

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

im. Jarosława Dąbrowskiego



ROZPRAWA DOKTORSKA

STUDIA DOKTORANCKIE

**Projekt i synteza systemu kierowania ogniem przeciwlotniczego zestawu
raketowo-artyleryjskiego bardzo krótkiego zasięgu**

mgr inż. Damian Wojtyra

.....
(imię i nazwisko doktoranta)

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

.....
(wydział)

Budowa i Eksploatacja Maszyn

.....
(dyscyplina)

prof. dr hab. inż. Bogdan Zygmunt

.....
(imię i nazwisko opiekuna pracy)

dr inż. Konrad Sienicki

.....
(imię i nazwisko opiekuna pomocniczego pracy)

Warszawa 2020

Spis treści

1. Wprowadzenie.....	6
2. Przegląd literatury	7
2.1. Środki napadu powietrznego	7
2.1.1. Rakiety balistyczne	8
2.1.2. Samoloty	9
2.1.3. Bezzałogowe statki latające	10
2.2. Geneza Przeciwlotniczego Zestawu Rakietowo-Artyleryjskiego <i>PILICA</i>	12
2.3. Przegląd artyleryjskich i rakietowo-artyleryjskich przeciwlotniczych zestawów rakietowych na świecie.....	13
2.3.1. Przeciwlotniczy Kompleks Rakietowo -Artyleryjski <i>PANCYR SI</i>	14
2.3.2. Samobieżny Artyleryjsko-Rakietowy Zestaw Przeciwlotniczy <i>BIAŁA</i>	16
2.3.3. Armata przeciwlotnicza GDF	17
2.3.4. Samobieżny Zestaw Rakietowo-Artyleryjski K30 BIHO Hybrid	19
2.4. Podsumowanie przeglądu	20
3. Budowa Przeciwlotniczego Zestaw Rakietowo- Artyleryjskiego (PZRA) <i>PILICA</i>	21
3.1. Głowica optoelektroniczna	22
3.2. Videotracker	23
3.3. Komputer pokładowy	24
4. Wymagania systemu kierowania ogniem.....	26
5. Struktura systemu kierowania ogniem	27
6. Model matematyczny systemu kierowania ogniem	29
6.1. Założenia	30
6.1.1. Tryb ręczny	30
6.1.2. Tryb półautomatyczny	30
6.1.3. Tryb automatyczny	31
6.1.4. Tryb autonomiczny	32
6.2. Modele matematyczne urządzeń zestawu	32
6.2.1. System Identification Toolbox – Matlab	32
6.2.2. Identyfikacja modelu głowicy optoelektronicznej.....	33
6.2.3. Identyfikacja modelu układów napędowych armaty	36
6.3. Regulator cyfrowy	39
6.3.1. Regulator PID	39
6.3.2. Filtr przeciwnasyceniowy (anti-windup)	40

6.3.3.	Filtr członu różniczkującego.....	42
6.3.4.	Filtr dolnoprzepustowy	43
6.3.5.	Układ przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom.....	44
6.3.6.	Dobór parametrów regulatora PID.....	44
6.3.7.	Układy sterowania	45
7.	Badania symulacyjne modelu matematycznego systemu kierowania ogniem	50
7.1.	Badania symulacyjne SKO dla typowych sytuacji bojowych.....	50
7.2.	Badania symulacyjne wariantów sytuacji bojowej.....	51
7.2.1.	Wyniki badań kurs defiladowy $V = 50$ m/s	51
7.2.2.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 50$ m/s.....	55
7.2.3.	Wyniki badań kurs defiladowy $V = 150$ m/s	56
7.2.4.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 150$ m/s.....	60
7.2.5.	Wyniki badań kurs defiladowy $V = 250$ m/s	61
7.2.6.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 250$ m/s.....	65
7.2.7.	Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 50$ m/s.....	66
7.2.8.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V = 50$ m/s	70
7.2.9.	Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 150$ m/s.....	71
7.2.10.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V = 150$ m/s	75
7.2.11.	Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 250$ m/s.....	76
7.2.12.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V_o = 50$ m/s $A = 10$ m/s ²	80
7.2.13.	Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 50$ m/s $A = 10$ m/s ²	81
7.2.14.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V_o = 50$ m/s $A = 10$ m/s ²	85
7.2.15.	Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 150$ m/s $A = 5$ m/s ²	86
7.2.16.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V_o = 150$ m/s $A = 5$ m/s ²	90
7.2.17.	Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 250$ m/s $A = 2$ m/s ²	91
7.2.18.	Opis wyników badań kurs defiladowy $V_o = 250$ m/s $A = 2$ m/s ²	95
7.3.	Podsumowanie badań symulacyjnych.....	96
7.4.	Ocena badań symulacyjnych	98
8.	Implementacja systemu kierowania ogniem	99
8.1.	Biblioteki i narzędzia.....	99
8.1.1.	Biblioteka ZMQ	99
8.1.2.	Środowisko Qt	100
8.2.	Algorytmy sterowania	101
9.	Badania poligonowe systemu kierowania ogniem PZRA.....	103
9.1.	Metodyka badań poligonowych	103

9.2.	Charakterystyka celów powietrznych.....	105
9.3.	Badania poligonowe	106
9.3.1.	Wyniki badań ruch defiladowy – śledzenie samolotu Hercules	109
9.3.2.	Opis wyników badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu Hercules	113
9.3.3.	Wyniki badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu Hercules (ruch ograniczony)	114
9.3.4.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu Hercules .	118
9.3.5.	Wyniki badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu SU-22 (ruch ograniczony)	119
9.3.6.	Opis wyników badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu SU-22.....	123
9.3.7.	Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22	124
9.3.8.	Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22.....	128
9.3.9.	Wyniki badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu SU-22 (ruch ograniczony)	129
9.3.10.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu SU-22	133
9.3.11.	Wyniki badań kurs spotkaniowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22	134
9.3.12.	Opis wyników badań kurs spotkaniowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22.....	138
9.3.13.	Wyniki badań kurs defiladowy – śledzenie Bezzałogowego Statku Latającego	139
9.3.14.	Opis wyników badań kurs defiladowy – Bezzałogowy Statek Latający ..	143
9.3.15.	Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie Bezzałogowego Statku Latającego	144
9.3.16.	Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Bezzałogowy Statek Latający	148
9.3.17.	Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – oddziaływanie ogniowe na Bezzałogowy Statek Latający Szerszeń.....	149
9.3.18.	Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Bezzałogowy Statek Latający Szerszeń.....	153
9.3.19.	Wyniki badań kurs opadający z przelicznikiem balistycznym – oddziaływanie ogniowe na Imitator ICP-1	154
9.3.20.	Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Imitator ICP-1	158
9.3.21.	Wyniki badań kurs defiladowy – oddziaływanie ogniowe na Imitator ICP-R	159

9.3.22. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Imitator ICP-R	163
9.4. Podsumowanie badań poligonowych	164
9.5. Ocena strzelań poligonowych.....	166
10. Podsumowanie.....	167
11. Literatura	170

1. Wprowadzenie

W rozprawie doktorskiej przedstawiono w sposób całościowy projekt i realizację systemu kierowania ogniem (SKO) przeciwlotniczego zestawu raketowo-artyleryjskiego (PZRA) bardzo krótkiego zasięgu. Zadaniem SKO jest przechwycenie, śledzenie oraz zwalczanie celu powietrznego w trybie półautomatycznym i automatycznym. Głównymi elementami pracy doktorskiej są: projekt, jego wykonanie, implementacja na komputer pokładowy jednostki ogniowej oraz optymalizacja i badania systemu kierowania ogniem.

Celem głównym pracy doktorskiej jest opracowanie systemu kierowania ogniem, realizującego funkcję sterowania układami elektromechanicznymi głowicy optoelektronicznej oraz napędów elektrycznych jednostki ogniowej, w celu realizacji półautomatycznego i automatycznego śledzenia obiektów w sposób optymalny, na podstawie przeprowadzonych badań symulacyjnych i poligonowych.

Pierwszoplanowym zadaniem jest identyfikacja poszczególnych urządzeń jednostki ogniowej, niezbędnych do realizacji zadania śledzenia obiektów, a następnie zbudowanie modelu matematyczno-fizycznego PZRA. Przedstawione zostaną struktury układów automatycznej regulacji uwzględniające niezbędne parametry wejściowe, wraz z autorską propozycją dodatkowych modułów wspomagających oraz ich modele matematyczne.

Teza pracy doktorskiej

Nowoczesne metody analityczno-symulacyjne umożliwiają optymalne opracowanie algorytmów sterowania, umożliwiających śledzenie i efektywne strzelanie do celu.

Głównym elementem wchodzącym w skład systemu kierowania ogniem są układy sterowania dla poszczególnych trybów pracy jednostki ogniowej. Urządzeniami niezbędnymi w półautomatycznym i automatycznym śledzeniu są głowica optoelektroniczna, videotracker oraz napędy jednostki ogniowej. System kierowania ogniem, na podstawie zebranych informacji, steruje układami elektromechanicznymi głowicy optoelektronicznej oraz napędami jednostki ogniowej, umożliwiając optymalne śledzenie obiektów. Warunkiem optymalnego śledzenia celu oraz efektywnego oddziaływania ogniowego jest minimalny uchyb układów sterowania dla poszczególnych trybów, a w idealnym przypadku sprowadzenie uchybu do zera. Dodatkowo, układ powinien również cechować się możliwie krótkim czasem regulacji, aby jak najszybciej zrealizować skuteczne oddziaływanie ogniowe na śledzony obiekt (cel powietrzny).

System kierowania ogniem powinien również posiadać funkcję współpracy ze stanowiskiem dowodzenia. Stanowisko szczebla nadrzędnego, na podstawie danych radiolokacyjnych, umożliwia przekazanie jednostce ogniowej do realizacji śledzenie i/ lub zwalczanie celów. Algorytmy systemu kierowania ogniem w sposób automatyczny kierują efektory w stronę wskazanego obiektu, umożliwiając operatorowi szybszą realizację zadania.

Autorskim rozwiązaniem niniejszej rozprawy doktorskiej jest opracowanie, implementacja i optymalizacja systemu kierowania ogniem wraz z układami sterowania półautomatycznego i automatycznego śledzenia. Dodatkowym istotnym elementem opracowanym w trakcie realizacji rozprawy jest graficzny interfejs użytkownika zamontowany na komputerze pokładowym jednostki ogniowej.

2. Przegląd literatury

Konflikty zbrojne prowadzone od początku drugiej wojny światowej wskazują, że dominacja w przestrzeni powietrznej jest jednym z najważniejszych warunków odniesienia sukcesu w walce zbrojnej. Wszystkie rodzaje sił zbrojnych, a przede wszystkim obrona powietrzna jak i lotnictwo, powinny podążać w rozwoju za nowymi rozwiązaniami. Głównym zadaniem obrony przeciwlotniczej jest osłona ważnych obiektów przed zagrożeniami z powietrza. Rozwój nowych środków napadu powietrznego, w szczególności bezzałogowych statków powietrznych, kierowanych pocisków raketowych oraz taktyka działania lotnictwa, w ostatnich czasach podlega znacznym udoskonaleniom, dlatego obrona przeciwlotnicza musi być przygotowana na coraz nowsze rozwiązania i technologie. Obiekty powietrzne osiągają bardzo różne zakresy prędkości, wymuszając tym samym elastyczność środków do ich zwalczania. Dodatkowo, systemy przeciwlotnicze powinny być przystosowane zarówno do pracy w dzień jak i w nocy, a także w różnych warunkach atmosferycznych. Ze względu na rozwój środków napadu, systemy przeciwlotnicze również wyposażane są w najnowsze technologie. Zaczynając od głowic optoelektronicznych, z umieszczonymi kamerami telewizyjnymi i termowizyjnymi, dodatkowymi systemami (GPS, IFF), a kończąc na systemach wykorzystujących radary do wykrywania wrogich obiektów w powietrzu.

W celu skutecznego zabezpieczenia ważnych obiektów, stacjonarnych baz lotniczych, jednostek wojsk operacyjnych w rejonach zgrupowań i przepraw, najważniejszych obiektów przemysłowych i administracyjnych., obrona przeciwlotnicza powinna posiadać systemy dostosowane do zwalczania różnych celów, również uwzględniając duży zakres zasięgów zwalczania. Wojska obrony przeciwlotniczej na wyposażeniu posiadają różne, pod względem zasięgu, sposobu kierowania ogniem i możliwości rażenia zestawy, które klasyfikowane są jako:

- Przewodniczące Zestawy Raketowe (PZR)
- Przewodniczące Zestawy Artyleryjskie (PZA)
- Przewodniczące Zestawy Raketowo-Artyleryjskie (PZRA).

Przedstawione powyżej zestawy dzielą się w zależności od skutecznego zasięgu ognia:

- bardzo bliskiego zasięgu (V – SHORAD) o zasięgu do 10 km i pułapie do 5 km
- krótkiego zasięgu (SHORAD) o zasięgu 25-50 km i pułapie do 15 km
- średniego zasięgu (MRAD) o zasięgu 50-100 km i pułapie do 25 km
- dalekiego zasięgu (LRAD) o zasięgu powyżej 100 km i pułapie powyżej 25 km.
-

2.1. Środki napadu powietrznego

Istnieje wiele rodzajów środków napadu powietrznego, począwszy od rakiet balistycznych, pocisków samosterujących, samolotów, a także bezpilotowych aparatów latających o małej skutecznej powierzchni odbicia. Nowoczesne systemy wyposażone są w różnego rodzaju czujniki i sensory umożliwiające wykrywanie zagrożeń, dodatkowo niektóre z nich posiadają radary lub inne elementy wykrywania i śledzenia obiektów naziemnej obrony przeciwlotniczej. Wykorzystywane technologie sprawiają, że środki napadu powietrznego stają się potężnymi samodzielnymi i najczęściej autonomicznymi systemami zagrożenia z powietrza.

2.1.1. Rakiety balistyczne

Rakiety balistyczne stwarzają wciąż istotne zagrożenie, głównie ze względu na zwiększające się zasięgi nowo tworzonych pocisków. Na świecie istnieją rozwiązania umożliwiające zwalczanie celów na odległości od 150 km nawet do wartości powyżej 5 000 km. Rakiety wykorzystują silniki raketowe wynosząc pocisk na zdaną trajektorię, jednocześnie nadając mu prędkość niezbędną do odpracowania trasy po krzywej balistycznej. Następnie, w fazie środkowej lotu rakiety, wykorzystując siłę bezwładności, poruszają się dzięki uzyskanej wcześniej prędkości. Ostatnia faza lotu pocisku powoduje przewyższenie siły bezwładności poprzez siłę przyciągania ziemskiego i pocisk zwraca się ku ziemi, rozpoczynając ostateczną fazę, często sterowaną, trafienia w cel [1].

Rakiety balistyczne wyposażone są w systemy naprowadzania, które wykorzystując założone warunki trajektorii lotu, dopasowują odpowiednią wysokość a także kierunek zapewniający trafienie w cel. Istnieją różne metody naprowadzania rakiet balistycznych, między innymi:

- **Bezwładnościowe**

Naprowadzanie bezwładnościowe opiera się na korygowaniu błędów odchylenia od zadanej trajektorii pocisku. Odpowiednie czujniki (np. akcelerometry) rejestrują przyspieszenia, na których podstawie generowane są sygnały sterujące niwelujące uchyby od zadanej trajektorii.

- **Komendowe**

Naprowadzanie komendowe realizowane jest poprzez wysyłanie komend radiowych do rakiety. Ze względu na podatność na zakłócenia, a także łatwość wykrycia przez przeciwnika startu rakiety, rakiety sterowane komendowo są wycofywane z uzbrojenia.

- **Satelitarne**

Najnowsze technologie polegają na zastosowaniu systemów satelitarnych (GPS, GLONASS) do naprowadzania rakiet balistycznych. Systemy satelitarne do zastosowań militarnych potrafią określić położenie rakiety w przestrzeni z dokładnością do 1 metra, dlatego mogą być zastosowane również do wskazywania celów.

SS-NX-300(Buława)

Rosyjski pocisk balistyczny, w które uzbrojone są głównie okręty podwodne. Innowacyjnym aspektem pocisku jest nieprzewidywalna zmiana trajektorii lotu. Rakieta posiada napęd trójstopniowy, dwa pierwsze stopnie na paliwo stałe, natomiast trzeci stopień na paliwo ciekłe. System naprowadzania rakiety pozwala na osiągnięcie dokładności trafienia w cel na poziomie 250-300 m. Podstawowe parametry pocisku [2]:

- 6 głowic bojowych MIRV po 100 kT każda
- Masa – 36 t
- Długość – 12,1 m
- Zasięg – 10 000 km



Rys. 1. Międzykontynentalny pocisk rakietowy R-30 Buława

2.1.2. Samoloty

Nowe technologie wspomagają również rozwój samolotów wojskowych, przede wszystkim samolotów napędzanych silnikami turboodrzutowymi. Samoloty stanowią bardzo duże zagrożenie dla wojsk obrony przeciwlotniczej. Osiągają bardzo duże prędkości (zazwyczaj ponaddźwiękowe), a także umożliwiają przenoszenie dużej ilości różnorodnego uzbrojenia. Najnowocześniejsze samoloty wyposażone są w szereg systemów wspomagających lot, a także ostrzegające pilota przed zagrożeniami, co znacznie utrudnia wykrywanie i zwalczanie tego typu środków napadu powietrznego przez wojska obrony przeciwlotniczej. Dodatkowo, wraz z rozwojem technologii manewrowość samolotów bojowych wyraźnie wzrasta, dlatego piloci z dużym doświadczeniem mogą sprawiać dużo trudności podczas ich śledzenia lub zwalczania jako namierzony cel. W najnowszych generacjach samolotów wojskowych duży nacisk stawiany jest na uzyskanie cechy wielozadaniowości maszyn. Oprócz podstawowego zadania jakim jest przenoszenie ładunków do zwalczania różnego rodzaju celów, samoloty zaczynają pełnić, między innymi, funkcje rozpoznawcze i zwiadowcze. Zgodnie z zapotrzebowaniem, maszyny tworzone są z materiałów zmniejszających możliwość wykrycia przez różnego rodzaju radary i systemy wykrywania. Dodatkowo samoloty wyposażane są w systemy zagłuszania radarów, a także funkcje umożliwiające „zniknięcie” z pola widzenia przeciwnika. Obecnie niewiele krajów posiada możliwości i stan zaawansowania technologicznego umożliwiające produkcję projektowania i samolotów piątej generacji. Do takich najnowocześniejszych samolotów na świecie należą między innymi:

F-22 Raptor

Amerykański samolot bojowy piątej generacji, projektowany od lat 80-tych XX w., należy do najnowocześniejszych maszyn na świecie. Jednym z głównych materiałów wykorzystanych przy budowie płatowca jest tytan. Samolot zaprojektowany został przede wszystkim do zapewnienia przewagi w powietrzu, ze względu na lata tworzenia koncepcji i pierwszego opracowania. Samolot F-22 po licznych przeróbkach i udoskonaleniach może niszczyć cele naziemne, działać jako maszyna walki radioelektronicznej, jako "niewidzialny" myśliwiec, a także powietrzny punkt rozpoznania i dowodzenia, koordynujący działania i wskazujący cele dla innych samolotów. Podstawowe parametry [3]:

