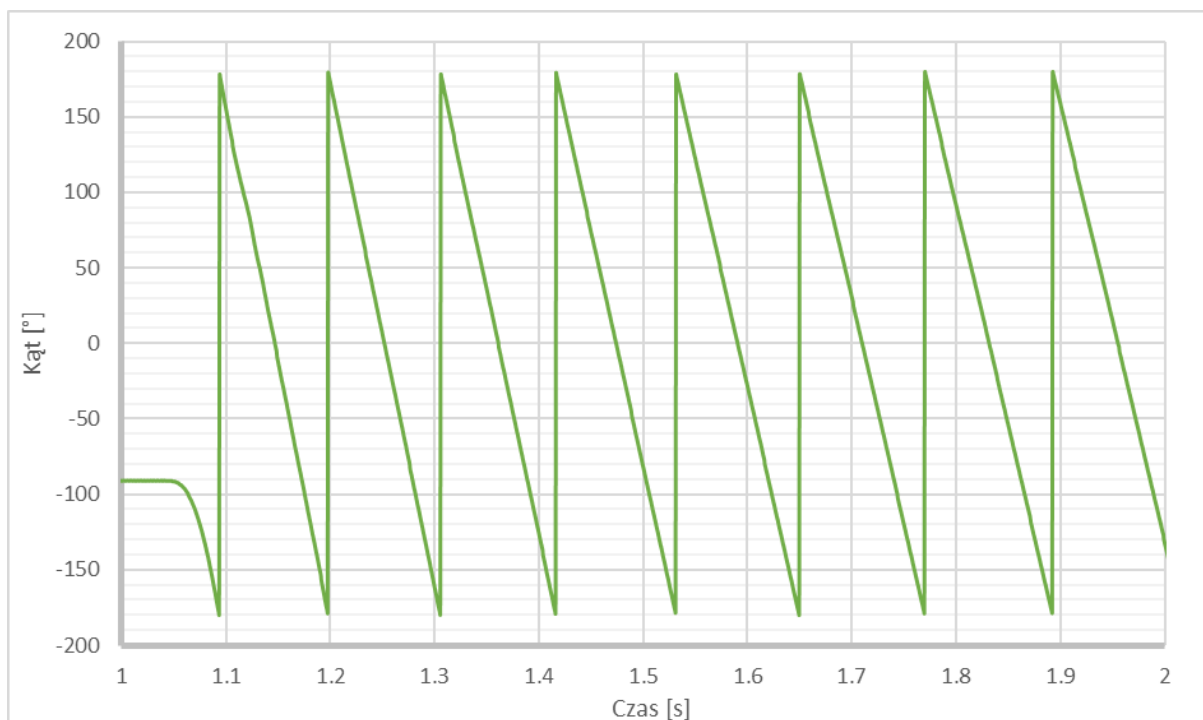
Rys. 10.7. Moc sygnału odczytana z fotodetektora GSN

Rysunek 10.8 przedstawia kąty pochylenia i odchylenia pocisku w locie obliczone przez algorytm autopilota na podstawie danych pochodzących z wewnętrznych czujników prędkości kątowych pocisku.



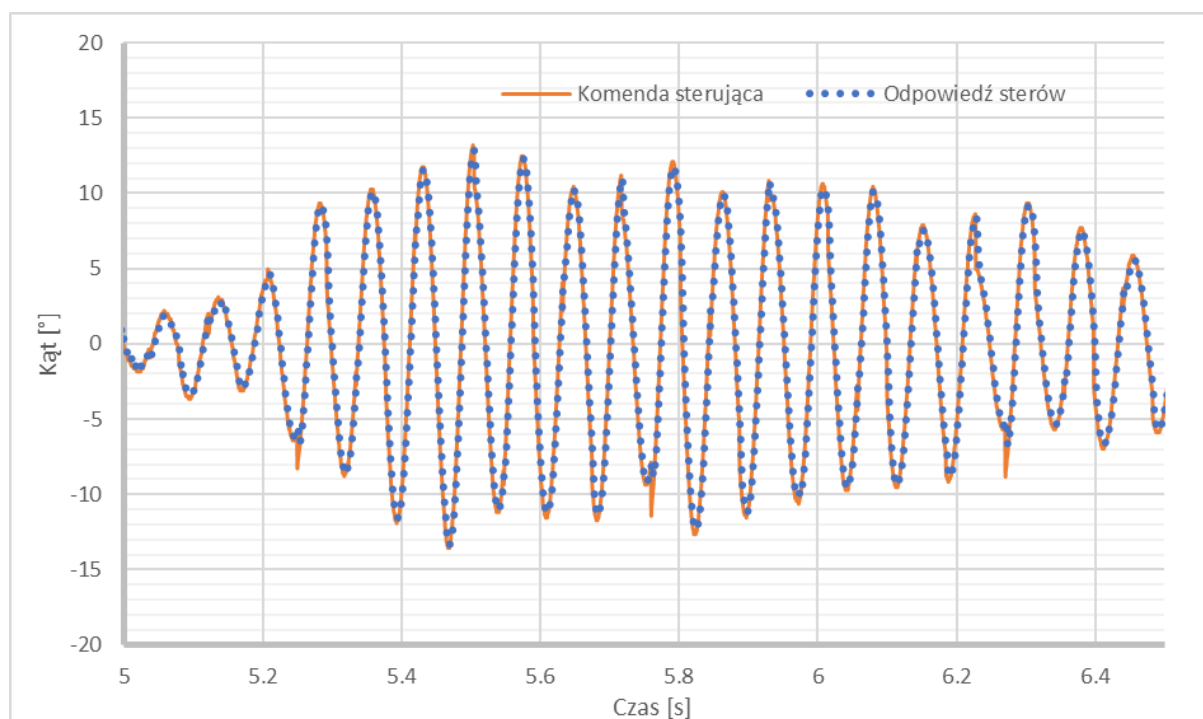
Rys. 10.8. Kąty pochylenia i odchylenia ppk

Na rysunku 10.9 przedstawiono przebieg sygnału przechylenia pocisku odczytany na podstawie sygnałów z żyroskopu mechanicznego. Kąty przechylenia są w zakresie $-180 \div 180^\circ$. Pocisk wykonuje obroty wokół swojej osi podłużnej, dlatego wykres przedstawia sygnał piłokształtny. Prędkość obrotowa pocisku obliczona na podstawie przyrostu kąta przechylenia pocisku, jest w dużym stopniu zgodna z chwilową prędkością obrotową pocisku, określoną na podstawie czujnika prędkości kątowych.