- Silnik – turbowentylatorowy
- Masa – 19,7 t
- Prędkość maksymalna – 2 500 km/h (Mach 2)
- Zasięg – 2 900 km



Rys. 2. Samolot wielozadaniowy USA F-22 Raptor

2.1.3. Bezzałogowe statki latające

W dzisiejszych czasach jednym z największych zagrożeń obrony przeciwlotniczej są bezzałogowe statki latające. BSL cechują się małymi rozmiarami, dużą zwrotnością i możliwością lotu na niskiej wysokości. Dostępność coraz nowszych technologii związanych z bezzałogowymi statkami powietrznymi w sposób znaczący utrudnia wykrywalność a także zwalczanie BSL. Najbardziej zagrożone tego typu środkami napadu powietrznego są przede wszystkim lotniska, a także ważne obiekty wojskowe, przemysłowe i cywilne. Ze względu na małe rozmiary, drony nie tylko mogą stwarzać bezpośrednie zagrożenie, ale także są zdolne do przenoszenia różnego rodzaju ładunków bojowych. Bezzałogowe statki latające wykorzystywane są, między innymi, do ochrony granic państw, a z drugiej strony, do przemykania przez granice nielegalnych substancji. Uwzględniając możliwości związane z zastosowaniem tego typu środków napadu powietrznego, obrona przeciwlotnicza powinna zwiększyć możliwości zwalczania obiektów bezzałogowych zachowując podstawowe wymagania ekonomiczne takiej obrony. Ze względu na niskie koszty produkcji bezzałogowych statków powietrznych, stwarzają one coraz więcej problemów w doborze środków do zwalczania tego typu obiektów. Najnowsze technologie umożliwiają wykorzystywanie nawigacji satelitarnej, kamer termowizyjnych i telewizyjnych, a także różnego rodzaju czujników i sensorów zbierających informacje o przeszukiwanym terenie. Ze względu na duże możliwości, bezzałogowe statki powietrzne mogą pełnić funkcje zwiadowcze, a także stwarzać zagrożenie w sposób bezpośredni. Bezzałogowe statki latające według NATO klasyfikuje się w trzech klasach [4]:

Tabela 1. Klasyfikacja bezzałogowych statków powietrznych według NATO

Klasa	Masa	Zastosowanie	Czas lotu
Klasa I	< 150 kg;	wsparcie operacji na poziomie taktycznym, czyli na szczeblu drużyny, plutonu lub kompanii	do 6 h

Klasa II	150 – 600 kg	wsparcie operacji na poziomie taktycznym, czyli na szczeblu batalionu lub brygady	do 24 h
Klasa III	> 600 kg	wsparcie operacji na poziomie operacyjnym i strategicznym, operacje na wysokich pułapach > 3000 m	do 40h

MQ – 8C FireScout

Bezzałogowy statek latający wykorzystujący konstrukcję helikoptera Bell 407. Zaprojektowany przez firmę Northrop Grumman na potrzeby wojsk Stanów Zjednoczonych. FireScout umożliwia lądowanie na statku morskim przystosowanym do lądowania statków powietrznych lub na lądzie. System nawigacji bazuje na GPS i umożliwia autonomiczne wykonywanie zadań. Dodatkowo, stacja kontroli lotu umożliwia kierowanie lotu jednocześnie trzech statków powietrznych. Bezzałogowy śmigłowiec posiada przyrządy obserwacji elektrooptycznej i termowizyjnej, dodatkowo na wyposażeniu znajduje się wskaźnik i dalmierz laserowy. W systemie obserwacji znajduje się radar, elementy łączności, czujniki i sensory wykrywania m.in. min, środków broni masowego rażenia czy źródła promieniowania elektromagnetycznego. Głównym zadaniem statku jest prowadzenie obserwacji, śledzenie, wskazywanie celów, a także przekazywanie dokładnych danych o obiektach dla innych systemów rozpoznania. Podstawowe parametry statku powietrznego [5]:

- Prędkość – 231 km/h
- Masa całkowita – 2700 kg
- Udźwig – 1500 kg
- Pułap maksymalny – 6100 m



Rys. 3. Bezzałogowy statek latający MQ-8C FireScout

2.2. Geneza Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo-Artyleryjskiego *PILICA*

Wymagania stawiane poprzez Szefostwo Wojsk Obrony Przeciwlotniczej MON, a także analizy specjalistów ds. obrony przeciwlotniczej osiągnęły wspólny efekt, którym był początek prac badawczo-rozwojowych dofinansowanych przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego. W 2006 r. zapoczątkowano prace projektowe polegające na opracowaniu wstępnych założeń taktyczno-technicznych, natomiast rok później rozpoczęto prace badawczo-rozwojowe. Pierwszym efektem prac badawczo-rozwojowych było opracowanie demonstratora technologii Aparatury Wspomagania Procesu Kierowania Ogniem dla zestawu przeciwlotniczego bardzo krótkiego zasięgu. Od 2011 r. projekt realizowany był pod patronatem Narodowego Centrum Badań i Rozwoju. W ramach realizacji projektu utworzone zostało konsorcjum, którego liderem został Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej a w skład wchodziły dodatkowo Zakłady Mechaniczne Tarnów S.A. i Bumar Sp. z o.o. Z czasem liderem konsorcjum zostały Zakłady Mechaniczne Tarnów a do spółek uczestniczących w konsorcjum dołączyły m.in. Transbit sp. z o.o., czy PCO S.A, CRW Telesystem-Mesko sp. z o.o., Prexer sp. z o.o., PIT-RADWAR S.A., WZŁ nr 2 S.A oraz Jelcz sp. z o.o. W ramach Programu Modernizacji Technicznej Sił Zbrojnych RP na lata 2013-2022, zaproponowano sześć zestawów baterii Pilica do zakupu do 2019 roku [6]. Następnym potwierdzeniem realizacji było ukończenie badań demonstratora technologii Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo-Artyleryjskiego (PZRA) ZUR-23-2SP Jodek-SP, co pozwoliło na zakończenie analizy i opracowywania koncepcji systemu w Inspektoracie Uzbrojenia MON. Kolejne etapy realizacji projektu n/t „Wdrożenie do produkcji seryjnej PSR-A „Pilica” były współfinansowane przez Ministerstwo Gospodarki. System został poddany badaniom zakładowym w końcu 2015 r. na poligonie w Ustce, strzelaniem do różnego rodzaju celów powietrznych, m.in. ICP-1/ICP-R o prędkościach do 400 m/s, a także przechwytywano oraz śledzono obiekty latające typu Szogun. W czasie testów system działał we współpracy ze stanowiskiem dowodzenia oraz ze stacją radiolokacyjną Soła [6]. Po przeprowadzonych badaniach, Inspektorat Uzbrojenia MON zatwierdził „Projekt Wykonawczy na PSR-A „Pilica”, który obejmował produkcję 6 kompletnych baterii, w których skład wchodzi 6 stanowisk dowodzenia, 36 jednostek ogniowych, 6 stacji radiolokacyjnych SOŁA oraz wozy logistyczne [6].

Uwzględniając duże zapasy amunicji 23 mm w magazynach wojska a także doskonałą znajomość systemu artyleryjskiego, jakim jest ZU-23, pod względem konstrukcji a także warunków eksploatacji systemu, Ministerstwo Obrony Narodowej podjęło decyzję o wprowadzeniu systemu na wyposażenie wojsk. Istotnym postępowaniem w unowocześnieniu systemu PZRA stało się sprzężenie z pociskami raketowymi Grom produkowanymi od 2005 r. suwerennie w kraju. System PILICA w porównaniu z ZSSP-35 Hydra jest bardziej mobilny taktyczno-operacyjnie, ma mniejsze rozmiary, masę, jak również większą wytrzymałość luf armat 23 mm [6]. Konstrukcja PZRA Pilica pozwala również na zamontowanie na jednostce ogniowej głowicy optoelektronicznej umożliwiającej wykrywanie, śledzenie a także kierowanie ogniem zestawu. Dodatkowo, niewielkie rozmiary jednostki ogniowej, a także koszty produkcji i eksploatacji są znacznie niższe niż w przypadku systemu 35 mm. Kolejnym elementem popierającym decyzję jest możliwość dalszego rozwoju systemu a także możliwość wykorzystania zastosowanych rozwiązań do innych systemów artyleryjsko-raketowych bliskiego zasięgu. Dodatkowo, system ZU-23-2 jest wykorzystywany w wielu krajach na świecie,

co stwarza możliwości eksportowe zmodernizowanej jednostki, uwzględniając istotny wkład polskiego przemysłu w produkcję systemu. Jednostki ogniowe mogą pracować w trybie automatycznym, jednak prowadzenie ognia musi być prowadzone przez człowieka, co może zwiększyć czas reakcji. Stosowane armaty 23 mm wprowadzają ograniczenia ze względu na małą skuteczność w zwalczaniu celów, jednakże implementacja nowoczesnych rakiet Grom do systemu, znacznie zwiększy możliwości zwalczania współczesnych celów powietrznych.



Rys. 4. Przeciwlotniczy Zestaw Raketowo-Artyleryjski PILICA w położeniu bojowym [7]

2.3. Przegląd artyleryjskich i raketowo-artyleryjskich przeciwlotniczych zestawów raketowych na świecie

Zagrożenie napływające z przedstawionych powyżej przykładów środków napadu powietrznego wywołuje działania wojsk obrony przeciwlotniczej, które mają na celu opracowywanie lub odpowiednią modernizację istniejących zestawów, aby zwalczanie wszystkich zagrożeń z powietrza było jak najbardziej skuteczne. Ze względu na zróżnicowane parametry środków napadu powietrznego, zestawy najczęściej wyposażone są w uzbrojenie artyleryjskie do zwalczania małych obiektów, natomiast dodatkowo posiadają stoliki startowe różnych rakiet przystosowane do zwalczania większych obiektów. Podążając za tendencją wprowadzania na wyposażenie wojsk nowoczesnych środków napadu powietrznego, zestawy przeciwlotnicze wyposażane są w głowice optoelektroniczne oraz inne systemy wykrywania i śledzenia celów. W większych systemach przeciwlotniczych zestawy współpracują z radarami o wysokiej wykrywalności a także z systemami dowodzenia, co umożliwia zintegrowane działania kilku zestawów jednocześnie. Niektóre systemy przeciwlotnicze wykorzystują

dotatkowo różne środki do wskazywania obiektów, aby później móc realizować sam proces zwalczania celu. Na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP znajduje się wiele systemów przeciwlotniczych dedykowanych zarówno na okręty, jak i do zastosowań na lądzie. Ze względu na interoperacyjność wojsk, najczęściej systemy przeciwlotnicze są systemami mobilnymi, umożliwiającymi względnie szybkie przemieszczanie się.

2.3.1. Przeciwlotniczy Kompleks Raketowo -Artyleryjski *PANCYR S1*

Pancyr S1 jest kołowym samobieżnym zestawem przeciwlotniczym a także przeciwraketowym, rozwijanym od kilkunastu lat, dlatego też obecnie uchodzi za jeden z nowoczesnych systemów obrony przeciwlotniczej. Tworzone w ZSRR w latach osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych zestawy średniego zasięgu typu S-300P, wprowadzane na wyposażenie wojsk OPL, wymagały uzupełnienia w postaci zestawów przeciwlotniczych krótkiego zasięgu ze względu na bliskie martwe strefy strzelania. Dodatkowo, niezbędnym wymaganiem była możliwość zwalczania szybkich, wysokomanewrowych celów, również niewielkich rozmiarów, takich jak bomby szybujące czy pociski antyradiolokacyjne. Sytuacja w ZSRR zmuszała dowództwo armii na zwiększenie możliwości pojedynczych środków bojowych, ze względu na ograniczone środki wojsk, dlatego również zestaw miał być uzupełnieniem a w późniejszym etapie częściowym zastąpieniem S-300P. Niestety, wraz ze wzrostem skuteczności zestawów raketowych, zwiększeniu ulegała cena raket, co w systemach krótkiego i bardzo krótkiego zasięgu stawało się elementem trudnym do zaakceptowania. Uwzględniając martwą strefę ognia, zestawy przeciwlotnicze krótkiego zasięgu nie umożliwiały prowadzenia skutecznego ognia wykorzystując rakiety, a założenie wypełnienia martwej strefy rażenia zestawów dalszego zasięgu można było zrealizować wyłącznie strzelając większą liczbą raket. Amunicja artyleryjska natomiast nie osiągała zadowalającej skuteczności ognia do małowadnorodnych i wysokomanewrowych celów.

Kompleks przeciwlotniczy 9K96 Pancyr S1 został opracowany w celu osłony ważnych obiektów i ,oprócz wersji gaśiennicowej, przeznaczenie nie obejmowało użycia na linii styczności z przeciwnikiem. Nosicielem zestawu jest wóz bojowy 72W6, którego konstrukcja składa się z trzech części. Pierwszą z nich jest kabina obsługi, umieszczona tyłem do kierunku jazdy, przystosowana dla załogi operatorskiej. Wóz bojowy wyposażony jest również w blok aparatury klimatyzacyjnej, która znajduje się tuż przed częścią bojową. Obecny pojazd zestawu Pancyr S1 jest ośmiokołowy samochód terenowy Kamaz-6560 8x8 z silnikiem wysokoprężnym Kamaz-740.35-400 o mocy 294 kW (400 KM). Posiada zawieszenie na resorach półeliptycznych (w przednich osiach wspomaganym amortyzatorami hydraulicznymi). Przeniesienie napędu następuje za pomocą dwutarczowego sprzęgła ze wspomaganym pneumatycznym, pięciobiegową skrzynią przekładniową i skrzynią rozdzielczą na sztywne mosty napędowe. Kompleks przeciwlotniczy posiadał jednak wiele wersji, osadzoną między innymi na ośmiokołowcu BAZ 6909 8x8.1, a także na samochodzie MAN SX45. Dodatkową ciekawą koncepcją jest umieszczenie wspomnianego zestawu na pojeździe gaśiennicowym GM-352M1E o mocy 620 kW (842 KM). Elementy osprzętu z poprzednich wersji przeniesiono do wnętrza pojazdu w celu zwiększenia możliwości wersji gaśiennicowej.

Podsystem wykrywania celów w najnowszej wersji Pancyra S1 składa się głównie ze stacji radiolokacyjnej 2LR80 (2RL80E) z anteną z fazowanym szykiem elementów promieniujących. Stacja prowadzi obserwację dookólną (elektroniczne kierowanie

wiązkami w elewacji oraz mechaniczny obrót anteny w azymucie). Zamontowany na zestawie radar pracuje w paśmie S (centymetrowym). System wykrywania celów zapewnia również automatyczne śledzenie, a także identyfikację przynależności obiektów. Zakres obserwacji dla stacji radiolokacyjnej leży w zakresie od 0 do 80 stopni w elewacji, przy prędkości obrotu anteny 15 lub 30 obr./min. Sytuacja powietrzna otrzymywana z radaru jest odświeżana co 2 lub 3 sekundy, natomiast czas przejścia z trybu obserwacji do śledzenia wynosi około 2 s. Stacja umożliwia śledzenie automatyczne do 20 celów, o zróżnicowanych prędkościach w granicach 30-1000 m/s. Dodatkowym aspektem podnoszącym możliwości zestawu jest śledzenie celów powietrznych o małej powierzchni odbicia. Zasięg automatycznego śledzenia wynosi od 1 do 80 km i zależy głównie od wybranego trybu pracy.

Oprócz możliwości związanych ze śledzeniem celów z wykorzystaniem radaru, system umożliwia wykrywanie i śledzenie przy użyciu przyrządów optoelektronicznych. W ostatniej wersji zestawu Pancyr S1 umieszczono system optoelektroniczny AOP. W skład elementów optoelektronicznych wchodził tor telewizyjny oraz termowizyjny. Dodatkowo w celu skutecznej obserwacji oba tory pozwalają na zmianę kąta pola widzenia między wąskim a szerokim, co wpływa na dokładność śledzenia. Maksymalna prędkość kątowa systemów optoelektronicznych pozwala na śledzenie z prędkością 100 stopni/s., przy przyspieszeniu 170 stopni/s², zachowując dokładność do 0.05 mrad. AOP umożliwia śledzenie celu wielkości myśliwca na odległości 17-26 km, pocisku raketowego z 13-15 km, a bomby lotniczej z 10 km.



Rys. 5. Kołowy raketowo-artyleryjski zestaw przeciwlotniczy Pancyr S1

Do obróbki informacji stacja posiada komputerowy system, który według opracowanego algorytmu szereguje cele, uwzględniając do śledzenia i zwalczania cele najgroźniejsze. Podjęcie decyzji o zwalczaniu śledzonego celu może odbywać się w sposób automatyczny lub w trybie ręcznym. System kontroli wykazuje się dużą odpornością na zakłócenia, wykorzystując szybką zmianę częstotliwości pracy radarów, a także kompensowanie zakłóceń impulsowych i szumowych.

W docelowym wariantcie w systemie Pancyr S1 zastosowano dwulufowe 30 mm armaty automatyczne 2A38M o masie 223 kg każda, szybkostrzelności 1950-2000 strz./min (automatyka na zasadzie odprowadzenia gazów prochowych), chłodzone cieczą. Minimalny zasięg strzelania wynosi 200 m, maksymalny 4000 m, pułap zwalczanych celów 3000 m. Pociski posiadają takie same parametry balistyczne (lufy armat są wyposażone w czujniki prędkości wylotowej). Przeładowanie odbywa się ręcznie lub pirotechnicznie, armaty posiadają czujniki położenia zamków. Zapas amunicji wynosi do 1400 szt. na armatę. Głównym elementem uzbrojenia zestawu są rakiety 57E6-E) o prędkości maksymalnej do 1300 m/s w czasie 1,5 s po opuszczeniu wyrzutni. Odległość zwalczania poszczególnych celów kształtuje się następująco: samoloty 20 km i pułap 10 km, poddźwiękowe rakiety skrzydlate 12-16 km, pociski raketowe o prędkość lotu do 1000 m/s – w odległości i na wysokości do 4 km [8][9].

2.3.2. Samobieżny Artyleryjsko-Rakietowy Zestaw Przeciwlotniczy BIAŁA

Samobieżny Artyleryjsko-Rakietowy Zestaw Przeciwlotniczy BIAŁA jest modyfikacją rosyjskiego zestawu przeciwlotniczego ZSU-23-4 Szyłka. Projekt został zrealizowany przez Zakłady Mechaniczne Tarnów. Wprowadzony na wyposażenie Sił Zbrojnych RP w grudniu 2005 r. Zestaw został wprowadzony jako alternatywa dla samobieżnego przeciwlotniczego zestawu artyleryjskiego Loara. Zapewnienie osłony przeciwlotniczej wojsk lądowych ze względu na zaniedbanie ze strony państw sojusznicznych ma szczególne znaczenie. Ilość zestawów samobieżnych gąsienicowych bardzo krótkiego zasięgu została w krajach sojusznicznych mocno ograniczona. Modernizacja systemów Szyłka pozwoliła wzmocnić osłonę przeciwlotniczą polskich pododdziałów pancernych. Docelowe rozwiązanie charakteryzować się będzie zdecydowanie większymi możliwościami (np. amunicja programowalna), co jest w programie rozwojowym systemu.