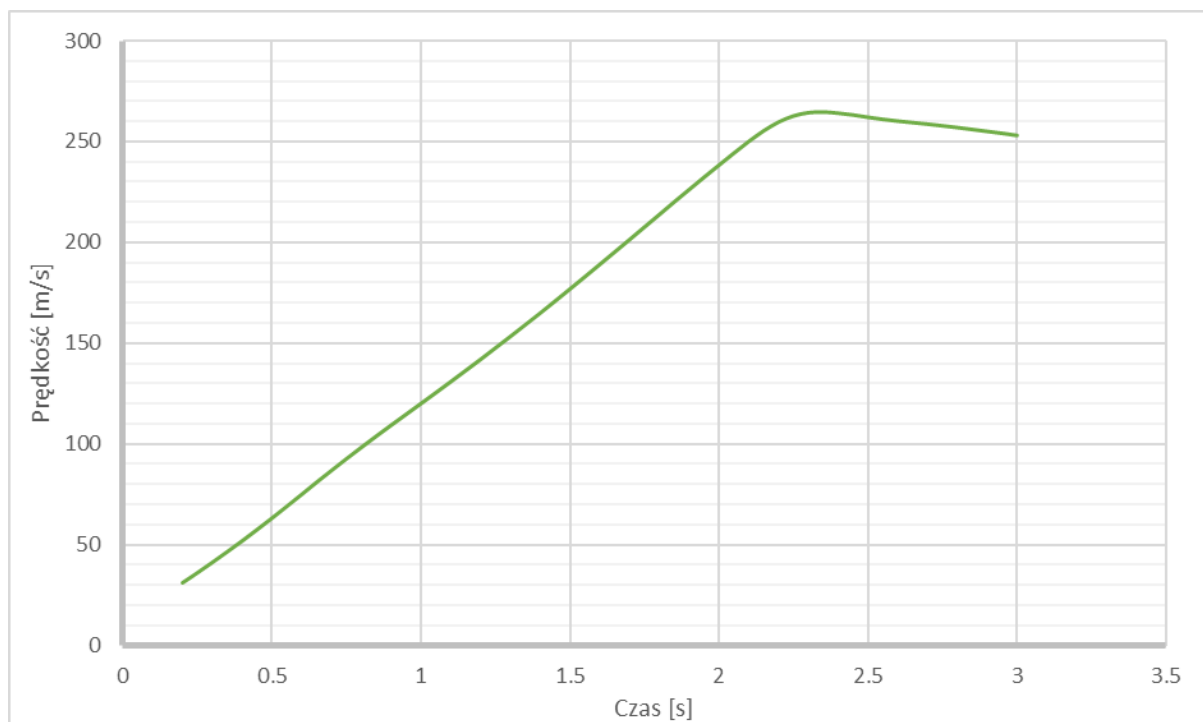
Rys. 10.9. Kąt przechylenia ppk

Rysunek 10.10 przedstawia zadany kąt wychYLENIA sterów (komendę sterującą) przesłany do przedziału sterowania lotem oraz odpowiedź sterów. Stery poprawnie odpowiadały na zadaną komendę sterującą w trakcie trwania całego lotu ppk.



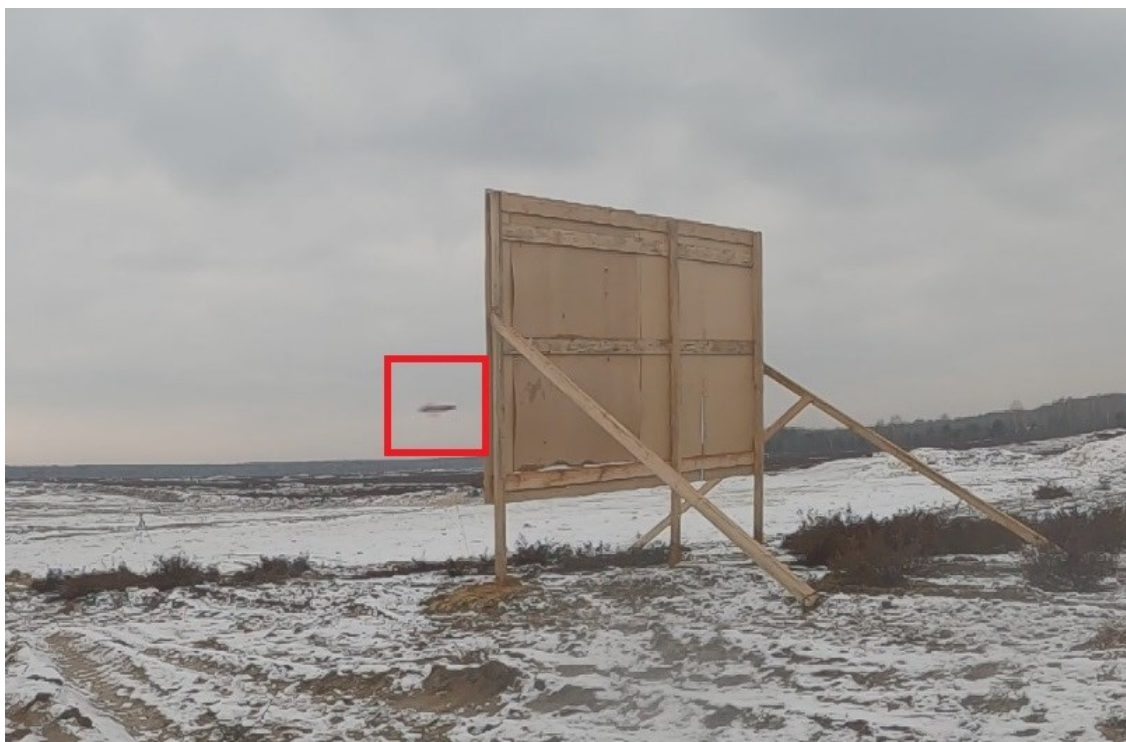
Rys. 10.10. Wykres przedstawiający zadaną komendę sterującą i odpowiedź sterów ppk

Lot ppk do celu trwał ok. 5,9 s, licząc od wyjścia pocisku (sygnał zejście) z pojemnika transportowo-startowego do uderzenia w tarczę. Prędkość pocisku przez pierwszą część lotu była śladowana przez radar Dopplera (rys. 10.11). Po 3 s lotu radar zgubił pocisk i zapis został zakończony. W rejestracji z radaru Dopplera wystrzelenie pocisku nastąpiło w czasie 0 s. Wszelkie analizy porównawcze danych z radaru i rejestratora muszą uwzględniać różnice w czasie rozpoczęcia zapisu danych.

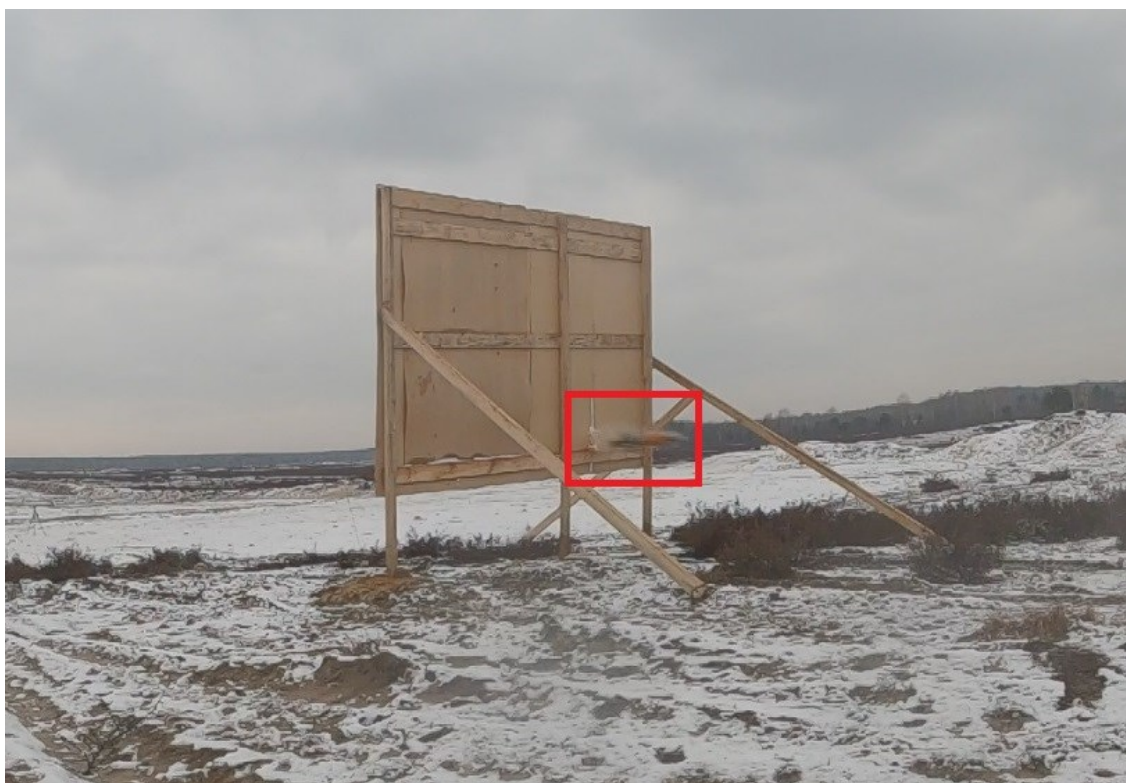


Rys. 10.11. Prędkość lotu ppk zmierzona przez radar Dopplera

Pocisk przyspieszał aż do zakończenia pracy silnika marszowego, osiągając prędkość maksymalną, wynoszącą 265 m/s. Po zakończeniu pracy silnika marszowego prędkość pocisku stopniowo malała. Kamery umieszczone w pobliżu tarczy umożliwiły rejestrację momentu zbliżenia pocisku do tarczy i uderzenia pocisku w tarczę, co przedstawiono na rysunkach 10.12 ÷ 10.14.



*Rysunek 10.12. Pocisk na chwilę przed uderzeniem w tarczę – widok z kamery umieszczonej za tarczą.
Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.*



*Rysunek 10.13. Pocisk przechodzący przez tarczę – widok z kamery umieszczonej za tarczą. Źródło:
opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.*



Rysunek 10.14. Pocisk na chwilę przed uderzeniem w tarczę – widok z kamery umieszczonej przed tarczą. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

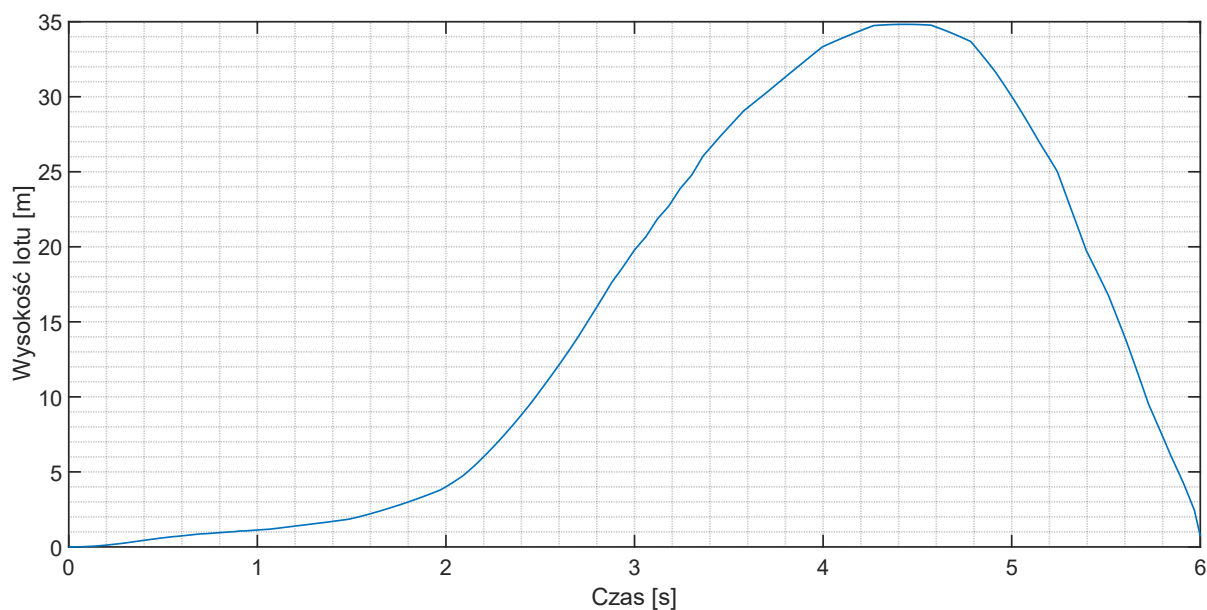
Pocisk uderzył w tarczę w odległości ok. 0,9 m od punktu oświetlenia celu (rys. 10.15).



Rys. 10.15. Tarcza po trafieniu przez ppk. Zaznaczono punkt trafienia oraz obszar podświetlenia celu przez stanowisko startowo-celownicze. Źródło: opracowanie własne za zgodą MESKO S.A.