Pojazd, na którym umieszczone jest uzbrojenie wykorzystuje podwozie czołgu PT-76 i działa samobieżnego ASU-85. Pojazd wyposażony jest w sześciocyndrowy, chłodzony cieczą silnik wysokoprężny W6R o mocy 206 kW (280 KM) przy 2000 obr./min. Przeniesienie napędu realizuje mechaniczna, trójstopniowa skrzynia biegów z planetarnym mechanizmem skrętu o pięciu przełożeniach przy jeździe do przodu i jednym do tyłu. Na podwozie składa się sześć par kół zawieszonych na wałkach skrętnych z kołami napinającymi z przodu i napędowymi z tyłu. Pojazd posiada przeniesienie napędu gąsienicowe, co zwiększa możliwości operacyjne zestawu. Cały zestaw waży 20,5 tony przy długości 6,54 metra, szerokości 2,95 metra i wysokości 2,25 metra, osiągając maksymalną prędkość 50 km/h przy zasięgu do 450 km.

Zestaw przeciwlotniczy wyposażony jest w typowe peryskopy obserwacyjne a także dodatkowe środki do obserwacji nocnej. Kierowca posiada TWNO-2 o zasięgu do 100 metrów, natomiast dowódca wozu ma możliwość prowadzenia obserwacji w nocy przy użyciu noktowizora TKN-1T o zasięgu do 250 metrów. Dodatkowym elementem niezbędnym do użycia noktowizorów jest podświetlanie terenu przez reflektor podczerwieni PG-125. Zestaw wyposażony jest również w system nawigacji TNA-2 a także urządzenie ochrony przed bronią ABC. Dodatkowymi elementami wyposażenia są również urządzenie przeciwpożarowe a także układ wentylacji. W skład elementów sprzętowych systemu kierowania ogniem wchodzi również zestaw optoelektroniczny do śledzenia celów zarówno w dzień, jak i w nocy. System wyposażony jest również

w system łączności zewnętrznej, którą realizują radiostacja R-123 a także w system łączności wewnętrznej poprzez telefon R-124.

System kierowania ogniem zestawu umożliwia automatyczne śledzenie celów zarówno w dzień jak i w nocy. Poprzez eliminację radaru oraz aktywnych środków obserwacji z poprzedniej wersji zestawu, ograniczona jest emisja promieniowania termicznego zmniejszająca możliwość wykrycia na polu walki. System kierowania ogniem wykorzystuje algorytmy cyfrowe a także sensory optoelektroniczne do automatycznego śledzenia celów, natomiast dodatkowy tor termowizji pasywnej w celowniku optycznym operatora uzbrojenia umożliwia prowadzenie ognia w różnych warunkach.



Rys. 6. Samobieżny Artyleryjsko-Rakietowy Zestaw Przeciwlotniczy Biała

Zestaw przeciwlotniczy Biała wyposażony jest w cztery armaty kalibru 23 mm, jednak zmiana amunicji na najnowocześniejsze rodzaje pozwala na zwiększenie skutecznego zasięgu ostrzału zestawu do 3000 metrów. Zestaw może prowadzić ogień artyleryjski w zakresie 360 stopni w azymucie, natomiast w elewacji w zakresie od -4 do 85 stopni. Armaty przystosowane są do zastosowania amunicji typu API, HEI o zasięgu do 2000 m a także amunicji typu APDS i FAPDS o zasięgu maksymalnym do 3000 m. Dodatkowo na wyposażeniu zestawu znajdują się 4 wyrzutnie rakiet Grom, o zasięgu do 5500 km. Średnia prędkość rakiety wynosi około 600 m/s, rakiety Grom umożliwiają zwalczanie celów na pułapie do 3500 m, przy maksymalnej prędkości oddalającego się celu do 320 m/s lub maksymalnej prędkości dla celu zbliżającego się 400 m/s. Prawdopodobieństwo zniszczenia celu rakieta z tylnej półsfery bez zakłóceń wynosi powyżej 0,6 natomiast z zakłóceniami do 0,4 [10].

2.3.3. Armata przeciwlotnicza GDF

Podwójnie sprzężona 35mm armata przeciwlotnicza GDF-001 (-002; -005) służy do zwalczania celów powietrznych w odległości do 4000 m. Historia powstania armaty sięga lat 50-tych XX wieku. Została ona stworzona przez koncern Oerlikon-Bührle (obecnie Oerlikon Contraves) w wersji GDF-001. Jednakże dzięki swej niezawodności

i doskonałej konstrukcji wciąż jest w użyciu w kolejnych modernizacjach GDF (-002,-003,-005).



Rys. 7. Armata GDF-001 w położeniu bojowym.

Już w 1980 r. wersja GDF-003 posiadała cyfrowy system przekazywania danych. Cieszyła się wysoką sprzedażą, dzięki czemu na świecie znajduje się wciąż w użyciu ok. 2000 armat GDF.

Podwójnie sprzężona armata przeciwlotnicza GDF-002 kal. 35mm składa się z: dwóch armat KDB, kołyski, dwóch automatycznych donośników amunicji, podstawy dolnej, podstawy górnej i systemu celowania. Automatyka armaty opiera się na wykorzystaniu części energii gazów prochowych. Lufa wraz z obsadą porusza się w kołysce podczas odrzutu. W lufie zastosowano gwint progresywny, posiada ona również możliwość dołączenia przyrządów mierzących prędkość wylotową pocisków opuszczających lufę. Kołyska przystosowana jest do przenoszenia obu armat i znajduje się na podnośnej osi. Hydromechaniczny system odpowiada za absorpcję energii odrzutu. Zasobniki amunicji znajdują się z obu stron kołyski i poruszają się wraz z nią. Każdy z zasobników może pomieścić do 56 naboje. Naboje ładowane są w łódkach po siedem sztuk w każdej. Mechanizm dosyłający amunicję jest niezależny od armaty. Wykorzystuje on sprężynę napędową przewijaną elektrycznie. Istnieje również możliwość ręcznego przewijania sprężyny. Górna podstawa określa położenie lufy, poza tym znajduje się na niej wyposażenie do zapasowego celowania, stanowiska załogi i dwa pojemniki z amunicją (każdy mieści 63 naboje). Lufa porusza się w kącie podniesienia z prędkością 56°/s, a w kącie położenia z prędkością 112°/s. Dolna podstawa spełnia rolę stabilnej podstawy działła. Przygotowana do strzelania ma trzypunktowy system podparcia. Wraz z opuszczaniem podpór podnoszone są koła podwozia. Obsługa działła może przestawić je z położenia marszowego w bojowe w czasie 2,5 min. dzięki elektrohydraulicznemu systemowi podnoszenia. Możliwe jest również korzystanie z pompy ręcznej. Wówczas czas ten wynosi 5 min.

Podwójnie sprzężona armata 35 mm GDF-002 zasadniczo jest używana do zwalczania celów powietrznych, jednak można również nią ostrzelać cele naziemne.

Ogień docelowo prowadzi się przy pomocy systemu kierowania ogniem znajdującego się na osobnej platformie. Najczęściej jest to Skyguard, starszym rozwiązaniem jest Super Fledermaus. Można również użyć optycznych przyrządów celowniczych znajdujących się na armacie. W 1985r. koncern Oerlikon wprowadził ostateczną modernizację zestawu GDF do wersji -005. Charakteryzuje się ona m.in. autonomicznym systemem celowania, umieszczonym na podwoziu armaty systemem zasilania i automatycznym systemem ładowania amunicji. Co więcej, wszystkie starsze produkcje zestawu mogą być modernizowane do wersji -005 dzięki zestawowi modernizacyjnemu dostarczanemu przez producenta [11].

2.3.4. Samobieżny Zestaw Raketowo-Artyleryjski K30 BIHO Hybrid

Samobieżny system przeciwlotniczy produkcji koreańskiej, który jest zwycięzcą przetargu ogłoszonymu przez MON Indii. W 2017 roku zostały przeprowadzone testy poligonowe a także symulacje, po których stwierdzono, że system ten w porównaniu do rosyjskich rozwiązań (Pancyr S1) spisuje się dużo lepiej. Przeważającym aspektem była przede wszystkim większa skuteczność zwalczania rakiet i pocisków manewrujących jak również bezzałogowych statków powietrznych. Ze względu na wyniki przeprowadzonych testów, strona Indyjska zdecydowała się niedawno na zakup 104 kompleksów artyleryjsko-rakietowych, 97 pojazdów magazynujących amunicję a także 39 systemów dowodzenia. Zrealizowanie umowy na około 2.66 mld dolarów sprawiło, że Indie stały się jednym z pierwszych i głównych odbiorców koreańskiego systemu PZRA [12].

System Hybrid BIHO został osadzony na podwoziu transportera K200, jednak zostało nieznacznie zmodyfikowane. Podwozie zmodernizowanego systemu posiada dodatkową oś w zawieszeniu, a także wykorzystuje silnik D2840L, który zastąpił D2848T z poprzedniej wersji systemu. Podmiana wykorzystywanego wcześniej silnika spowodowała wzrost mocy z 350 KM do 520 KM [12]. Zabieg taki był konieczny ze względu na prawie dwukrotny wzrost masy spowodowany umieszczeniem nowych podzespołów systemu. Wymiana silnika a także wzrost mocy, musiała skutkować również wymianą przekładni na spełniającą wymagania zamontowanej jednostki napędowej. Podwozie po modyfikacjach zachowuje swoje właściwości ochronne, a także jak w poprzedniej wersji, umożliwia poruszanie się w wodzie.



Rys. 8. System Artyleryjsko-Rakietowy K30 Hybrid BIHO (Flying Tiger)

Koreański system artyleryjsko-rakietowy wyposażony jest w elektrooptyczne sensory umożliwiające obserwację i śledzenie obiektów. Posiada peryskop panoramiczny, system podczerwieni, dalmierz laserowy. Dodatkowo system wyposażony jest w kamerę termowizyjną a także system kierowania ogniem. Śledzenie obiektów poprzez system

Hybrid BIHO odbywa się przy użyciu znajdującego się na wyposażeniu radaru TPS-830K. Zainstalowany w systemie radar jest standardowym radarem dopplerowskim pracującym w paśmie X. Radar spełnia funkcję ostrzegania w czasie rzeczywistym, wykrywania celów a także identyfikację obiektów (IFF). Radar dostarcza dane cyfrowemu systemowi kierowania ogniem, który uwzględniając poprawki balistyczne i kąty wyprzedzenia nakierowuje armaty 30 mm na wskazania umożliwiające precyzyjne trafienie w cel [12].

System K30 Hybrid BIHO jest modernizacją zestawu znajdującego się na wyposażeniu koreańskich sił zbrojnych, który wyposażony jest tylko w dwie armaty kalibru 30 mm. Głównym elementem modernizacji istniejącego zestawu było dodanie czterech pocisków kierowanych Szingung (Chiron) na podwójnych stolikach startowych umieszczonych w tylnej części wieży. Wyposażenie systemu w rakiety klasy MANPADS o zasięgu ponad 5 km i prędkości 2,1 Macha, znacznie zwiększyło jego możliwości bojowe. Dalsze prace nad systemem uwzględniają współpracę z raketami o zasięgu co najmniej 8 km [12], dzięki czemu system będzie mógł poważnie konkurować z rosyjskim systemem Pancyr S1.



Rys. 9. Ostrzał raketowy Zestawu Artyleryjsko-Rakietowego K30 Hybrid BIHO

2.4. Podsumowanie przeglądu

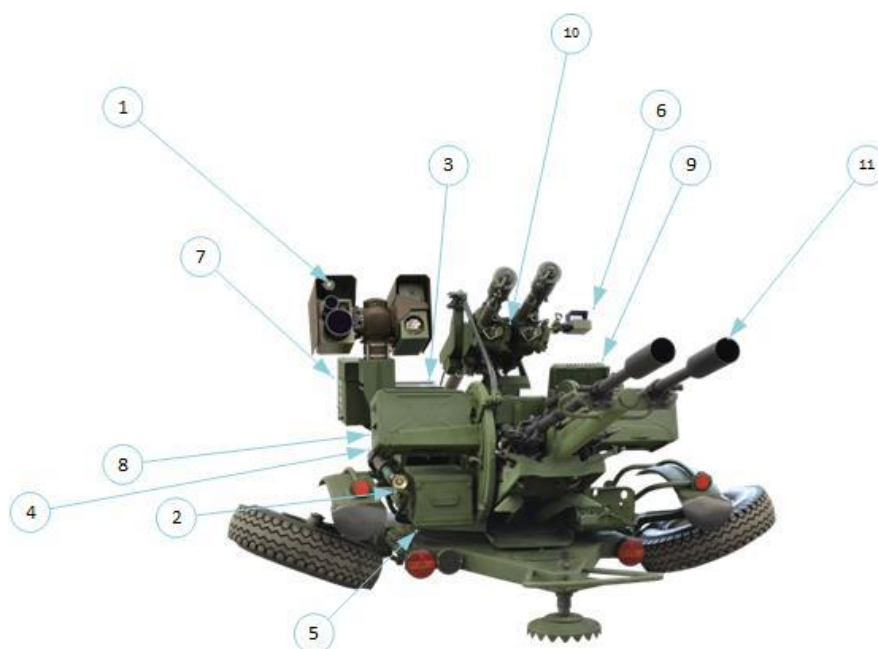
Przeciwlotnicze zestawy bardzo krótkiego zasięgu są podstawowym środkiem ogniowym dolnej warstwy obrony przed współczesnymi środkami napadu powietrznego. Funkcjonujące od kilkadziesiąt lat oraz nowo wprowadzane na uzbrojenie wojsk zestawy artyleryjskie są wyposażane dodatkowo w skuteczne zestawy raketowe bardzo krótkiego zasięgu. Tendencja taka jest szczególnie widoczna w uzbrojeniu przeciwlotniczym armii rosyjskiej. Pierwsza wersja zestawu raketowo-artyleryjskiego *Tunguska* została zastąpiona na początku XXI w. nowoczesnym zestawem *Pancyr S1* wyposażonym w autonomiczny system rozpoznania radiolokacyjnego i optoelektronicznego. Dzięki samobieżności zestawu możliwe jest nadążne posuwanie się w ugrupowaniu nawet wojsk pancernych, stanowiąc jego skuteczną osłonę przeciwlotniczą.

Zestaw *Pancyr S1* stał się wzorcem manewrowego środka przeciwlotniczego bardzo krótkiego zasięgu do osłony wojsk lądowych. Podobnym rozwiązaniem miała być polska *Loara*, wykonana jedynie w wersji artyleryjskiej z dwoma armatami kalibru 35 mm [13]. W ostatnich latach pojawił się na rynku koreański zestaw raketowo-artyleryjski, zakupiony w znacznej liczbie przez Indie. W końcowej fazie rozwoju znajduje się podobny zestaw produkcji tureckiej [15]. W armii niemieckiej funkcjonuje samobieżny zestaw artyleryjski Gepard z dwoma armatami kal. 30 mm, armia USA posiada na uzbrojeniu mobilny zestaw raketowy Avenger z raketami Stinger [16]. Armie NATO nie posiadają na uzbrojeniu mobilnych zestawów przeciwlotniczych raketowo-artyleryjskich do osłony wojsk lądowych.

Polska jest w tym segmencie uzbrojenia chlubnym wyjątkiem. Podjęta przed kilkunastoma laty przez MON decyzja o budowie suwerennego PZRA wykorzystującego w pełni krajowy potencjał przemysłowy, okazał się trafionym przedsięwzięciem obronnym i gospodarczym. Może stać się polem równorzędnej technologicznej i biznesowo-współpracy w ramach państw NATO.

3. Budowa Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo-Artyleryjskiego (PZRA) PILICA

System kierowania ogniem Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo – Artyleryjskiego składa się z wielu elementów (urządzeń). W celu zapewnienia skutecznego wykrywania, śledzenia i kierowania ogniem należy opracować odpowiednie algorytmy, które pozwolą na automatyzację procesów i współpracę podsystemów całego zestawu.



Rys. 10. Podzespoły Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo-Artyleryjskiego

Zestaw składa się z poszczególnych podzespołów:

1. Głowica optoelektroniczna (kamera dzienna, kamera IR, dalmierz);
2. Videotracker;

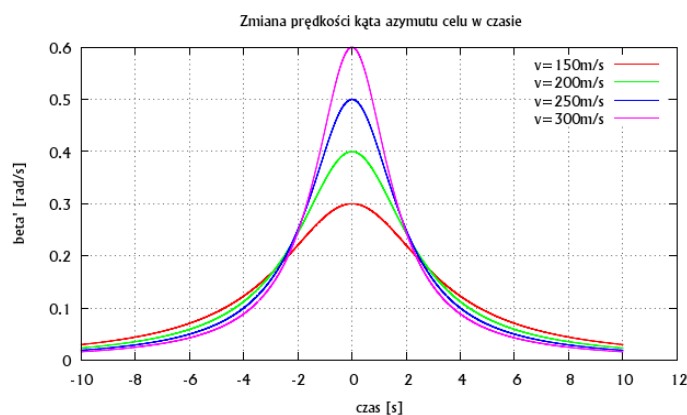
3. Komputer pokładowy;
4. Elektryczne napędy armat ze sterownikiem;
5. Elementy odpowiedzialne za łączność z systemem dowodzenia;
6. Celownik CP-1;
7. Identyfikator IFF;
8. Sterownik bezpieczeństwa;
9. Wolant i monitor do wymiany danych z operatorem;
10. Stolik startowy dla rakiet GROM;
11. Armaty 23 mm.

Najważniejszymi elementami zestawu, które wchodzi w skład podsystemu wykrywania, śledzenia i kierowania ogniem są: głowica optoelektroniczna, videotracker, i komputer pokładowy.

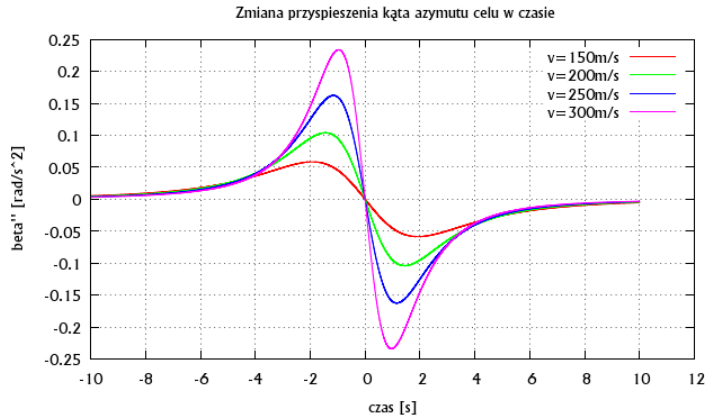
3.1. Głowica optoelektroniczna

Głowice optoelektroniczne znajdują szerokie zastosowanie zarówno na rynku cywilnym jak i wojskowym. Powstaje coraz więcej zmodernizowanych obiektów wojskowych, w których montowane są głowice optoelektroniczne. Uwzględniając możliwości techniczne i technologiczne, dziedzina optoelektroniki zdecydowanie wpływa na skuteczność i funkcjonalność systemów cywilnych i wojskowych. Rozwiązania wojskowe charakteryzują się dodatkowymi wymaganiami konstrukcyjnymi, które zapewniają odporność na narażenia mechaniczne oraz warunki klimatyczne, a także spełnienie specjalistycznych wymagań na urządzenia wojskowe.