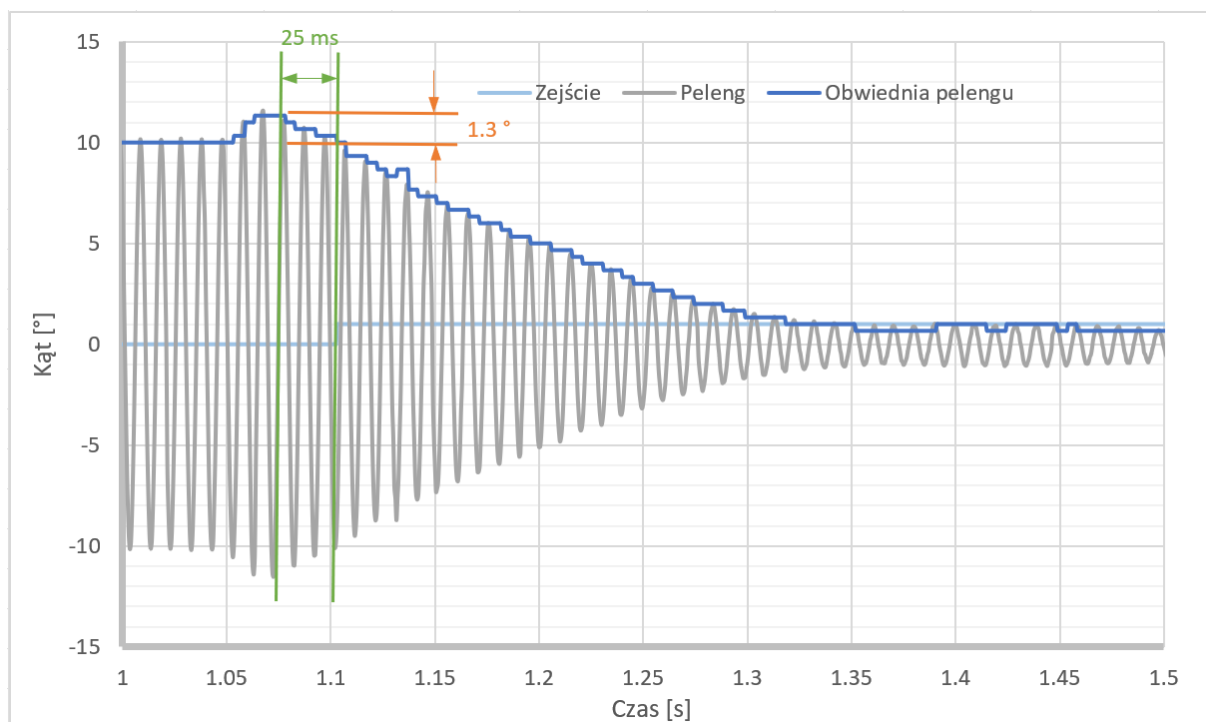
10.4. Analiza wyników

Uzyskane w warunkach poligonowych wyniki poddano analizie polegającej na ich porównaniu z wynikami symulacji komputerowej oraz wynikami uzyskanymi podczas poprzednich badań poligonowych. Trajektorię lotu ppk wyznaczono na podstawie obrazu z kamery szybkiej, umieszczonej za wyrzutnią, w pobliżu linii wyrzutnia – cel. Znając rozmiar kątowny obrazu z kamery oraz prędkość pocisku, możliwe jest wyznaczenie wysokości samego lotu. Prędkość pocisku w części lotu niezarejestrowanej przez radar Dopplera była szacowana w oparciu o symulację komputerową. Pocisk wzniósł się na wysokość 35 m, co jest wartością o 15 m niższą niż wynikająca z symulacji komputerowej.