Optoelektroniczna głowica w Przeciwlotniczym Zestawie Rakietowo-Artyleryjskim pełni podstawową rolę zarówno w wykrywaniu, śledzeniu jak i kierowaniu ogniem. Odpowiednio dobrane parametry techniczne głowicy warunkują skuteczne wykrywanie obiektów małych rozmiarów nawet z dużych odległości. Dodatkowo, oprócz aspektów związanych z układem optycznym głowicy, ważnym elementem jest układ napędowy. Ze względu na typy obiektów jakie zestaw powinien zwalczać, głowica musi osiągać duże prędkości obrotowe oraz przyspieszenia kątowe. Na Rys. 11 i Rys. 12 przedstawiono odpowiednio wykres zmian prędkości kątowych, a także przyspieszeń kątowych w azymucie w zależności od prędkości liniowych na parametrze 500 m.



Rys. 11. Wykres zmian prędkości kąta azymutu dla różnych prędkości celu: wysokość $h=100$ m; odległość do celu na odległości przelotu 500m [17]



Rys. 12. Wykres zmian przyspieszenia kąta azymutu dla różnych prędkości celu: wysokość $h=100\text{m}$; odległość do celu na odległości przelotu 500m [17]

Zastosowana w zestawie PZRA Pilica głowica optoelektroniczna posiada kamerę termowizyjną, kamerę telewizyjną, a także dalmierz laserowy o wysokiej częstotliwości repetycji. Głowica optoelektroniczna charakteryzuje się wysokiej jakości parametrami stabilizacji. Dodatkowo interfejs szeregowy umożliwia konfigurację sensorów i innych układów głowicy zgodnie z zapotrzebowaniem systemu. Układ sterowania głowicy umożliwia precyzyjne zadawanie prędkości i położenia kąтового napędów zarówno w azymucie jak i w elewacji.



Rys. 13. Ogólny widok głowicy obserwacyjno-śledzącej [18]

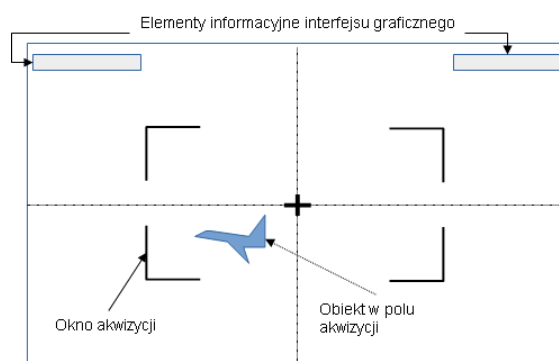
Podstawowe parametry zastosowanej głowicy optoelektronicznej [18]:

- Zakres prędkości (azymut i elewacja) – $0.2 \text{ mrad / s} - 1.5 \text{ rad / s}$
- Maksymalne przyspieszenie (azymut i elewacja) – 2.2 rad / s^2
- Brak ograniczeń ruchu w azymucie
- Zakres ruchu w elewacji – $-3^\circ \div +75^\circ$
- Dokładność stabilizacji – $400 \mu\text{rad}$
- Zasięg rozpoznania przyrządów optoelektronicznych – $12\,000 \text{ m}$

3.2. Videotracker

Niezbędnym elementem podczas automatycznego śledzenia jest videotracker, który na podstawie obrazu przekazywanego z kamer głowicy optoelektronicznej, wykrywa obiekty w polu widzenia. Specjalne algorytmy videotrackera pozwalają na wyodrębnienie obiektu z obrazu, przesyłając informację o jego położeniu i rozmiarach poprzez interfejsy

komunikacyjne do systemu kierowania ogniem. Na rynku istnieje nie wiele videotrackerów, ze względu na stopień skomplikowania budowy i oprogramowania urządzenia. Niektóre z opracowanych rozwiązań, wykorzystują możliwości sprzętowe do analizy i filtrowania obrazu, a następnie przekazują zbierane informacje odpowiednimi protokołami transmisji. Istnieje wiele algorytmów wykrywania obiektów na obrazie, określenia ich trajektorii i położenia. Większość metod lokalizacji sprowadza się do wyróżnienia obszarów posiadających wspólne cechy (jasność, kształt, kolor). Większość algorytmów lokalizacji obiektów na obrazie opiera się na algorytmie Optical Flow. Metoda polega na porównywaniu kolejnych ramek obrazu video i znajdowaniu zależności między nimi. Na podstawie zależności określana jest tablica wektorów (opticalflow field). Utworzone wektory wskazują przesunięcie pikseli lub regionów, powstałych na wskutek ruchu kamerą lub przemieszczania obiektu na obrazie.



Rys. 14. Przykładowe zobrazowanie interfejsu Videotrackera [19][19]

Videotracker VT-17 zastosowany w Przeciwlotniczym Zestawie Rakietowo-Artyleryjskim produkowany jest przez firmę WIW TechDSP. Charakteryzuje się między innymi możliwością doboru parametrów w zależności od warunków wykrywania i śledzenia. Dodatkowo wyposażony jest w dużą liczbę interfejsów cyfrowych i analogowych video. Pozwala na wykorzystanie mechanizmu nakładania ramek obrazu, sterowanie wzmocnieniem kontrastowym i wzmocnieniem krawędzi. Videotracker wykorzystuje filtrację dolno- i górnoprzepustową, a także elektroniczną stabilizację obrazu [19].

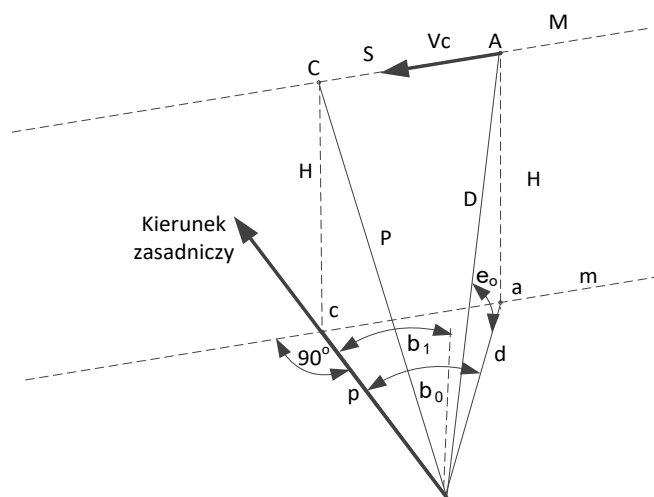
3.3. Komputer pokładowy

Komputer pokładowy pełni bardzo ważną rolę w układzie wykrywania, śledzenia i kierowania ogniem Przeciwlotniczego Zestawu Rakietowo-Artyleryjskiego. Oprogramowanie zaimplementowane na komputerze pokładowym posiadać będzie układy sterowania wszystkimi urządzeniami. Dodatkowo na komputerze pokładowym zaimplementowane będą układy kierowania ogniem, a także interfejs graficzny użytkownika. Umożliwi to odczyt niezbędnych informacji przez operatora oraz komunikację z systemem dowodzenia.

Oprogramowanie komputera pokładowego powinno zawierać implementację niezbędnych układów regulacji. Według sformułowanych założeń, układy sterowania bazowały będą na cyfrowych regulatorach PID. Funkcją podstawową oprogramowania jest sterowanie wszystkimi elementami w torze wykrywania i śledzenia. W przypadku układów sterowania realizujących tryby pracy zestawu, regulator PID powinien być wspomaganym elementami predykcji.

Interfejs graficzny użytkownika pełnił będzie rolę zobrazowania informacji dla operatora. Komunikując się ze wszystkimi urządzeniami zestawu, operator informowany będzie o stanie poszczególnych elementów oraz o wymuszonych parametrach konfiguracyjnych. Dodatkowo, z interfejsu graficznego użytkownika, operator będzie miał możliwość zmiany parametrów poszczególnych urządzeń zestawu. Moduł komunikacji z systemem dowodzenia prześle również informację o otrzymanych rozkazach i statusach do interfejsu graficznego. Komunikacja będzie obustronna, ponieważ operator będzie miał obowiązek zgłaszać stan swojej jednostki ogniowej do systemu dowodzenia.

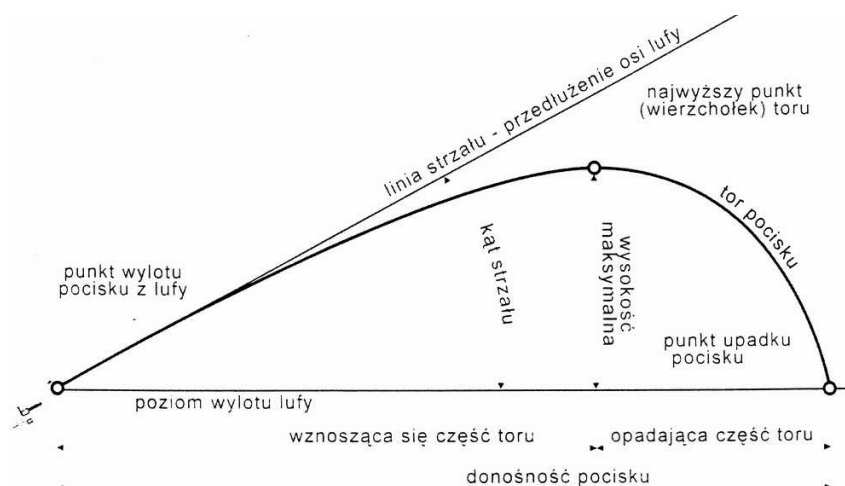
Kolejnym niezbędnym elementem oprogramowania jest przelicznik balistyczny. W celu skutecznego zwalczania celów zestawu artyleryjskie muszą posiadać przelicznik balistyczny. Na podstawie trajektorii obiektu, przelicznik określa kąt wyprzedzenia armat, co umożliwia trafienie w cel na zmierzonej odległości przy wyliczonej prędkości celu. Na Rys. 15 przedstawiony jest rzut przestrzenny określający wyliczenie punktu wyprzedzonego oraz poprawki balistycznej.



Rys. 15. Ogólny widok przestrzennego ruchu celu [20]

Dodatkowym elementem wyliczenia nastaw do strzelania przez przelicznik balistyczny jest poprawka z tablic balistycznych. Dla określonego typu pocisku, wykorzystując tablice balistyczne zawierające dane o torze pocisku z uwzględnieniem odstępstw od typowych warunków, przelicznik wylicza odpowiednią poprawkę balistyczną w elewacji, umożliwiającą trafienie w cel.

Tablice balistyczne są zestawieniem wartości określających warunki strzelania dla danego typu amunicji. Sporządzone są na podstawie obliczeń balistycznych oraz badań doświadczalnych i zawierają informacje związane z właściwościami balistycznymi broni, parametrami lotu oraz zmianami parametrów lotu. Tablice balistyczne określają zmiany spowodowane odchyleniami warunków rzeczywistego strzelania od warunków tabelarycznych [20]. Na Rys. 16 przedstawiony został tor lotu pocisku z wyszczególnieniem parametrów lotu.



Rys. 16. Parametry trajektorii lotu pocisku [20]

4. Wymagania systemu kierowania ogniem

System kierowania ogniem jest elementem zarządzającym wszystkimi urządzeniami jednostki ogniowej i powinien spełniać szereg warunków, których realizacja zapewni optymalną skuteczność bojową. Ze względu na szeroki zakres funkcjonalności systemu kierowania ogniem, w ramach niniejszej rozprawy doktorskiej, przeanalizowane zostaną wymagania związane z automatycznym śledzeniem obiektów. System kierowania ogniem powinien umożliwiać:

- Obserwację obiektów powietrznych na różnych odległościach
- Optymalne śledzenie obiektów z wykorzystaniem videotrackera i głowicy optoelektronicznej (tryb półautomatyczny)
- Optymalne śledzenie obiektów z wykorzystaniem videtrackera, głowicy optoelektronicznej oraz napędów jednostki ogniowej (tryb automatyczny)
- Współpracę algorytmów śledzenia obiektów z przelicznikiem balistycznym
- Efektywne oddziaływanie ogniowe przy ciągłym śledzeniu obiektu

Nadrzędnym wymaganiem z rozpatrywanych aspektów jest optymalne śledzenie obiektu. Określeniem optymalnego śledzenia można nazwać osiągnięcie odpowiednich parametrów układu zapewniających trafienie w cel. W rozpatrywanym przypadku kluczowymi parametrami są czas regulacji, a także uchyb ustalony układu sterowania.

Rozpatrywany w rozprawie zestaw bardzo krótkiego zasięgu powinien w możliwie krótkim czasie podejmować śledzenie obiektu, tak aby umożliwić operatorowi rozpoczęcie oddziaływania ogniowego gdy cel powietrzny znajduje się w strefie zwalczania. Czasem regulacji nazywamy czas, w którym uchyb osiągnie wartość poniżej 5% wartości uchybu maksymalnego (początkowego).

Kolejnym elementem rozpatrywanym w ramach optymalnego śledzenia jest uchyb ustalony, umożliwiający efektywne oddziaływanie ogniowe. Uchyb ustalony jest wartością między wartością zadaną (położeniem celu), a wartością odpracowaną (położenie głowicy optoelektronicznej i napędów jednostki ogniowej) w stanie ustalonym układu. Rozpatrując przypadek idealny, uchyb ustalony powinien być równy 0, jednak w układach rzeczywistych taka zależność jest praktycznie niemożliwa do spełnienia. W związku z tym, w celu osiągnięcia możliwości efektywnego oddziaływania

ogniowego, uchyb ustalony nie powinien przekraczać wartości, która przy określonej odległości przekraczać będzie rozmiary obiektu. Przykładowo uchyb ustalony o wartości 20 mrad odpowiada 19 m uchybu liniowego przy odległości 1000 m.

$$\varepsilon_l = \sin \varepsilon_k \cdot d \quad (1)$$

Uwzględniając powyższe rozważania, w celu zapewnienia optymalnego śledzenia dla realnych warunków należy spełnić poniższe wymagania:

- **Czas regulacji** – mniejszy niż **4 s**
- **Uchyb ustalony** – mniejszy niż **20 mrad**

Dodatkowo układy powinny cechować się dużą stabilnością, co zapewni minimalne przeregulowanie, nie powodujące wzbudzenia układu sterowania. Wymagania zostały określone na podstawie analizy wymagań odnośnie rodzajów zwalczanych obiektów.

5. Struktura systemu kierowania ogniem

System kierowania ogniem odpowiedzialny jest za współpracę pomiędzy modułami wchodzącymi w skład jednostki ogniowej. Szereg układów odpowiedzialnych za realizację zadań jednostki ogniowej przesyła i odbiera informacje, które system kierowania ogniem odpowiednio przetwarza w celu wykonania podstawowego zadania jakim jest skuteczne zwalczanie celu powietrznego.

Struktura systemu Rys. 18 przedstawia zależności pomiędzy poszczególnymi elementami systemu. System kierowania ogniem jest kluczowym elementem systemu, który odbiera informacje ze wszystkich urządzeń zestawu, a także wysyła komunikaty sterujące odpowiednio wymuszając pracę urządzeń.

Nawigacja satelitarna (GPS) dostarcza informacji o położeniu jednostki ogniowej w przestrzeni, umożliwiając przekazywanie tych niezbędnych informacji do innych modułów. Współrzędne jednostki ogniowej wykorzystywane są do współpracy ze stanowiskiem dowodzenia.

Głowica optoelektroniczna (GOS) dostarcza informacji o położeniu i prędkościach głowicy, pośrednio umożliwiając określenie położenie obiektu. GOS udostępnia również zobrazowanie z kamery telewizyjnej i termowizyjnej, który przekazywany jest do modułu videotrackera (VT) oraz modułu videoservera (VS). System Kierowania Ogniem (SKO) wymusza prędkości kątowne głowicy, umożliwiając realizację poszczególnych trybów pracy jednostki ogniowej.

System Kontroli Napędów (SKN) umożliwia przekazywanie informacji o położeniu i prędkości napędów jednostki ogniowej (armat). SKO wymusza prędkości kątowne napędów podczas realizacji trybów pracy, umożliwiając śledzenie obiektów. SKO zapewnia również skonfigurowanie ograniczeń kątowych jednostki ogniowej, w celu zachowania bezpieczeństwa jednostki.

Videotracker (VT) dostarcza informacji o położeniu obiektu na obrazie niezbędnych do realizacji półautomatycznego i automatycznego śledzenia. Graficzny Interfejs Użytkownika (GUI) umożliwia ustawienie poszczególnych parametrów VT, w tym przełączanie kamer, a także kątów pola widzenia, natomiast SKO wymusza rozpoczęcie lub zakończenie śledzenia przez VT. Moduł videoservera (VS) odpowiedzialny jest za

odbiór zobrazowania z kamer, a następnie jego przetwarzanie i przekazywanie do interfejsu użytkownika (GUI) w celu wyświetlenia na ekranie.

Moduł Kierowania Ogniem (MKO) odpowiedzialny jest za komunikację ze stanowiskiem nadrzędnym. Na podstawie danych radiolokacyjnych, system nadrzędny wskazuje cel dla jednostki ogniowej. Następnie SKO odbiera przekazane ze stanowiska dowodzenia zadanie i po akceptacji przez operatora przechodzi do jego realizacji. MKO dostarcza informacje i statusy do SKO, które informują operatora o sytuacji powietrznej, natomiast SKO wysyła odpowiednie komunikaty do zapewnienia komunikacji, w tym statusy jednostki ogniowej i odpowiedzi na postawione zadania.

System Bezpieczeństwa (SB) jest modułem umożliwiającym komunikację ze stolikiem startowym GROM. SKO odbiera informacje o statusie rakiet, a także umożliwia wymuszenie poszczególnych trybów rakiety m.in. rozpoczęcie procedury startu. Dodatkowo SKO umożliwia wysyłanie do SB wymuszanie zwolnienia elektromechanicznych spustów armat 23 mm, a także określenie długości serii.

Monitor (MOSPW) jest elementem odpowiedzialnym za zobrazowanie oprogramowania interfejsu graficznego operatora (GUI), a także wyświetlanie obrazu dostarczanego przez videosewer. GUI i SKO wymusza stan podświetlenia przycisków monitora sygnalizując stany alarmowe i przekazując niezbędne informacje.

Interrogator (IKZ) jest elementem służącym do identyfikacji swój/obcy. Moduł SKO umożliwia wymuszenie zapytania IKZ, w odpowiedzi dostając status odpytywanego obiektu powietrznego w zakresie przynależności.

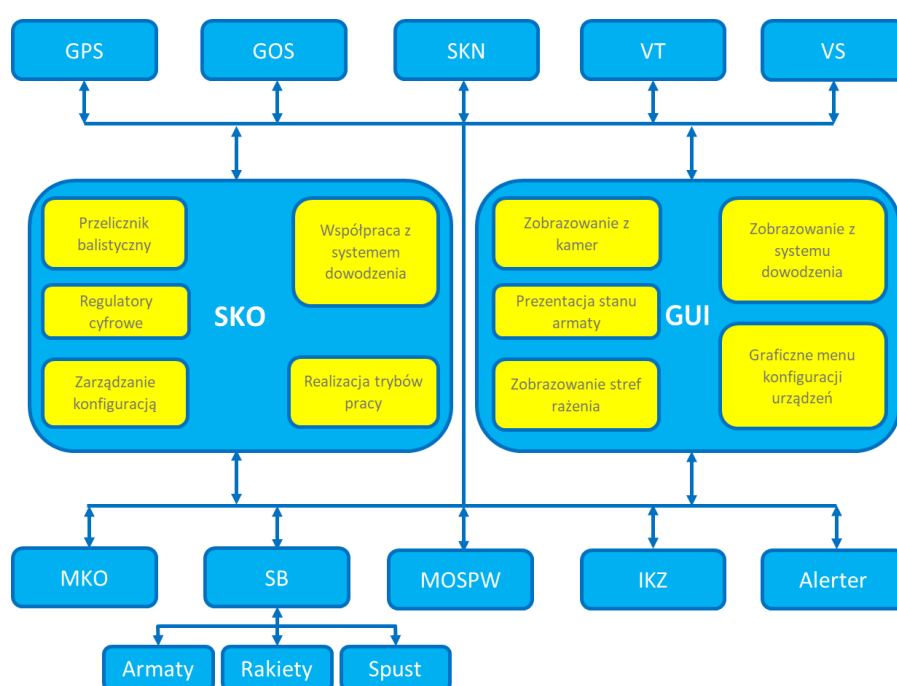
Alerter jest elementem rozszerzającym pracę VT, umożliwia realizację obserwacji powietrznej przy użyciu GOS. Głowica porusza się ze stałą prędkością kątową skanując sytuację powietrzną. Alerter wykrywa obiekty na przeskanowanej części obrazu, a następnie przekazuje obiekty do SKO. SKO umożliwia zmianę parametrów, a także wymuszenie trybu pracy alertera.

Interfejs Graficzny Użytkownika GUI (Rys. 17) jest rozwiązaniem autorskim wykonanym w ramach tej rozprawy doktorskiej. Głównym zadaniem GUI jest wyświetlanie operatorowi niezbędnych informacji o stanie jednostki ogniowej, a także wyświetlanie zobrazowania z kamer. Dodatkowym zadaniem GUI jest prezentacji sytuacji powietrznej, stref odpowiedzialności, a także przedstawianie operatorowi statusów i zadań przychodzących z systemu dowodzenia (MKO). GUI zapewnia również dostęp do zaawansowanej konfiguracji poszczególnych urządzeń jednostki.



Rys. 17. Interfejs graficzny użytkownika

System Kierowania Ogniem (SKO) również jest rozwiązaniem autorskim wykonanym w ramach tej rozprawy doktorskiej. Podstawowym zadaniem systemu kierowania ogniem jest realizacja trybów pracy jednostki ogniowej, każdy z trybów pracy realizowany jest poprzez układ sterowania, wymuszający odpowiednią pracę poszczególnych urządzeń jednostki. W ramach rozprawy doktorskiej zostanie przeprowadzone projektowanie i optymalizacja układów sterowania umożliwiających efektywną pracę jednostki ogniowej. Dodatkowo system musi dbać o poprawne działanie przelicznika balistycznego. Do poprawnego działania przelicznik przyjmuje wiele informacji pochodzących z urządzeń jednostki ogniowej. System kierowania ogniem zapewnia odpowiednią filtrację danych, aby układ sterowania zachował stabilność podczas działania przelicznika. SKO dodatkowo odpowiedzialne jest za zarządzanie konfiguracją, zapis, odczyt, a także przywracanie domyślnej konfiguracji jednostki ogniowej w razie sytuacji awaryjnej. Dodatkowo SKO we współpracy z GUI umożliwia przeprowadzenie testów wszystkich urządzeń jednostki, w celu wykrycia niesprawności.



Rys. 18. Struktura funkcjonalna systemu kierowania ogniem PZRA Pilica

6. Model matematyczny systemu kierowania ogniem

Projektowany model matematyczny powinien przewidywać odpowiednie tryby pracy uwzględniające wszystkie możliwe sytuacje bojowe. Podstawową dla operatora funkcją SKO jest wykrywanie obiektów powietrznych poprzez głowicę optoelektroniczną i zwiualizowanie tej informacji dla operatora. Wyposażona w różnego rodzaju sensory głowica ma za zadanie skuteczne wykrywanie obiektów w przestrzeni powietrznej. Po wykryciu zagrożenia, operator powinien mieć możliwość włączenia śledzenia w sposób automatyczny. Dodatkowo ze względu na możliwość wystąpienia stref bezpieczeństwa, operator powinien mieć możliwość śledzenia przy użyciu głowicy optoelektronicznej, bez udziału napędów jednostki ogniowej (armat). Operator powinien mieć możliwość pracy ręcznej, umożliwiającej ruch armaty oraz głowicy optoelektronicznej. Ostatnią funkcją, która powinna zostać zapewniona przez system kierowania ogniem jest tryb

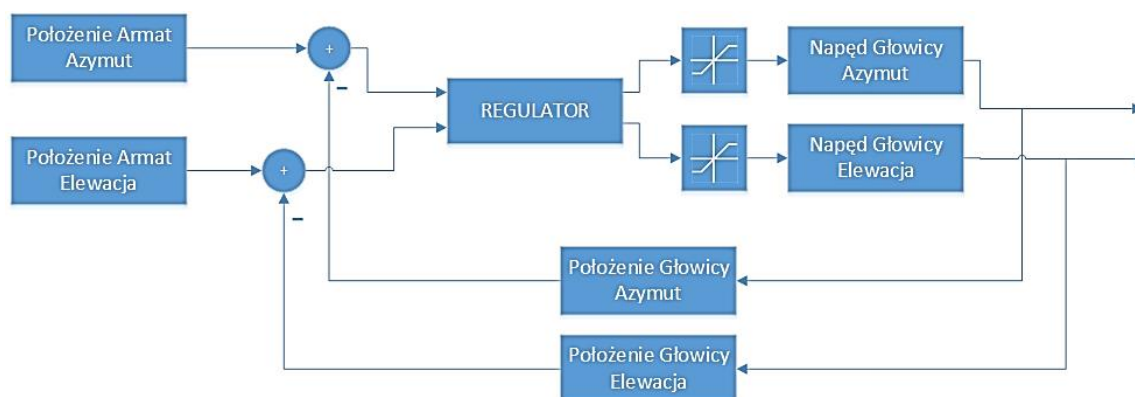
odpracowania wskazania celu znajdującego się na określonych współrzędnych ze stanowiska dowodzenia.

6.1. Założenia

Model matematyczny systemu kierowania ogniem powinien uwzględniać cztery tryby pracy Przeciwlotniczego Zestawu Raketowo-Artyleryjskiego. Każdy z opracowanych trybów pracy (ręczny, półautomatyczny, automatyczny i autonomiczny) ma umożliwiać realizację wszystkich podstawowych funkcji zestawu.

6.1.1. Tryb ręczny

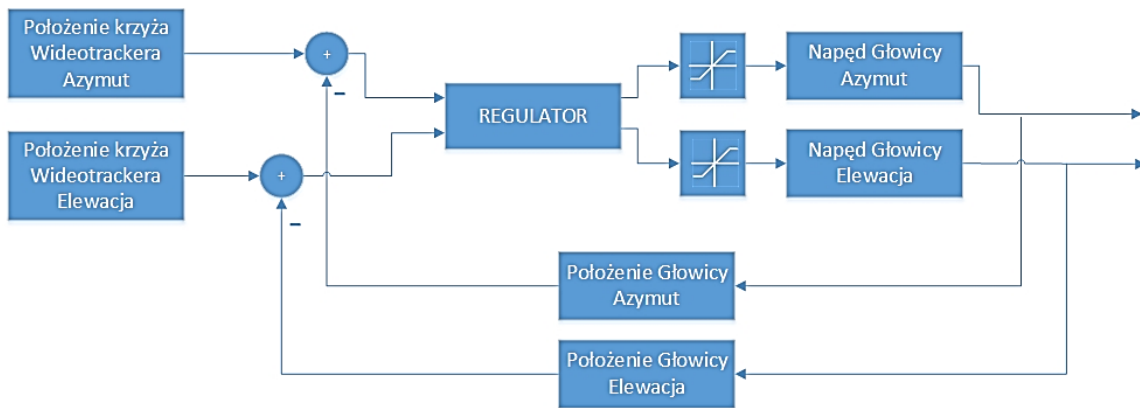
Ręczny tryb pracy (ręczne śledzenie) oprogramowania komputera pokładowego ma umożliwiać poruszanie się całego zestawu poprzez wymuszanie ruchu armatami. W trybie ręcznym układy sterowania będą minimalizować rozbieżność między położeniem armat a położeniem głowicy optoelektronicznej odpowiednio dla płaszczyzny w azymucie i w elewacji. Tryb ręczny realizowany jest poprzez wewnętrzny układ sterowania głowicy optoelektronicznej (Rys. 19).



Rys. 19. Schemat blokowy układu regulacji w trybie ręcznym **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**

6.1.2. Tryb półautomatyczny

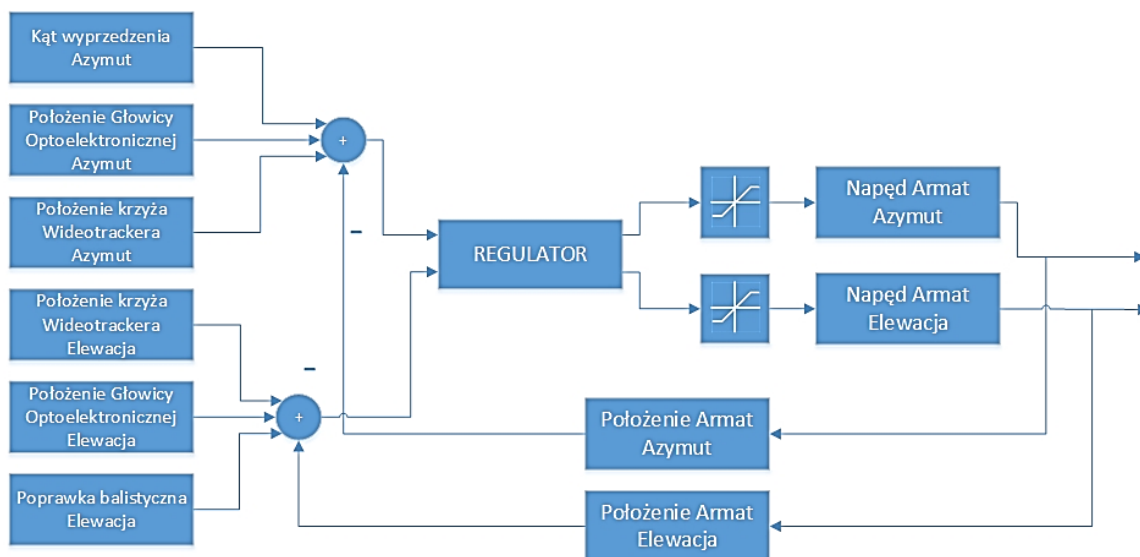
Praca w trybie półautomatycznym dzieli się na dwa etapy. Pierwszym z etapów jest poruszanie głowicą optoelektroniczną poprzez wychylenie wolantu operatora. Sterowanie w tym etapie sprowadza się do proporcjonalnego przełożenia wartości wychylenia wolantu do prędkości głowicy w odpowiedniej płaszczyźnie. Drugim etapem realizacji trybu półautomatycznego jest przechwycenie obiektu, a następnie automatyczne śledzenie głowicą optoelektroniczną. W drugim etapie trybu półautomatycznego układy sterowania minimalizują przesunięcie środka celu na obrazie z krzyżem videotrackera umieszczonym centralnie na przekazywanym przez kamery obrazie. Schemat funkcjonalny sterowania zestawem w trybie półautomatycznym przedstawiono na Rys. 20.



Rys. 20. Schemat blokowy układu sterowania w trybie półautomatycznym **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**

6.1.3. Tryb automatyczny

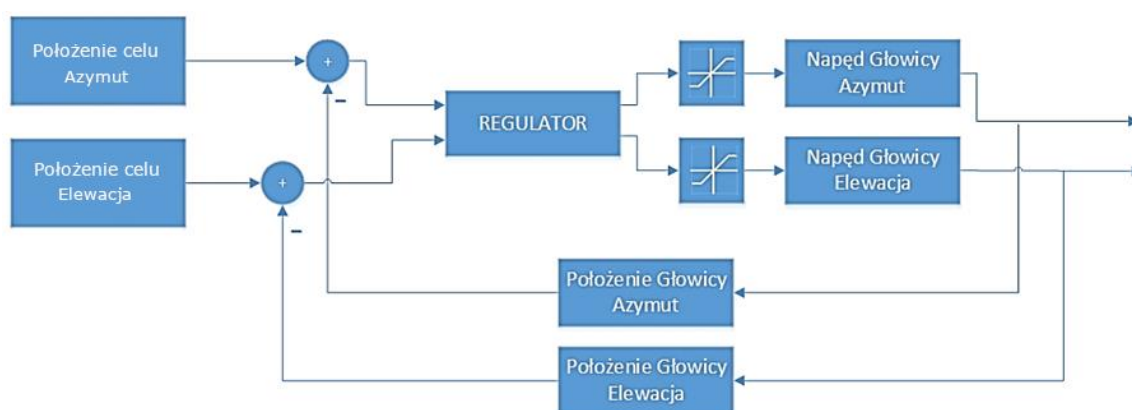
Tryb automatyczny pozwala operatorowi na automatyczne śledzenie celu z wykorzystaniem zarówno głowicy optoelektronicznej, videotrackera jak i napędów jednostki ogniowej (armat). Tryb automatyczny włączany jest po osiągnięciu gotowości bojowej przez zestaw. Układy sterowania odpowiednio realizują funkcje trybu półautomatycznego, a następnie minimalizują przesunięcie położenia głowicy optoelektronicznej względem położenia armat. Dodatkowym elementem wejściowym do trybu automatycznego jest przelicznik balistyczny. W zależności od wybranego trybu pracy uzbrojenia – artyleryjskiego lub raketowego, przelicznik balistyczny wyznacza poprawkę i kąt wyprzedzenia lub zeruje wartości kątów wyprzedzenia względem osi armat. Schemat funkcjonalny sterowania zestawem w trybie półautomatycznym przedstawiono na Rys. 21.



Rys. 21. Schemat funkcjonalny układu sterowania zestawem w trybie automatycznym **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**

6.1.4. Tryb autonomiczny

Tryb autonomiczny realizuje funkcje współpracy ze stanowiskiem dowodzenia, odpowiednio wskazany cel, zostaje przekazany do oprogramowania komputera pokładowego, a następnie głowica optoelektroniczna zostaje obrócona na współrzędne obiektu. Następnie zgodnie z założeniami realizowany jest tryb automatyczny. W związku z powyższym po otrzymaniu wskazania z systemu dowodzenia, układ sterowania minimalizuje rozbieżność między wskazanym położeniem, a położeniem głowicy optoelektronicznej. Tryb autonomiczny wykorzystuje algorytmy trybu automatycznego, uwzględniając jedynie inne źródło pochodzenia danych wejściowych. Schemat funkcjonalny sterowania zestawem w trybie półautomatycznym przedstawiono na Rys. 22.



Rys. 22. Schemat blokowy układu sterowania zestawem w trybie autonomicznym **Błąd!**
Nie można odnaleźć źródła odwołania.

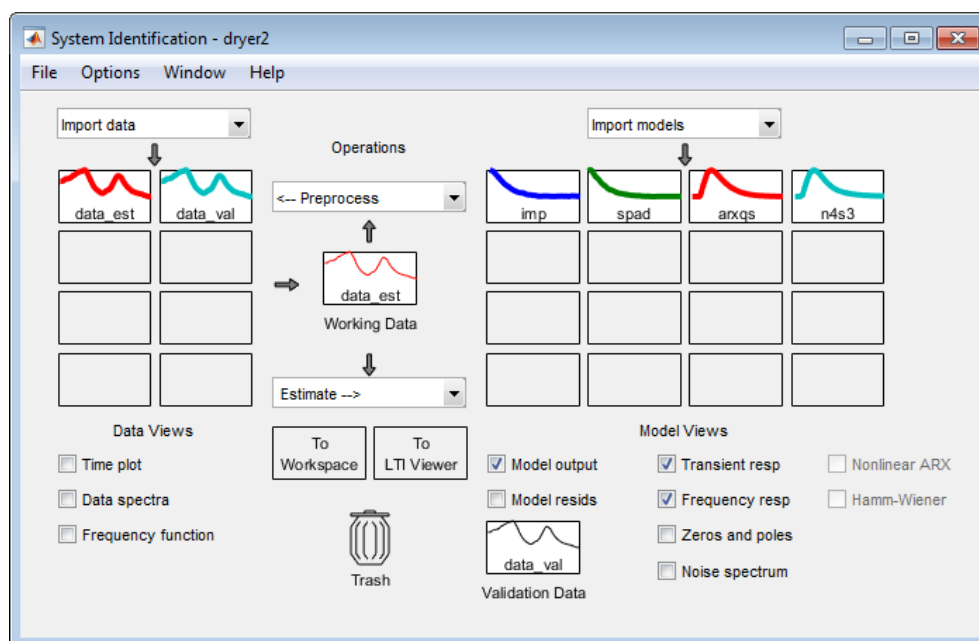
6.2. Modele matematyczne urządzeń zestawu

Założone schematy blokowe układów sterowania dla opisanych w pkt. 6.1 trybów pracy zestawu korzystają z transmitancji dyskretnych dla głowicy optoelektronicznej oraz napędów armat, zarówno w azymucie jak i w elewacji. Ze względu na brak dostępności modeli matematycznych układów napędowych zarówno głowicy optoelektronicznej jak i układów napędowych jednostki ogniowej, niezbędna będzie identyfikacja modeli matematycznych. Proces identyfikacji przeprowadzany jest przy użyciu dedykowanego oprogramowania, na podstawie odpowiedzi dynamicznych układów napędowych.

6.2.1. System Identification Toolbox – Matlab

W celu zbudowania modeli matematycznych głowicy optoelektronicznej oraz układów napędowych armat, wykorzystany został dodatek programu Matlab – System Identification Toolbox. Narzędzie służy do budowania modeli systemów dynamicznych z wejściowych i wyjściowych danych pomiarowych. System umożliwia identyfikację transmitancji, modelu procesu oraz modelu w postaci równań stanu z wykorzystaniem

odpowiedzi w funkcji czasu i częstotliwości. Umożliwia również wstępną analizę czasowych i częstotliwościowych danych (usuwanie offsetu, detrending, wstępne filtrowanie i rekonstrukcja brakujących danych) i estymację online parametrów modelu. System Identification Toolbox posiada również wiele innych narzędzi do przybliżania modeli matematycznych obiektów, zarówno liniowych jak i nieliniowych. Na Rys. 23 przedstawiono okno główne aplikacji System Identification Toolbox.