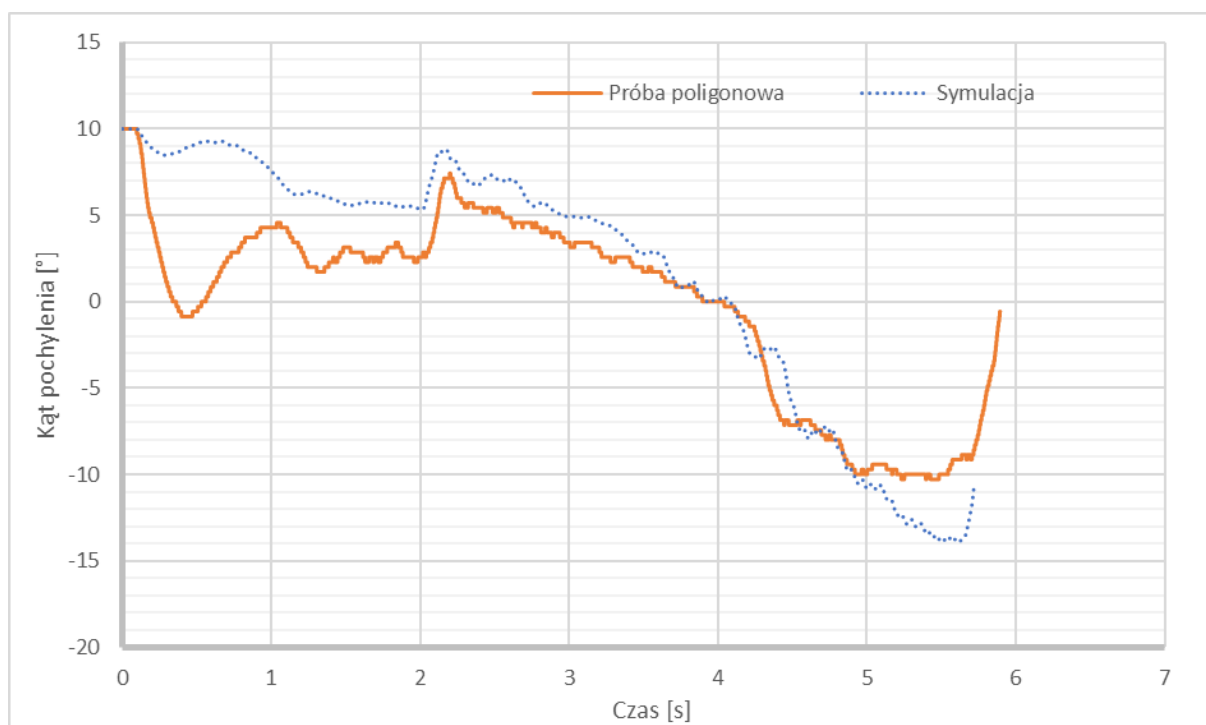


Rys. 10.16. Wysokość lotu ppk w funkcji czasu

Analiza zgromadzonych danych wykazała, że pocisk po opuszczeniu wyrzutni posiadał wstępną prędkość kątową w płaszczyźnie pionowej, kierującą przód pocisku w dół. Film z kamery szybkiej wykazał, że prędkość ta została nadana pociskowi przez ruch pojemnika transportowo-startowego względem ziemi, w momencie zadziałania silnika startowego. Pojemnik w momencie uruchomienia silnika startowego uniósł się w górę o kąt ok. $1,2^\circ$ i następnie, gdy pocisk jeszcze częściowo znajdował się w kontenerze, powrócił do pozycji początkowej w czasie ok. 22 ms. W ten sposób pociskowi nadano wstępną prędkość kątową (wg. obrazu z kamery), wynoszącą $54^\circ/\text{s}$. Wartość tę porównano z szybkością zmiany sygnału Obwiedni Pelengu, gdy pocisk częściowo znajdował się jeszcze w pojemniku. Szybkość zmiany kąta Obwiedni Pelengu wyniosła $52^\circ/\text{s}$. Porównywalna wartość prędkości kątowej pocisku oraz prędkości kątowej samego pojemnika wskazują na nadanie pociskowi wstępnej prędkości kątowej przez pojemnik. Na rysunku 10.18 przedstawiono porównanie przebiegu pochylenia ppk, uzyskanego na podstawie danych z próby poligonowej i symulacji. Podczas próby poligonowej wystąpiła wyraźnie większa zmiana kąta pochylenia pocisku, tuż po jego starcie. Zmiana ta była jednak kompensowana przez algorytm kierowania pocisku. Nadana pociskowi w momencie startu szybkość zmiany kąta pochylenia była na tyle duża, że pocisk nie osiągnął zakładanych w symulacji kątów pochylenia, co było bezpośrednią przyczyną wzniesienia pocisku na mniejszą niż zakładana wysokość. Jednym z powodów nadania pociskowi wstępnej prędkości kątowej, wyższej od zakładanej, mogło być występowanie luzu w mocowaniu pojemnika transportowo-startowego z mechanizmem startowym. Oprócz tego na obrazie z kamery szybkiej zauważalny jest ruch całego stanowiska względem ziemi. Ruch stanowiska i pojemnika wywołany był m.in. przez występowanie siły tarcia między wnętrzem pojemnika a samym pociskiem. Zmniejszenie występującej siły tarcia mogłoby spowodować zmniejszenie wstępnej prędkości kątowej nadawanej pociskowi.



Rys. 10.17. Sygnał Pelengu i jego Obwiednia z naniesionymi wskaźnikami umożliwiającymi wyznaczenie prędkości kątowej, nadanej pociskowi w pojemniku transportowo-startowym



Rys. 10.18. Wykres pochylenia ppk uzyskany na podstawie danych z próby poligonowej i symulacji

10.5. Podsumowanie badań poligonowych

Po sprawdzeniu warunków startowych przez oprogramowanie nowego autopilota ppk oraz wynośny pulpit kierowania, pocisk został wystrzelony z wyrzutni i leciał przez 5,9 s, trafiając w cel podświetlany przez CLU-P, znajdujący się w odległości 1230 m od wyrzutni. Analiza danych telemetrycznych wykazała poprawność działania nowego autopilota realizującego bazowy algorytm kierowania i automatykę startową. Praca automatyki startowej oraz algorytmu kierowania została zrealizowana zgodnie z założeniami.

Uzyskana prędkość liniowa pocisku, zarejestrowana w czasie pierwszych 3 s lotu przez radar Dopplera, jest zgodna z oczekiwaniami. Prędkość obrotowa pocisku mieściła się w zakresie dozwolonych dla ppk prędkości obrotowych.

Wyniesienie pocisku na mniejszą niż zakładana wysokość spowodowane było ruchem pojemnika transportowo-startowego względem ziemi w czasie wyjścia pocisku z pojemnika. Lot pocisku po niższej trajektorii spowodował zbyt wczesne zbliżenie się pocisku do ziemi, co mogło być przyczyną zmniejszenia dokładności trafienia w cel. W związku z tym należy podjąć działania mające na celu usztywnienie połączenia mechanicznego między pojemnikiem transportowo-startowym a mechanizmem startowym oraz podjąć próbę zmniejszenia sił przeciwdziałających wyjściu pocisku z pojemnika transportowo-startowego.

11. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Przedmiotem rozprawy była konstrukcja, synteza i badania autopilota ppk oraz opracowanie modelu numerycznego ppk, pozwalającego na wypracowanie nowego algorytmu kierowania lotem. Od 2015 r. demonstrator przeciwpancernego pocisku kierowanego był wielokrotnie testowany poligonowo oraz laboratoryjnie, przechodząc w tym czasie szereg zmian konstrukcyjnych. Demonstrator ppk powstał jako wynik współpracy spółek MESKO S.A., CRW Telesystem-Mesko Sp. z o.o. oraz ukraińskiego biura konstrukcyjnego „Luch” Design Bureau. Układ naprowadzania ppk do wypracowania komendy sterującej wykorzystuje półaktywne samonaprowadzanie na odbite promieniowanie laserowe oraz sterowanie żyroskopowe, jest to więc system kombinowany. Półaktywne samonaprowadzanie pocisku na cel jest możliwe dzięki zastosowaniu głowicy samonaprowadzającej (GSN), opracowanej przez spółkę CRW Telesystem-Mesko. Żyroskop śledzący GSN podąża za promieniowaniem odbitym od celu, a w tym czasie elektronika sterująca GSN przesyła do autopilota ppk informację, m.in. o prędkości śledzenia celu. Informacja o prędkości śledzenia celu jest wykorzystana do nawigacji pocisku poprzez zastosowanie metody nawigacji proporcjonalnej w algorytmie kierowania ppk. W założeniu cel oświetlany jest przez cały czas trwania lotu pocisku do celu, który dla maksymalnej odległości strzału (2500 m) wynosi ok. 12 s. Zastosowany układ naprowadzania pozwala razić cele punktowe, takie jak: pojazdy stacjonarne i poruszające się. Obecnie na świecie w przeciwpancernych pociskach kierowanych stosuje się z powodzeniem różne systemy naprowadzania, w większości wykorzystujące systemy optyczne. Są to zarówno systemy starsze generacyjnie, takie jak: SACLOS, Beam Rider, wykorzystujące tzw. trzypunktową metodę naprowadzania, jak również systemy nowsze generacyjnie, takie jak systemy samonaprowadzania pasywnego i półaktywnego. Systemy samonaprowadzania, ze względu na możliwość odpowiedniego kształtowania toru lotu pocisku, umożliwiają zastosowanie funkcji Top Attack. Systemy stosujące trzypunktową metodę naprowadzania nie dają takiej możliwości, gdyż system sterowania wymusza praktycznie prostoliniowy lot pocisku do celu. Systemy te jednak mają tę przewagę nad systemami samonaprowadzania, że nie wymagają zastosowania skomplikowanych konstrukcyjnie głowic samonaprowadzających. Pozwala to na redukcję kosztu pojedynczego pocisku, co przekłada się na jego dostępność. Ostatecznie nie istnieje więc jeden system naprowadzania, idealny do zastosowania w każdej sytuacji mogącej wystąpić na polu walki. Korzystne jest zatem posiadanie przez siły zbrojne pocisków kierowanych, dysponujących różnymi systemami naprowadzania, również tymi starszymi generacyjnie. Demonstrator ppk w swojej obecnej wersji stanowił bazę dla opracowania nowej, zmodernizowanej wersji autopilota ppk. W ramach prac modernizacyjnych powstał nowy układ elektroniczny bloku elektroniki autopilota, z nowym mikrokontrolerem, którego oprogramowanie zostało opracowane przez autora rozprawy. Modernizacja pozwoliła na uproszczenie procesu produkcyjnego, obniżenie jego kosztu oraz zmniejszenie poziomu uzależnienia produkcji od dostaw wysoko zaawansowanych technologicznie elementów elektronicznych