Rys. 23. Okno główne modułu System Identification Toolbox (Matlab)

6.2.2. Identyfikacja modelu głowicy optoelektronicznej

Model matematyczny głowicy optoelektronicznej został zidentyfikowany na podstawie odpowiedzi skokowej układu. Uwzględniając zaprojektowane układy sterowania, wejściem układu i wyjściem układu jest prędkość kątowa w odpowiedniej płaszczyźnie. Korzystając z dostępności do urządzenia, zarówno w azymucie jak i w elewacji zadano wartość skokową w trybie prędkościowym. Następnie została zarejestrowana odpowiedź układu poprzez odczyt odpracowanej prędkości w obydwu płaszczyznach.

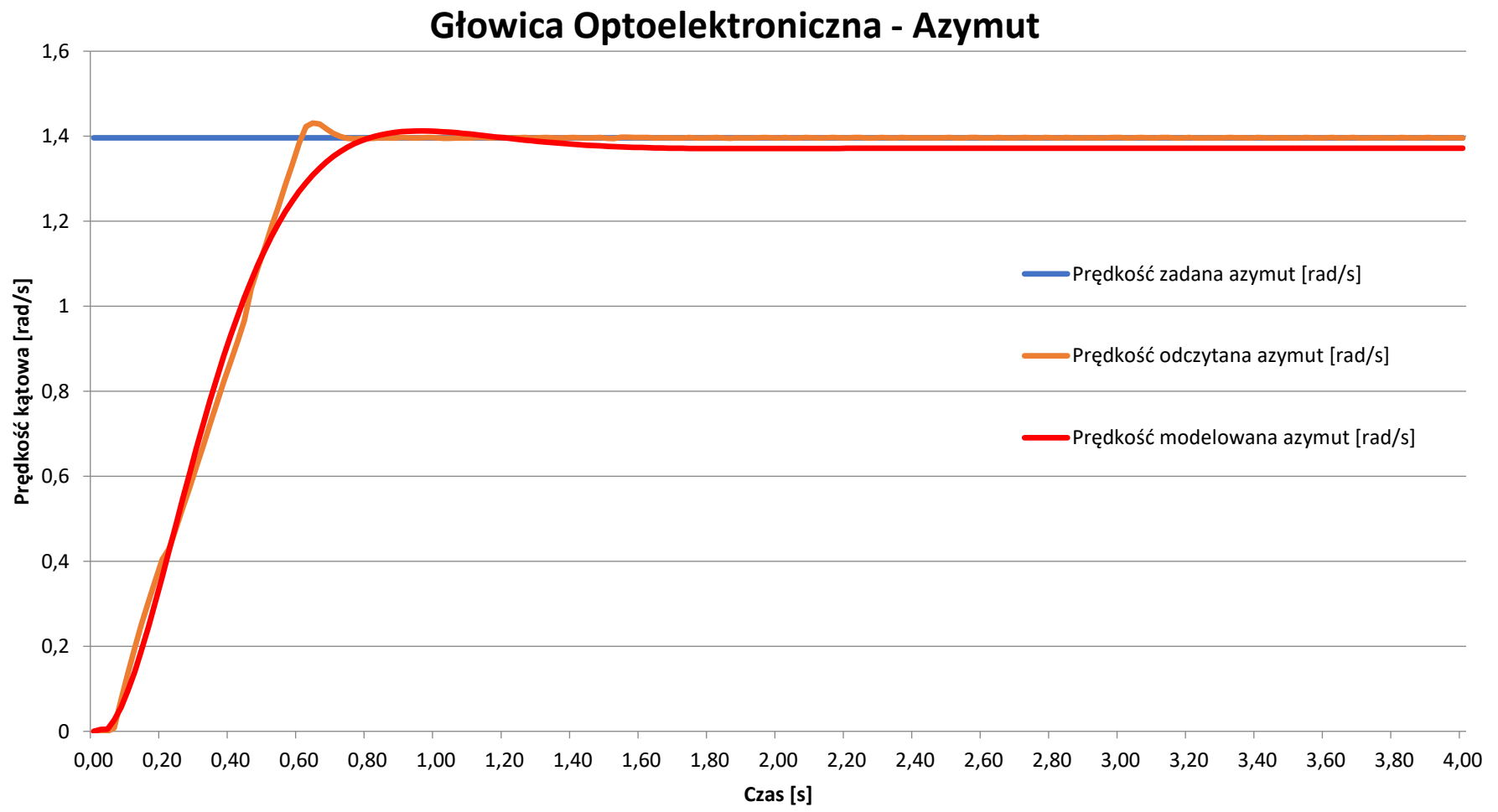
Tak zebrane dane zostały wprowadzone do oprogramowania Matlab – System Identification Toolbox. Ze względu na dynamikę pobieranych danych pomiarowych czas próbkowania dla budowanych modeli matematycznych ustawiono na 20 ms. W wyniku przeprowadzonych identyfikacji dla płaszczyzny azymutu i elewacji określono poniższe transmitancje dyskretne układów napędowych głowicy optoelektronicznej:

- Transmitancja głowicy optoelektronicznej – azymut

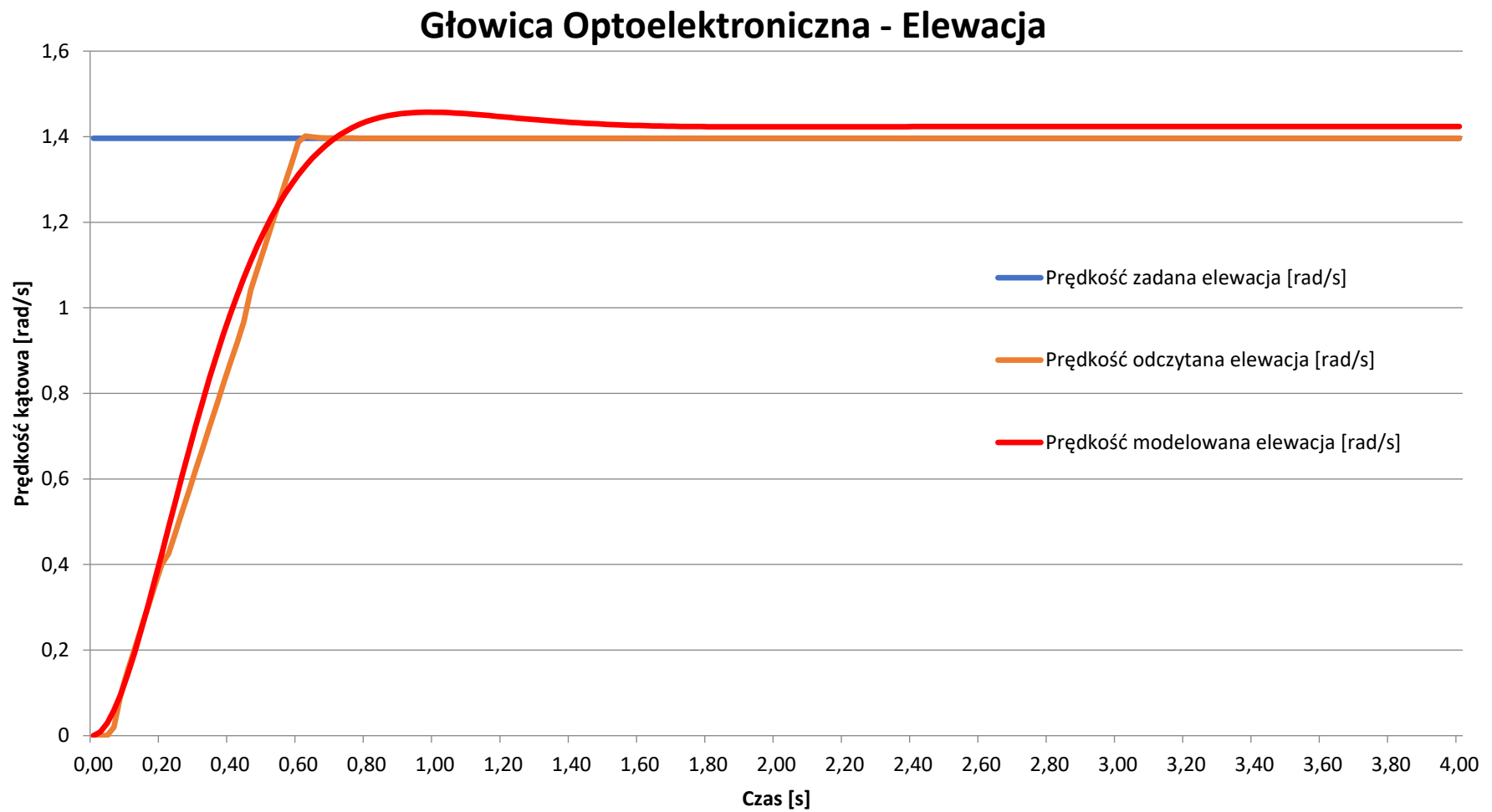
$$G(z) = \frac{-0.0029z^{-1} + 0.0122z^{-2}}{1 - 1.851z^{-1} + 0.8604z^{-2}} \quad (2)$$

- Transmitancja głowicy optoelektronicznej – elewacja

$$G(z) = \frac{0.0063 z^{-1} + 0.003032 z^{-2}}{1 - 1.85 z^{-1} + 0.8591 z^{-2}} \quad (3)$$



Rys. 24. Odpowiedź skokowa układów napędowych głowicy optoelektronicznej (azymut)



Rys. 25. Odpowiedź skokowa układów napędowych głowicy optoelektronicznej (elewacja)

Na Rys. 24 i Rys. 25 przedstawiono wyniki identyfikacji układów napędowych głowicy optoelektronicznej. Uwzględniając otrzymane wykresy można stwierdzić, że identyfikacja została przeprowadzona prawidłowo, dlatego też odpowiedzi skokowe transmitancji dyskretnych dla obydwu układów są zbieżne z odpowiedziami modeli rzeczywistych. Otrzymane dane pozwalają na przeprowadzenie symulacji dla uzyskanych transmitancji dyskretnych, zapewniając warunki bardzo zbliżone do warunków rzeczywistych.

6.2.3. Identyfikacja modelu układów napędowych armaty

Model matematyczny układów napędowych armaty, podobnie jak model głowicy optoelektronicznej, został zidentyfikowany na podstawie odpowiedzi skokowej układu. Zaprojektowane układy sterowania dla różnych trybów pracy, jako parametr wejścia i wyjścia układów napędowych armaty traktują prędkość kątową w azymucie i elewacji. Podobnie jak w poprzednim w przypadku, korzystając z możliwości dostępu do zestawu bojowego, układ napędowy armat został pobudzony impulsem skokowym w trybie prędkościowym. Następnie została zarejestrowana odpowiedź układu poprzez rejestrację odpracowanej prędkości kątowej w obydwu płaszczyznach.

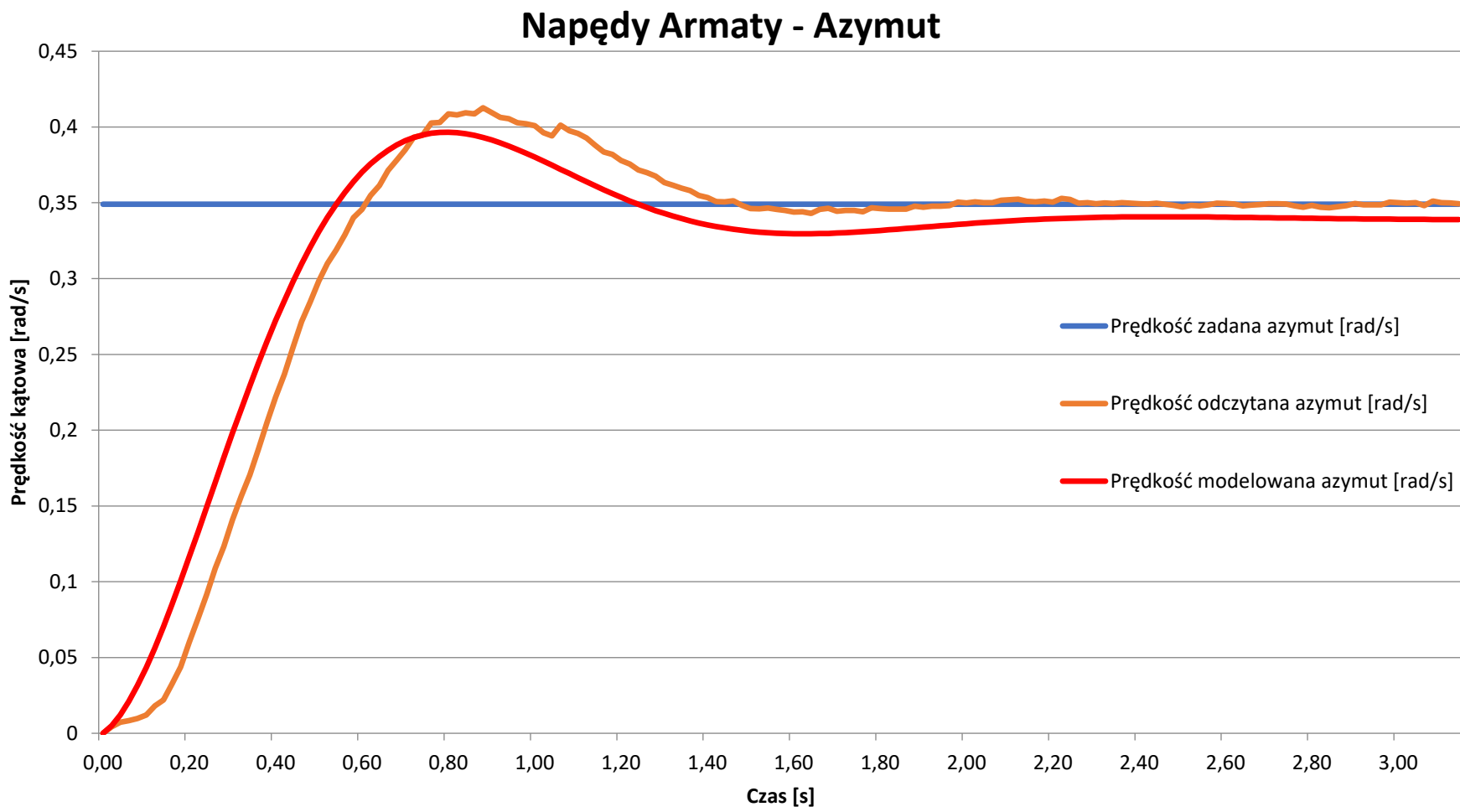
W przypadku identyfikacji modelu układów napędowych armaty, również zostało wykorzystana aplikacja System Identification Toolbox. Ze względu na okres odczytu danych pomiarowych z układów napędowych, czas próbkowania również wynosił 20 ms. W wyniku przeprowadzonych identyfikacji dla azymutu i elewacji zostały określone poniższe transmitancje dyskretnie układów napędowych armat w płaszczyźnie azymutu i elewacji:

- Transmitancja napędów armat – azymut

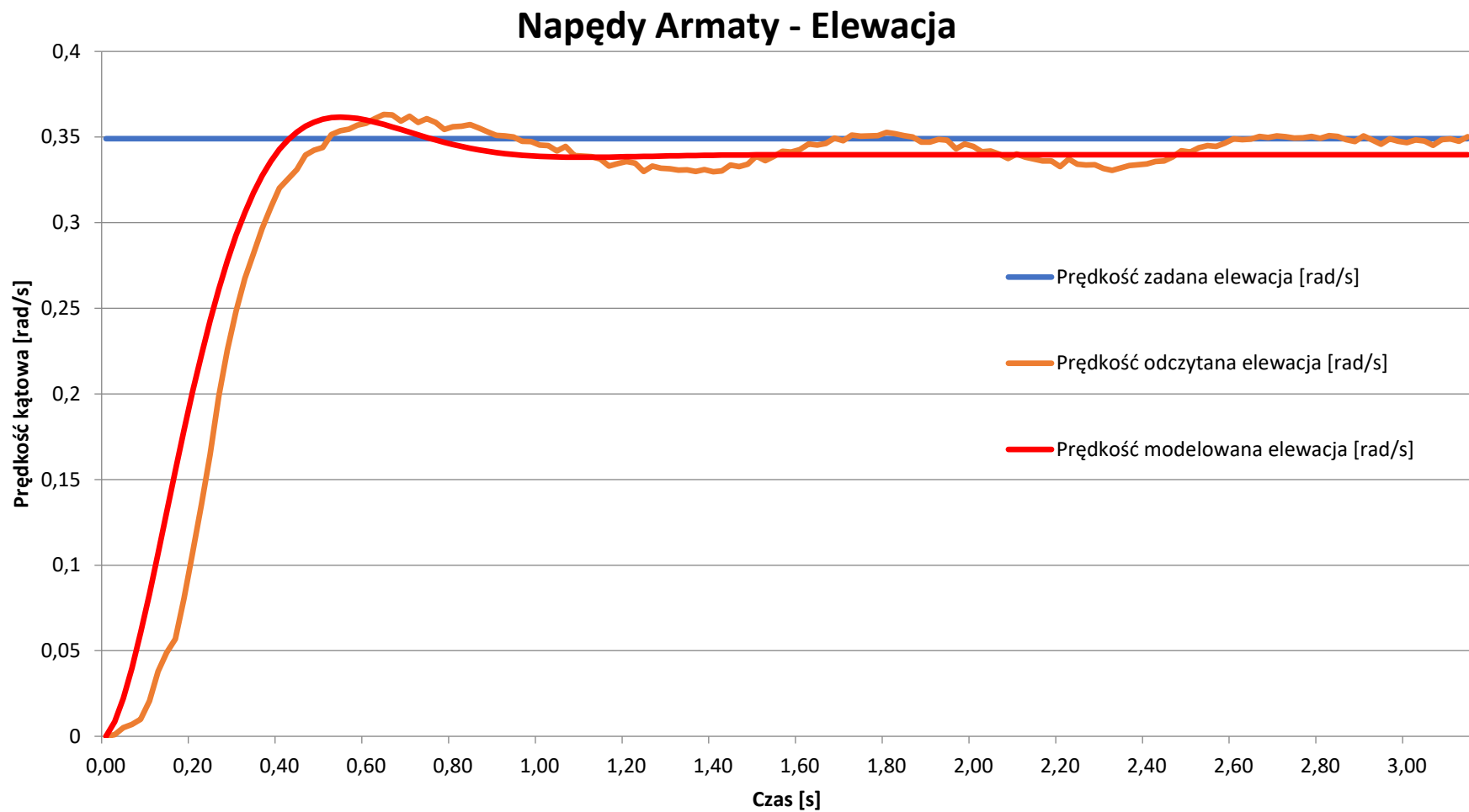
$$G(z) = \frac{0.0144 z^{-1} - 0.0074 z^{-2}}{1 - 1.91 z^{-1} + 0.9173 z^{-2}} \quad (4)$$

- Transmitancja napędów armat – elewacja

$$G(z) = \frac{-0.0029 z^{-1} + 0.0122 z^{-2}}{1 - 1.851 z^{-1} + 0.8604 z^{-2}} \quad (5)$$



Rys. 26. Odpowiedź układu napędowego armat na impuls skokowy (azymut)



Rys. 27. Odpowiedź układu napędowego armat na impuls skokowy (elewacja)

Na Rys. 26 i Rys. 27 przedstawiono wyniki identyfikacji układów napędowych jednostki ogniowej. Uwzględniając otrzymane wykresy podobnie jak dla przypadku poprzedniego można stwierdzić, że identyfikacja została przeprowadzona prawidłowo, dlatego też odpowiedzi skokowe transmitancji dyskretnych dla obydwu układów są zbliżone z odpowiedziami modeli rzeczywistych. Otrzymane dane pozwalają na przeprowadzenie symulacji dla uzyskanych transmitancji dyskretnych, zapewniając warunki bardzo zbliżone do warunków rzeczywistych.

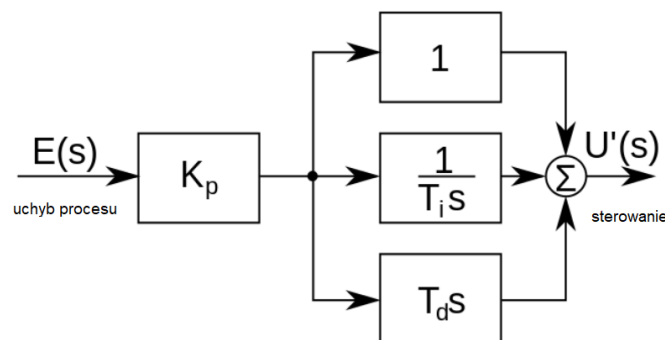
6.3. Regulator cyfrowy

Układy sterowania dla wszystkich trybów pracy wymagają zastosowania regulatora cyfrowego, który spełni wymagania dynamicznych układów. Układ sterowania w każdym z trybów pracy dynamicznie zmienia wartość zadaną, dlatego też głównym wymaganiem regulatora cyfrowego jest jak najmniejszy uchyb chwilowy. Dodatkowo, regulator powinien charakteryzować się możliwie krótkim czasem regulacji. W układach dopuszcza się stan przeregulowania, jednak stabilność powinna być osiągnięta w czasie nie dłuższym niż 3 sekundy.

Jednym z najlepszych regulatorów cyfrowych dla tego typu zastosowań jest regulator PID. Stosując dla regulatora PID elementy predykcyjne można osiągnąć zadowalające efekty, umożliwiające optymalne śledzenie i skuteczne zwalczanie.

6.3.1. Regulator PID

Regulator PID (Proportional-Integral-Derivative Controller – proporcjonalno-całkująco-różniczkujący regulator) to regulator składający się z członu proporcjonalnego P ze wzmacnieniem K_p , członu całkującego I o czasie zdwojenia T_i oraz różniczkującego D z czasem wyprzedzenia T_d . Regulator proporcjonalno-całkująco-różniczkujący są regulatorami uniwersalnymi, wzmacniają, całkują i różniczkują odchyłkę regulacji. Sygnał wyjściowy regulatora PID jest proporcjonalny do sumy sygnału wejściowego, jego całki oraz jego pochodnej. Jedną część odpowiedzi skokowej regulatora PID jest proporcjonalna (P) do odchyłki regulacji, druga (I) jest całką z odchyłki regulacji, trzecia (D) - pochodną z odchyłki regulacji względem czasu.



Rys. 28. Schemat blokowy regulatora PID

Regulator PID realizuje algorytm:

$$U(t) = K_p \left[\varepsilon(t) + \frac{1}{T_i} \int \varepsilon(t) dt + T_d \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \right] \quad (6)$$

Transmitancja operatorowa idealnego regulatora PID:

$$G_{PID}(s) = K_p \left[1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right] \quad (7)$$

Transmitancja operatorowa rzeczywistego regulatora PID:

$$G_{PID}(s) = K_p \left[1 + \frac{1}{T_i s} + \frac{T_d s}{K_d s + 1} \right] \quad (8)$$

Transmitancja dyskretna regulatora PID:

$$D(z) = K_p + T_i \frac{T}{2} \left[\frac{z+1}{z-1} \right] + T_d \left[\frac{z-1}{Tz} \right] \quad (9)$$

gdzie:

K_p – współczynnik wzmocnienia

T_i – czas zdwojenia

T_d – czas wyprzedzenia

K_d – stała różniczkowania

T – czas próbkowania

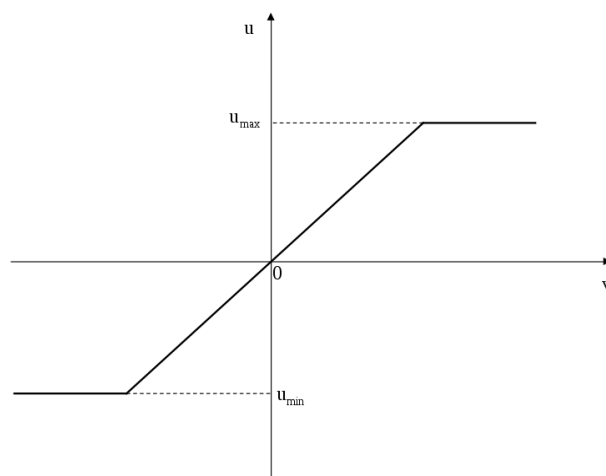
Regulator PID można przekształcić w zależności od zapotrzebowania w regulator:

- P (proporcjonalny), ustawiając $T_i = \infty$
- PD (proporcjonalno-różniczkujący), ustawiając $T_i = \infty$
- PI (proporcjonalno-całkujący), ustawiając $T_d = 0$

6.3.2. Filtr przeciwnasyceniowy (anti-windup)

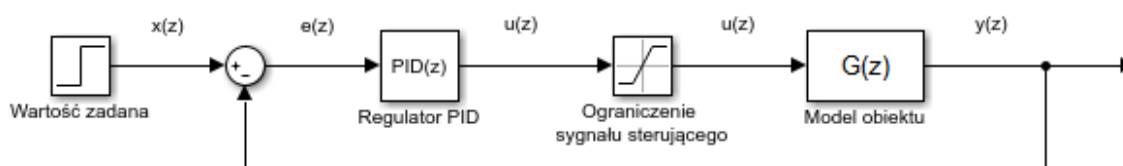
Wszystkie fizyczne układy sterowania posiadają ograniczenia związane z konstrukcją oraz zastosowanymi rozwiązaniami technicznymi. Urządzeniami wykonawczymi znajdującymi się w projektowanych układach regulacji są pośrednio silniki elektryczne, dlatego sterowanie układem realizowane jest w sposób

prędkościowy. W związku z powyższym, ograniczeniami jest maksymalna i minimalna prędkość zadana. Na Rys. 29 przedstawiono przykładowy wykres ograniczający sygnał wyjściowy układu.



Rys. 29. Ograniczenie sygnału sterującego

Uwzględniając ograniczenia fizyczne, każdy regulator PID po obliczeniu wartości sterowania musi ograniczyć uzyskane wyniki do fizycznych ograniczeń układu. Model z elementem ograniczenia sygnału sterującego przedstawia Rys. 30.

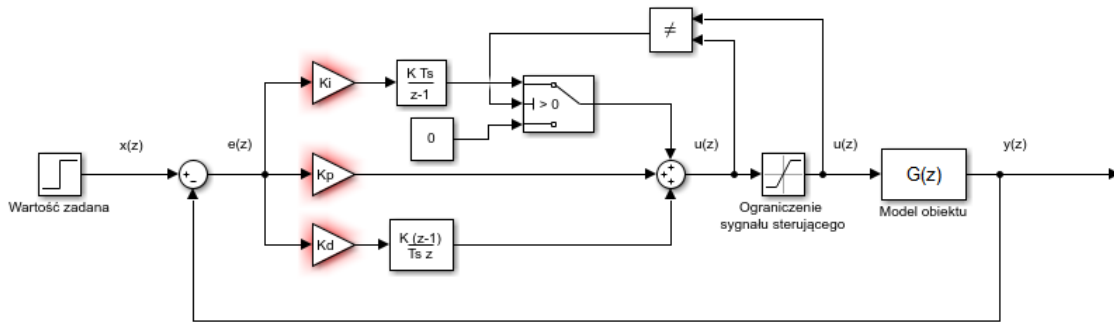


Rys. 30. Model układu regulacji z ograniczeniami

Układy regulacji z ograniczeniami narażone są na występowanie tzw. stanu nasycenia, który może pojawić się w sytuacji, gdy sygnał sterujący regulatora wykracza poza wartości graniczne elementu wykonawczego. W takiej sytuacji człon całkujący nadal całkuje uchyb sterowania, generując w ten sposób coraz większy sygnał sterowania, co prowadzi do osiągnięcia wartości niemożliwej do odpracowania. W przypadku, gdy wartość sterowania osiąga punkt referencyjny, może pojawić się sytuacja, że stan członu całkującego osiągnął taką wartość, że mimo osiągnięcia punktu referencyjnego wartość sterowania nadal rośnie. Wzrastająca w ten sposób wartość sterowania powoduje pojawienie się uchybu o przeciwnym znaku, przez co układ narażony jest na utratę stabilności. Uniknięcie takiego niekorzystnego stanu można wyeliminować poprzez zastosowanie filtra przeciwnasyceniowego (tzw. antiwindup).

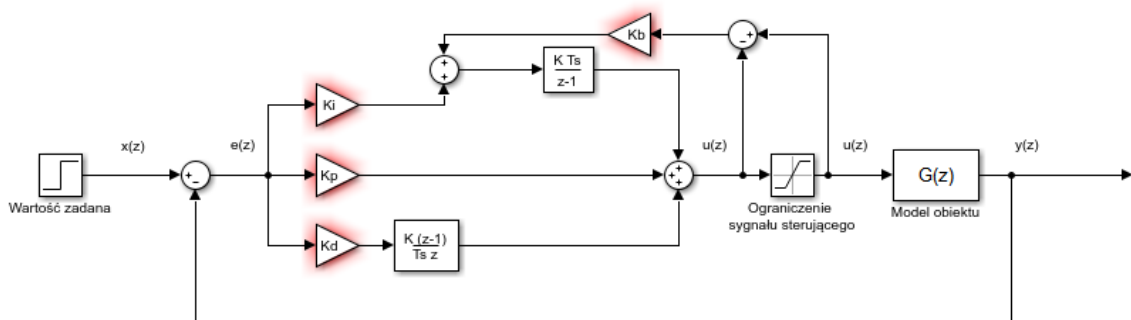
W literaturze występują dwa rodzaje filtrów przeciwnasyceniowych:

- **clamping** – typ filtra przeciwnasyceniowego, który kontroluje aktualną wartość sygnału sterującego, gdy wartość sygnału wyjściowego z regulatora nie jest równa wartości po ograniczeniach, filtr przeciwnasyceniowy wyłącza człon całkujący z układu regulacji



Rys. 31. Model układu regulacji z pętlą anti-windup (clamping)

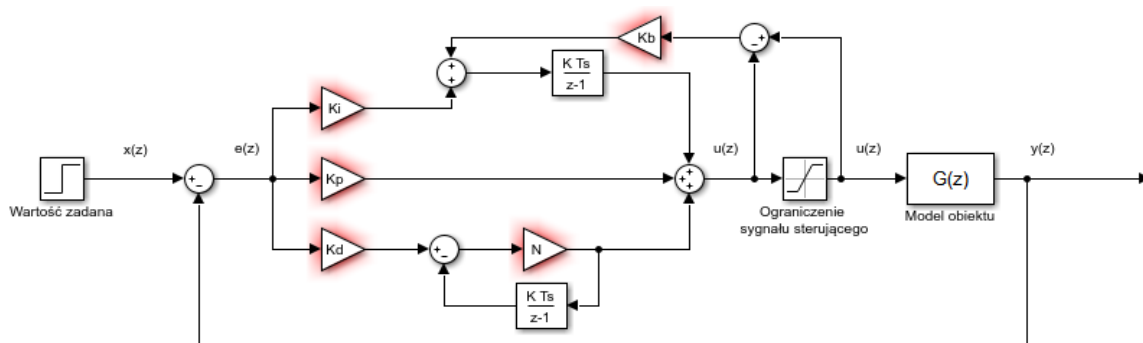
- **back-calculation** – typ filtru przeciwnasyceniowego wykorzystujący ujemne sprzężenie zwrotne części całkującej, w przypadku, gdy sygnał sterujący przekroczy wartość graniczną, różnica między maksymalnym sygnałem, a aktualnym zostaje odejmowana od sygnału sterującego części całkującej



Rys. 32. Model układu regulacji z pętlą anti-windup (back-calculation)

6.3.3. Filtr członu różniczkującego

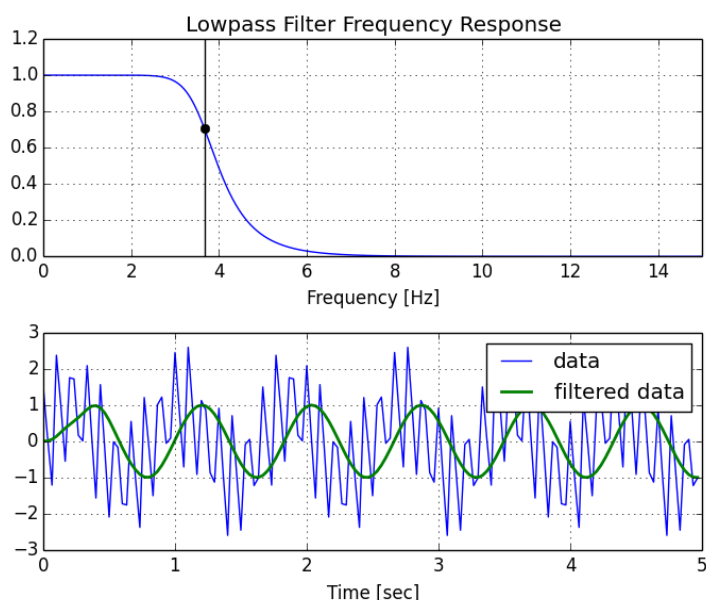
Wartości pomiarów zmiennej procesowej mogą być zakłócane losowo poprzez zewnętrzne, nieznane oddziaływanie. Znaczne zakłócenia mogą prowadzić do dużych wahań wartości sterowania, a w konsekwencji utraty stabilności układu. Zmienność sygnału pomiarowego ma duży wpływ na człon różniczkujący regulatora PID, duża zmiana sygnału powoduje nagły wzrost wartości wyjściowej członu różniczkującego. Zjawisko takie można zminimalizować poprzez zmniejszenie wzmacnienia członu różniczkującego, jednak taka zmiana może niekorzystnie wpłynąć na działanie regulatora. Innym rozwiązaniem jest zastosowanie filtra dla członu różniczkującego. Dodając w torze członu różniczkującego filtrowanie dolnoprzepustowe, zniwelowane zostaną nagłe zmiany sygnału pomiarowego. Negatywnym wpływem zastosowania filtra dolnoprzepustowego, przy zaburzeniach o takim samym znaku, mogą być niewielkie błędy. Odpowiednie dobranie parametrów filtrowania może jednak znacznie zwiększyć stabilność wartości zadanej i w konsekwencji całego układu.



Rys. 33. Model układu regulacji z pętlą anti-windup i filtrowaniem członu różniczkującego

6.3.4. Filtr dolnoprzepustowy

Uwzględniając rzeczywiste pomiary prędkości i położenia fizycznych urządzeń zestawu, wartości mogą być zakłócone szumem pomiarowym. Szum pomiarowy może zakłócić prawidłowy sygnał losowymi wartościami, które stają się niekorzystne w układzie sterowania, wprowadzając dodatkowe przeregulowania lub wahania sygnału sterowania. Elementem umożliwiającym zredukowanie szumów pochodzących z pomiarów jest filtr dolnoprzepustowy. Zastosowanie filtru umożliwi zmniejszenie wpływu szumów pomiarowych na rzeczywiste pomiary. Dodatkowo, system powinien cechować się większą stabilnością. Jedynym niekorzystnym aspektem zastosowania filtru, może być zmniejszenie czasu regulacji, jednak przy optymalnym dobraniu współczynnika filtru, uzyskane korzyści powinny zniwelować efekty niepożądane. W projektowanym systemie wykorzystany zostanie programowy filtr dolnoprzepustowy z możliwością regulacji współczynnika wagi filtru.



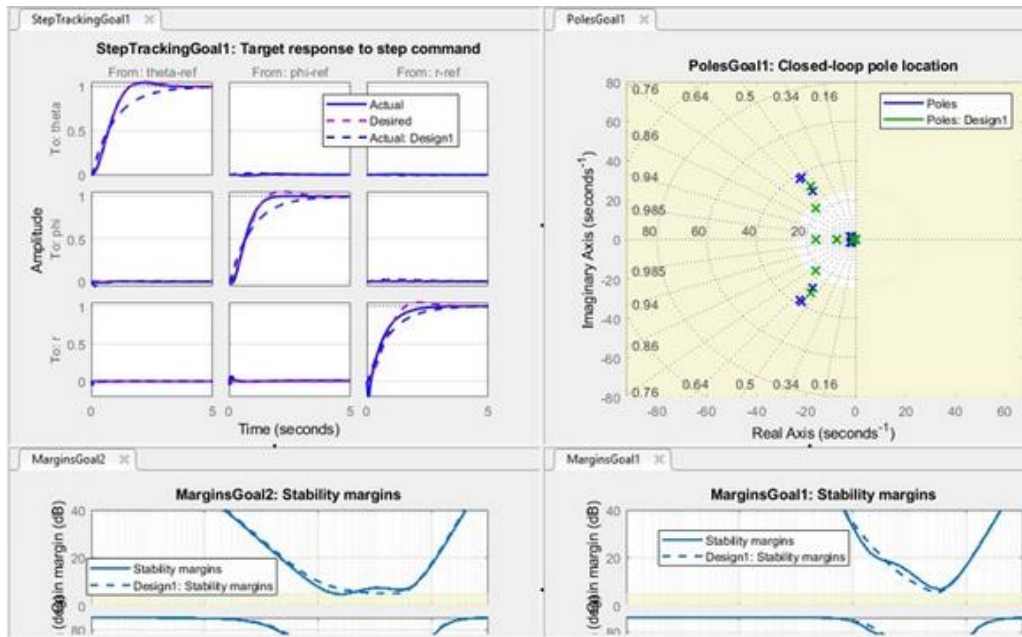
Rys. 34. Przykładowe działanie filtru [21]

6.3.5. Układ przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom

W zaprojektowanym układzie, dodatkowym elementem, który został dodany do układu sterownia jest układ przeciwdziałania chwilowym zakłóceniom. Układ został opracowany w celu przeciwdziałania zakłóceniom mechanicznym w trakcie prowadzenia ognia strzelania przez armaty. Gazy prochowe wydostające się z lufy w trakcie strzelania przesłaniają obraz kamery, utrudniając dalsze śledzenie obiektu. W celu zapobieżenia takiemu negatywnemu efektowi, zastosowany został układ przetrzymujący ostatnią klatkę video zarejestrowaną tuż przed wciśnięciem spustu przez operatora. Wznowienie rejestracji video następuje po zwolnieniu spustu. Obraz video jest dalej analizowany z zadaniem kontynuacji śledzenia celu. Dzięki takiej operacji videotracker nie analizuje klatek video, na których obraz jest przesłonięty przez gazy prochowe. Dodatkowym zabezpieczeniem przed utratą ciągłego śledzenia celu, zwłaszcza celów szybkich, jest zaimplementowanie do układu sterowania filtra z funkcją predykcji trajektorii celu. W trakcie oddziaływania ogniowego videotracker przekazuje uchyb wyliczony na podstawie filtra z predykcją, co umożliwia dalsze śledzenie celu bez analizy kolejnych klatek video, które obrazują cel przesłonięty przez gazy prochowe.