(mikrokontrolerów i układów programowalnych), poprzez zmniejszenie liczby użytych elementów tego typu. Oprogramowanie nowego autopilota ppk zostało przetestowane podczas badań poligonowych, które odbyły się w marcu oraz lipcu 2023 r. na poligonie w Nowej Dębie. Podczas tych prób nowy autopilot wykonywał bazowy algorytm kierowania, co pozwoliło na weryfikację poprawności działania nowego autopilota ppk i jego oprogramowania. W obu wspomnianych próbach poligonowych wystrzelono po jednym pocisku, oba pociski trafiły w cel. W ramach prac rozwojowych, prowadzonych nad algorytmem kierowania, autor pracy opracował model matematyczno-fizyczny ppk umożliwiający symulację lotu kierowanego pocisku z dowolnym algorytmem kierowania. Zadaniem modelu jest jak najdokładniejsze odwzorowanie lotu rzeczywistego pocisku. Model matematyczny pocisku opisany jest w postaci nieliniowych równań różniczkowych pierwszego rzędu. Model fizyczny obejmuje natomiast charakterystyki: geometryczne, masowo-bezwładnościowe, aerodynamiczne, układu napędowego, ośrodka ruchu oraz siły i momenty działające na ppk w locie. Model fizyczny powstał jako wynik idealizacji rzeczywistego obiektu, którym jest przeciwpancerny pocisk kierowany. Charakterystyki modelu fizycznego pocisku wyznaczono w oparciu o pomiary obiektu rzeczywistego oraz wyniki dotychczasowych testów laboratoryjnych i poligonowych. Model numeryczny ppk umożliwia symulację różnych stanów atmosfery, co pozwala na sprawdzenie poprawności lotu pocisku w różnych warunkach atmosferycznych. Przeprowadzone symulacje lotu balistycznego (niekierowanego) pocisku potwierdziły stabilność aerodynamiczną pocisku podczas całego czasu trwania lotu. W locie kierowanym wyniki symulacji wskazują na konieczność wprowadzenia układu stabilizacji do kanału sterowania pociskiem. Rolą układu stabilizacji jest redukcja drgań pocisku wokół jego osi poprzecznej. Stabilizacja realizowana jest poprzez odpowiednie wychylenie powierzchni sterujących pocisku. Wprowadzenie układu stabilizacji znacznie zmniejszyło przerzut oraz czas ustalania się kąta pochylenia pocisku w odpowiedzi na skokową zmianę wychylenia sterów. System sterowania ppk składa się z układu stabilizacji i układu naprowadzania. Sygnały sterujące, wypracowane przez oba układy, są sumowane i wysyłane jako jeden sygnał komendy sterującej do przedziału sterowania lotem ppk. Model numeryczny pocisku kierowanego zawiera dodatkowo model głowicy samonaprowadzającej, modele czujników wewnętrznych pocisku oraz model samego autopilota. Model numeryczny uwzględnia szумы sygnałów wyjściowych, pochodzących z czujników wewnętrznych pocisku oraz głowicy samonaprowadzającej. Wyniki uzyskiwane podczas rzeczywistego lotu ppk posłużyły do weryfikacji i modyfikacji założonych charakterystyk aerodynamicznych pocisku, które są zazwyczaj najtrudniejsze do precyzyjnego wyznaczenia. Niezbędne do realizacji tego celu okazały się wyniki pochodzące z radaru Dopplera oraz rejestratora danych ppk. Dzięki tym danym możliwe było wyznaczenie parametrów lotu, takich jak: trajektoria lotu, prędkość lotu, kierunek lotu, położenie katowe pocisku w locie itp. Zarejestrowane zostało również wychylenie sterów, prędkość śledzenia celu, kąt pelengu itp. Porównanie parametrów lotu uzyskanych w symulacji numerycznej z parametrami uzyskanymi podczas badań poligonowych, pozwoliło na lepsze dopasowanie charakterystyk aerodynamicznych modelu

ppk do rzeczywistego obiektu. Ostatecznie po wprowadzeniu niezbędnych modyfikacji w modelu matematyczno-fizycznym, poziom zgodności uzyskanych wyników okazał się wystarczający, aby uznać, że model numeryczny ppk pozwala na opracowanie nowego algorytmu kierowania pociskiem. Na podstawie przeprowadzonych symulacji autor zrealizował cel główny pracy doktorskiej, którym było opracowanie nowego algorytmu kierowania ppk. Nowy algorytm kierowania ppk miał spełniać następujące założenia:

1. Zwiększenie zdolności ppk do uderzenia w cel z górnej półsfery;
2. Redukcja wpływu zakłóceń wewnętrznych i zewnętrznych na tor lotu ppk;
3. Uniezależnienie czasu przełączenia faz lotu od poziomu mocy sygnału optycznego, odbieranego przez GSN.

Przeprowadzone symulacje potwierdziły osiągnięcie powyższych założeń. Symulacje lotu ppk, według nowego algorytmu kierowania, wykazały dla strzałów na odległości z zakresu $500 \div 2500$ m zmniejszenie kąta pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel, w porównaniu do algorytmu bazowego. Największy spadek wartości tego kąta, od $-19,2^\circ$ do $-49,2^\circ$, wykazano dla maksymalnej odległości strzału, wynoszącej 2500 m. Z przeprowadzonych symulacji wynika również, że uzyskiwany kąt pochylenia, w pewnym stopniu, zależy od gęstości powietrza, która jest ściśle powiązana z temperaturą powietrza. Im niższa temperatura powietrza, tym większa jego gęstość, co przekłada się na większą manewrowość pocisku. Pozwoliło to na uzyskanie nieco mniejszych kątów pochylenia pocisku podczas lotu w niższych temperaturach. Przykładowo, dla strzału na maksymalną odległość, kąt pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel wyniósł: $-52,2^\circ$ dla temperatury -40°C , $-49,2^\circ$ dla temperatury 15°C oraz $-47,4^\circ$ dla temperatury 50°C . Zmniejszenie uzyskiwanych kątów pochylenia pocisku w momencie uderzenia w cel, spowodowało zmniejszenie kątów uderzenia w ustawioną poziomo powierzchnię pancerza górnego pojazdu. Zmniejszenie kąta uderzenia zwiększa zdolność głowicy bojowej do przebicia pancerza pojazdu. Kąty pochylenia trajektorii lotu w ostatniej fazie lotu były niższe w locie kierowanym, wykorzystującym nowy algorytm kierowania, niż w locie wykorzystującym bazowy algorytm. Zmniejszenie kątów pochylenia trajektorii w ostatniej fazie lotu zwiększyło prawdopodobieństwo uderzenia pocisku w górną część celu. Badania laboratoryjne wykazały, że w zakresie temperatur pracy silnika $-40 \div 50^\circ\text{C}$ parametry napędu zmieniają się w nieznacznym stopniu, dlatego wpływ zmian tych parametrów na lot ppk uznano za nieistotny. Symulacje lotu wykazały również, że pocisk sterowany z wykorzystaniem nowego algorytmu kierowania spełnia założone wymagania, takie jak: zdolność uderzenia pocisku w cel stacjonarny i poruszający się z prędkością do 30 km/h, z dokładnością 0,5 m CEP, przy prędkościach wiatru nie przekraczających 10 m/s oraz temperaturach atmosfery mieszczących się w zakresie $-40 \div 50^\circ\text{C}$. Prawdółowa realizacja nowego algorytmu kierowania przez nowy autopilot ppk została potwierdzona podczas przeprowadzonych badań laboratoryjnych.

Wyniki badań symulacyjnych i laboratoryjnych udowadniają prawdziwość tezy postawionej w pracy: **Zmniejszenie kąta pochylenia trajektorii lotu w momencie uderzenia w cel możliwe jest przez opracowanie i implementację oprogramowania autopilota realizującego nowy algorytm kierowania wirującego przeciwpancernego pocisku kierowanego typu SALH.**

Realizując cel rozprawy, wykonano:

1. Analizę konstrukcji, typów naprowadzania i charakterystyk współczesnych przeciwpancernych pocisków kierowanych;
2. Opracowanie modelu matematyczno-fizycznego ppk wraz z modelem głowicy samonaprowadzającej, modelami czujników wewnętrznych pocisku oraz modelem samego autopilota;
3. Badania symulacyjne i poligonowe parametrów lotu ppk;
4. Opracowanie nowego algorytmu kierowania ppk;
5. Badania symulacyjne i laboratoryjne nowego algorytmu kierowania ppk;
6. Model funkcjonalny i syntezę autopilota ppk;
7. Opracowanie oprogramowania nowego autopilota ppk;
8. Badania laboratoryjne i poligonowe oprogramowania nowego autopilota ppk z bazowym algorytmem kierowania.

Z rezultatów przeprowadzonych prac badawczych wynikają następujące wnioski:

1. Modyfikacja parametrów lotu samonaprowadzającego się ppk, zwiększająca zdolność uderzenia w cel z górnej półsfery (Top Attack), jest możliwa poprzez zmianę algorytmu kierowania w autopilocie pocisku;
2. Opracowane oprogramowanie autopilota ppk poprawnie realizuje zadany algorytm kierowania oraz sekwencję startową pocisku;
3. Nowy algorytm kierowania pozwala na eliminację części wad bazowego algorytmu oraz umożliwia zmniejszenie uzyskiwanych kątów pochylenia pocisku i kątów pochylenia trajektorii lotu w ostatniej fazie lotu.

12. LITERATURA

- [1] Koruba Z., Osiecki J. W.: *Budowa dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 2006.
- [2] Motyl K., Woźniak R.: *Stan aktualny i tendencje rozwojowe przeciwpancernych zestawów rakietowych*, Zeszyty Naukowe Wyższa Szkoła Oficerska Wojsk Lądowych, Nr. 3 (165), s. 272-288, 2012.
- [3] Gołoś D., Noga J., Zygmunt B., Zawada P.: *Optyczne metody naprowadzania amunicji precyzyjnej na cel*, rozdział w monografii pt. Fotonika w wojskowej i cywilnej rewolucji technologicznej XXI wieku, Wydawnictwo Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia, str. 63-77, Zielonka 2021.
- [4] Hipsz S., Purwin M.: *Systemy sterowania pociskami rakietowymi. Część I. Ogólna budowa i zasady działania*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa 1985.
- [5] Maini A.K.: *Handbook of Defence Electronics and Optronics: Fundamentals, Technologies and Systems*, Wiley 2018.
- [6] Abraszek P.: *Brimstone – nowy pocisk w arsenale RAF*, [w:] „Nowa Technika Wojskowa”, nr. 10/2009, Warszawa 2009.
- [7] Herman M.A., Kalestyński A., Widomski L.: *Podstawy fizyki dla kandydatów na wyższe uczelnie i studentów*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2004.
- [8] *IHS Jane's Land Warfare Platforms: System Upgrades Yearbook 2016-2017*, IHS 2016.
- [9] *Jane's Weapons: Infantry Yearbook 2019-2020*, Janes by IHS Markit, 2020.
- [10] Koruba Z., Nocoń Ł.: *Wybrane algorytmy automatycznego naprowadzania przeciwpancernego pocisku rakietowego atakującego cel z górnego pułapu*, *Pomiary Automatyka Robotyka* 2/2012: 398-403, 2012.
- [11] Koruba Z., Nocoń Ł.: *Automatic control of an anti-tank guided missile based on polynomial functions*, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Vol. 53, No. 1, Pages 139-150, Warsaw 2015.
- [12] Sirisha Ch. V., Das R.: *Guidance philosophy for impact angle maximization for anti-tank flight vehicle*, *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 49, Issue 1, Pages 12-17, 2016.
- [13] Zhang Q., Wang Z.: *Optimal guidance law design for impact with terminal angle of attack constraint*, *Optik-International Journal for Light and Electron Optics*, Vol. 125, Issue 1, Pages 243-251, 2014.

- [14] Hu Z., Tang X., Wang Y.: *A 3-dimensional robust guidance law with impact angle constraint*, Proceedings of IEEE Chinese Control and Decision Conference, pp. 999-1006, Mianyang, China 2011.
- [15] Rusnak I., Weiss H., Eliav R., Shima T.: *Missile guidance with constrained terminal body angle*, Proceedings of the 26-th Convention of Electrical and Electronics Engineers in Israel, pp. 17-20, Eilat, Israel 2010.
- [16] *Encyklopedia najnowszej broni palnej. Tom 2 G-L*, opracowanie zbiorowe pod red. naukową R. Woźniaka, Dom Wydawniczy Bellona, Warszawa 2001.
- [17] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:FGM-148_Javelin_at_Saber_Strike,_2016.jpg, "FGM-148 Javelin at Saber Strike, 2016" by Photo by Sgt. 1st Class Ben Houtkooper 34th Red Bull Infantry Division. Public domain via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [18] Skif – man portable antitank missile system, Prospekt State Kyiv Design Bureau „LUCH”, 2023.
- [19] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Stugna-P,_Kyiv_2021,_01.jpg, "Stugna-P, Kyiv 2021, 01" by VoidWanderer. Licensed under CC BY-SA 4.0 via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [20] Corsar – light portable missile system, Prospekt State Kyiv Design Bureau „LUCH”, 2023.
- [21] *Jane's Weapons: Ammunition Yearbook 2022-2023*, Janes 2022.
- [22] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Korsar_ATGM,_Kyiv_2021,_04.jpg, "Korsar ATGM, Kyiv 2021, 04" by VoidWanderer. Licensed under CC BY-SA 4.0 via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [23] *Najnowsze uzbrojenie na świecie*, opracowanie zbiorowe pod red. R. Woźniaka, Dom Wydawniczy Bellona, Warszawa 2006.
- [24] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:9M133_Kornet.JPG, "9M133 Kornet" by Mike 1979 Russia. Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [25] *Encyklopedia najnowszej broni palnej. Tom 4 R-Z*, opracowanie zbiorowe pod red. naukową R. Woźniaka, Dom Wydawniczy Bellona, Warszawa 2002.
- [26] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Hires_090509-A-4842R-001a.jpg, "Hires 090509-A-4842R-001a" by U.S. Army photo by SGT Amber Robinson. Public domain via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [27] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:SPIKE_ATGM.jpg, "SPIKE ATGM" by Dave1185. Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [28] *Brimstone*, Prospekt MBDA Missile Systems, 2018.

- [29] *Brimstone*, Center for Strategic and International Studies CSIS, <https://missilethreat.csis.org/missile/brimstone/>, dostęp 2023-10-20.
- [30] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Missile_MBDA_Brimstone.jpg, “Missile MBDA Brimstone” by Duch.seb. Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons, dostęp 2023-01-18.
- [31] Gołoś D., Zawada P., Noga J., Motyl K.: *Badania lotu przeciwpancerneho pocisku kierowanego Pirat z funkcją „top attack”*, Problems of Mechatronics. Armament, Aviation and Safety Engineering, Tom 14, Nr. 3, p. 9-24, Warsaw 2023.
- [32] Noga J.: *Badania modułu kierowania rakiety wirującej z elektrycznym napędem sterów*, Rozprawa doktorska, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa 2019.
- [33] Fleeman E. L.: *Tactical Missile Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [34] Derek A.: *Systemy sterowania rakiet. Część 1. Dynamika systemów sterowania rakiet*, Wyd. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1979.
- [35] Gacek J., Machowski B., Sienicki K.: *Koncepcja symulatora procesu naprowadzania przeciwpancerneho pocisku kierowanego*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, Tom XLII, Nr.2, 1993.
- [36] Gacek J., Machowski B., Sienicki K.: *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości przeciwpancernych pocisków kierowanych*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, Tom XVI, Nr.6, 1992.
- [37] Zygmunt B., Motyl K.: *Animacja komputerowa lotu pocisku raketowego w pakiecie MathCad*, Mechanik nr 7/2015, s. 997÷1006, 2015.
- [38] Zygmunt B., Motyl K., Machowski B. S., Makowski M., Olejniczak E., Rasztabiga T.: *Theoretical and experimental research of supersonic missile ballistics*, Bulletin of the Polish Academy of Sciences. Technical Sciences, Vol.63, No. 1, 229-233, 2015.
- [39] Rasztabiga T.: *Badania symulacyjne, opracowanie konstrukcji oraz badania dynamiczne demonstratora przeciwlotniczej rakiety krótkiego zasięgu*, Rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2016.
- [40] Zygmunt B., Motyl K.: *Komputerowe wspomaganie procesu modelowania lotu pocisku raketowego w pakiecie MathCad*, Mechanik, R. 84, Nr. 7, p. 973-980, 2011.
- [41] Zygmunt B., Motyl K., Olejniczak E., Rasztabiga T.: *Eksperymentalna weryfikacja modelu matematycznego lotu rakiety naddźwiękowej*, Mechanik, R. 87, Nr. 7, p. 735-744, 2014.

- [42] Motyl K., Makowski M., Zygmunt B., Puzewicz Z., Noga J.: *A Concept for Striking Range Improvement of the GROM/PIORUN Man-Portable Air-Defence System*, Problems of Mechatronics. Armament, Aviation and Safety Engineering, Vol. 8, Nr. 1(27), p. 55÷70, 2017.
- [43] Dziopa Z.: *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości samobieżnych przeciwlotniczych zestawów raketowych*, Monografie, Studia, Rozprawy (M9), Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 2008.
- [44] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna cz.I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wyd. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1997.
- [45] Niczyporuk J., Wiśniewski S.: *Balistyka zewnętrzna. Część I: Podstawy formułowania opisu matematycznego ruchu pocisków*, WAT 1549/85, Warszawa 1985.
- [46] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna cz.II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Wyd. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1998.
- [47] Leyko J.: *Mechanika ogólna. Tom 1 – Statyka i kinematyka*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2012.
- [48] Siouris G. M.: *Missile Guidance and Control Systems*, Springer-Verlag, New York 2004.
- [49] Dziopa Z.: *Mechanika lotu*, Materiały Pomocnicze i Informacyjne (MPI160), Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce 2007.
- [50] Baranowski L., Machowski B.: *Analiza efektywności metody proporcjonalnej nawigacji w sterowaniu gazodynamicznym wirujących obiektów latających*, Problems of Mechatronics. Armament, Aviation and Safety Engineering, Vol. 2, Nr. 1(3), p. 37÷54, 2011.
- [51] Leyko J.: *Mechanika ogólna. Tom 2 – Dynamika*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2012.
- [52] Baranowski L.: *Wpływ uproszczeń modelowych na symulację procesu samonaprowadzania rakiet z-p*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, Nr. 2 (486), Warszawa 1993.
- [53] Gołoś D., Jasiński M., Zawada P., Noga J.: *G-Force Test Stand for the Evaluation of Weapon Component Strength*, Problems of Mechatronics. Armament, Aviation and Safety Engineering, Tom 12, Nr. 4, p. 43-56, Warsaw 2021.
- [54] Szumski M.: *Mikrokontrolery STM32 w systemach sterowania i regulacji*, Wydawnictwo BTC, Legionowo 2018.
- [55] Pełka R.: *Mikrokontrolery: architektura, programowanie, zastosowania*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1999.
- [56] Zarchan P.: *Tactical and Strategic Missile Guidance, Sixth Edition*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 239, 2012.

- [57] Bużantowicz W.: *Rakiety przeciwlotnicze o usterzeniu podwójnym. Możliwości manewrowe, badania symulacyjne naprowadzania*, Wyd. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 2018.
- [58] *Karta katalogowa mikrokontrolerów rodziny STM32F405xx i STM32F407xx*, <https://www.st.com/>, dostęp 2023-02-10.
- [59] Klamka J., Ogonowski Z.: *Metody numeryczne*, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice 2015.
- [60] Rosłonec S.: *Wybrane metody numeryczne z przykładami zastosowań w zadaniach inżynierskich*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2020.