6.3.6. Dobór parametrów regulatora PID

Zaprojektowany regulator PID został zaimplementowany w środowisku Matlab / Simulink dla trybu półautomatycznego i automatycznego. Tryb ręczny wykorzystuje sterowanie położeniowe głowicy optoelektronicznej, dlatego został pominięty w rozważaniach. Uwzględniając zidentyfikowane wcześniej modele matematyczne układów wykonawczych, opracowane zostały układy regulacji dla założonych trybów pracy. Odpowiednio dla każdego trybu pracy, opracowany został osobny układ regulacji dla azymutu i elewacji. Modele matematyczne zidentyfikowane we wcześniejszych etapach są odzwierciedleniem układów z prędkością kątową układów napędowych (głowicy optoelektronicznej i jednostki ogniowej) jako wartości wejściowa oraz wyjściowa. W trybie półautomatycznym oraz automatycznym sterowanie odbywa się w sposób położeniowy, którego sygnałem zadany jest położenie katowe celu. Powyższe założenie spowodowało dodanie członu całkującego na wyjściu układów sterowania dla obu rozpatrywanych trybów pracy. Zaprojektowane układy sterowania zostały zoptymalizowane poprzez automatyczny dobór parametrów wzmocnienia w środowisku Matlab / Simulink, Control System Toolbox. Wynikiem optymalizacji układu z wykorzystaniem tego środowiska jest okno przedstawiające parametry układu (Rys. 35), a także optymalne współczynniki regulatora PID.



Rys. 35. Przykładowe wyniki symulacji otrzymane w aplikacji Control System Toolbox

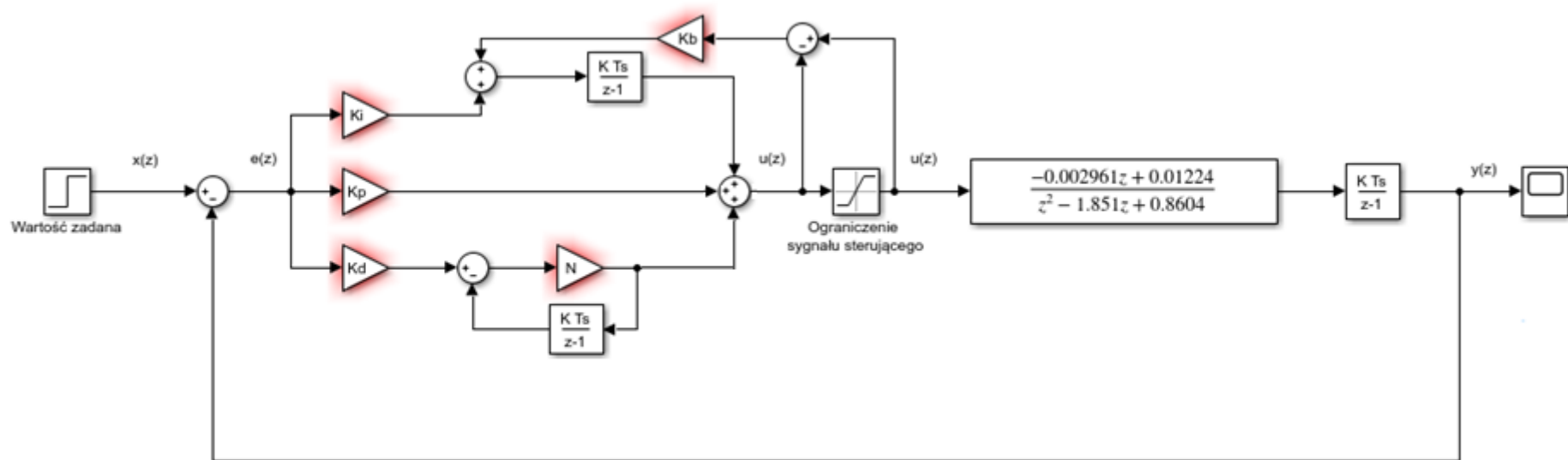
Narzędzie umożliwia analizę, projektowanie i dostrajanie liniowych systemów sterowania na podstawie wykresów odpowiedzi skokowej, wykresów Bodego. Dodatkowo, oprogramowanie umożliwia dobór optymalnych parametrów regulatora w zależności od wymagań zmieniającego się pola walki.

Uwzględniając uzyskane odpowiedzi układów dla wymuszenia skokowego, można stwierdzić poprawność uzyskanych parametrów pracy poszczególnych układów.

6.3.7. Układy sterowania

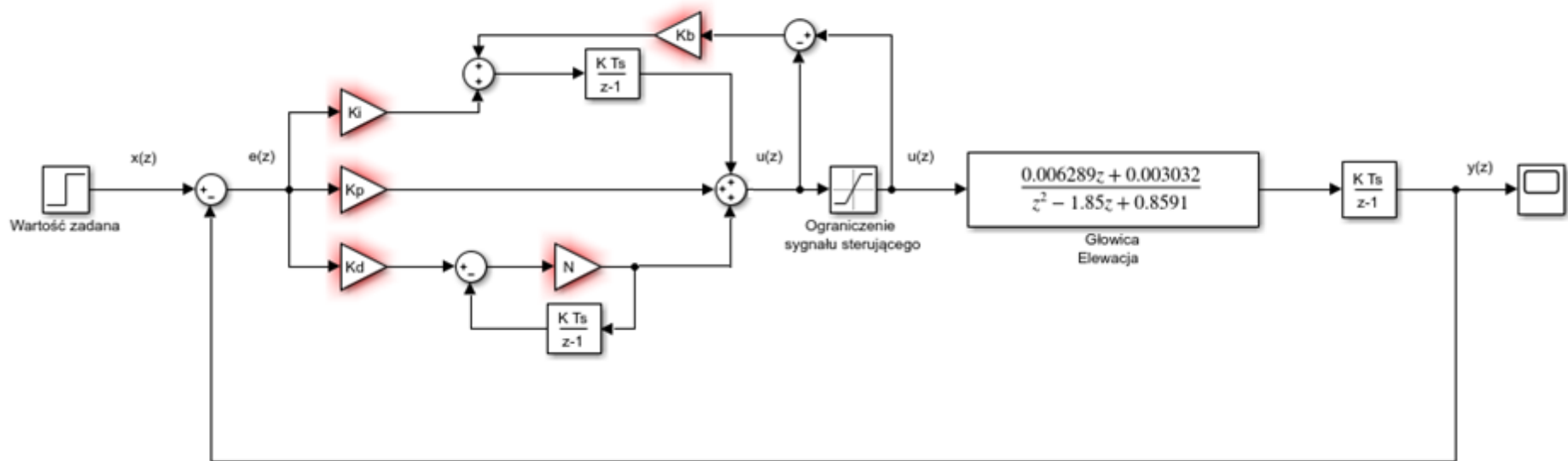
Na podstawie powyższych rozważań zaprojektowane zostały układy sterowania dla poszczególnych trybów pracy zarówno w azymucie jak i elewacji. Układy zawierające wszystkie elementy wspomagające ich pracę zostały przedstawione na Rys. 36 Rys. 39.

Tryb półautomatyczny - azymut



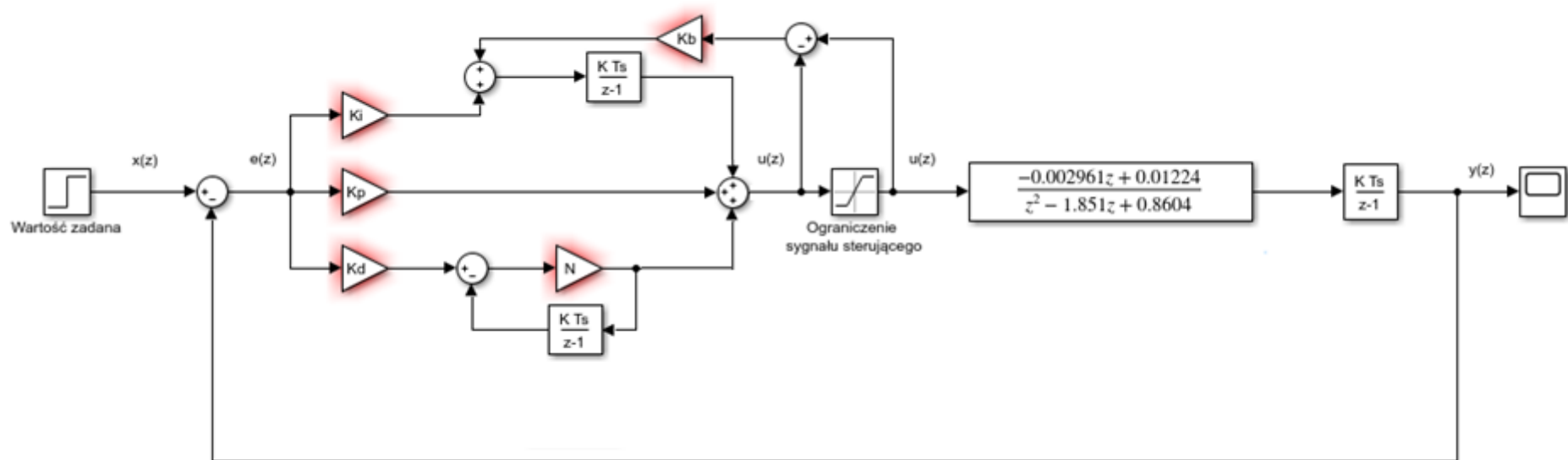
Rys. 36. Model układu regulacji - tryb półautomatyczny – azymut

Tryb półautomatyczny – elewacja



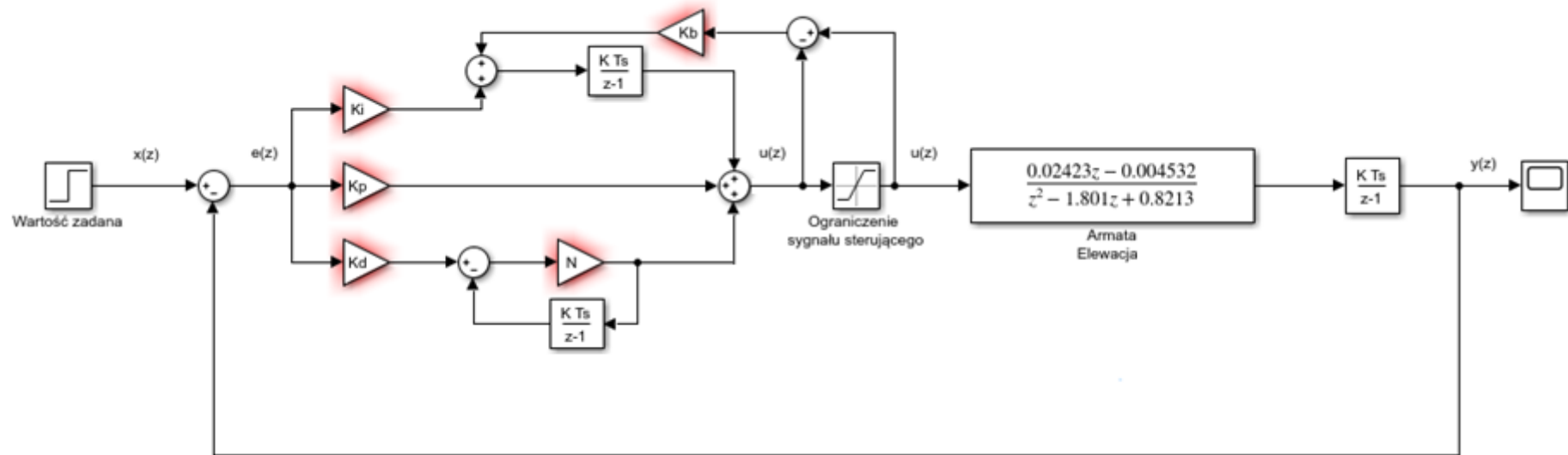
Rys. 37. Model układu regulacji - tryb półautomatyczny – elewacja

Tryb automatyczny – azymut



Rys. 38. Model układu regulacji - tryb automatyczny - azymut

Tryb automatyczny – elewacja



Rys. 39. Model układu regulacji - tryb automatyczny – elewacja

7. Badania symulacyjne modelu matematycznego systemu kierowania ogniem

Model matematyczny systemu kierowania ogniem z zastosowanymi algorytmami został poddany badaniom symulacyjnym. Opracowane w środowisku Matlab / Simulink algorytmy zostały zasymulowane dla różnych trajektorii i prędkości celu, rejestrując dynamiczną odpowiedź układów sterowania dla półautomatycznego i automatycznego trybu pracy zestawu.

7.1. Badania symulacyjne SKO dla typowych sytuacji bojowych

Uwzględniając standardowe sytuacje bojowe występujące w obronie przeciwlotniczej, sformułowano następujące warianty prowadzenia badań symulacyjnych zbudowanego modelu SKO:

- Cel poruszający się ze stałą prędkością kursem defiladowym w stosunku do punktu położenia jednostki ogniowej
 - Prędkość liniowa 50 m / s
 - Prędkość liniowa 150 m / s
 - Prędkość liniowa 250 m / s
- Cel poruszający się ze stałą prędkością kursem spotkaniowym
 - Prędkość liniowa 50 m / s
 - Prędkość liniowa 150 m / s
 - Prędkość liniowa 250 m / s
- Cel poruszający się ze stałym przyspieszeniem kursem defiladowym
 - Prędkość początkowa 50 m / s, przyspieszenie 10 m / s²
 - Prędkość początkowa 150 m / s, przyspieszenie 5 m / s²
 - Prędkość początkowa 250 m / s, przyspieszenie 2 m / s²

Symulowany cel poruszał się na pułapie 700 m, minimalna odległość (w azymucie równym 0) przelotowa wynosiła również 700 m.

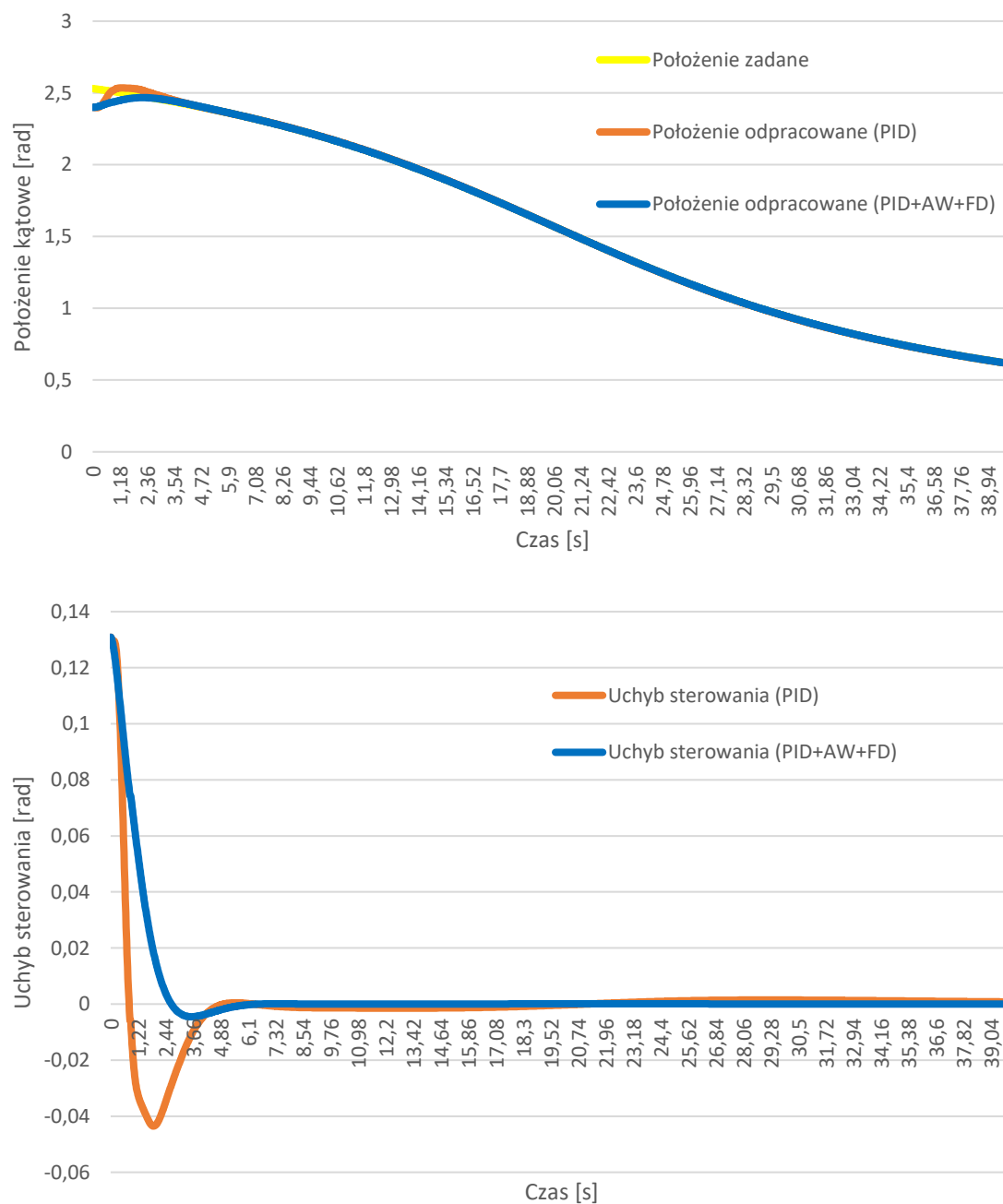
Wyniki badań symulacyjnych dla zaproponowanych powyżej wariantów ruchu celu, w półautomatycznym oraz automatycznym trybie pracy jednostki ogniowej przedstawiono na Rys. 40Rys. 75.

7.2. Badania symulacyjne wariantów sytuacji bojowej

Wynikiem przeprowadzonych badań symulacyjnych jest dynamiczna odpowiedź układów sterowania dla poszczególnych trybów pracy i wariantów sytuacji bojowej. Zwizualizowane zostały też uchyby sterowania dla wszystkich odpowiedzi skokowych, aby w łatwiejszy sposób ocenić stabilność układu oraz czas regulacji.

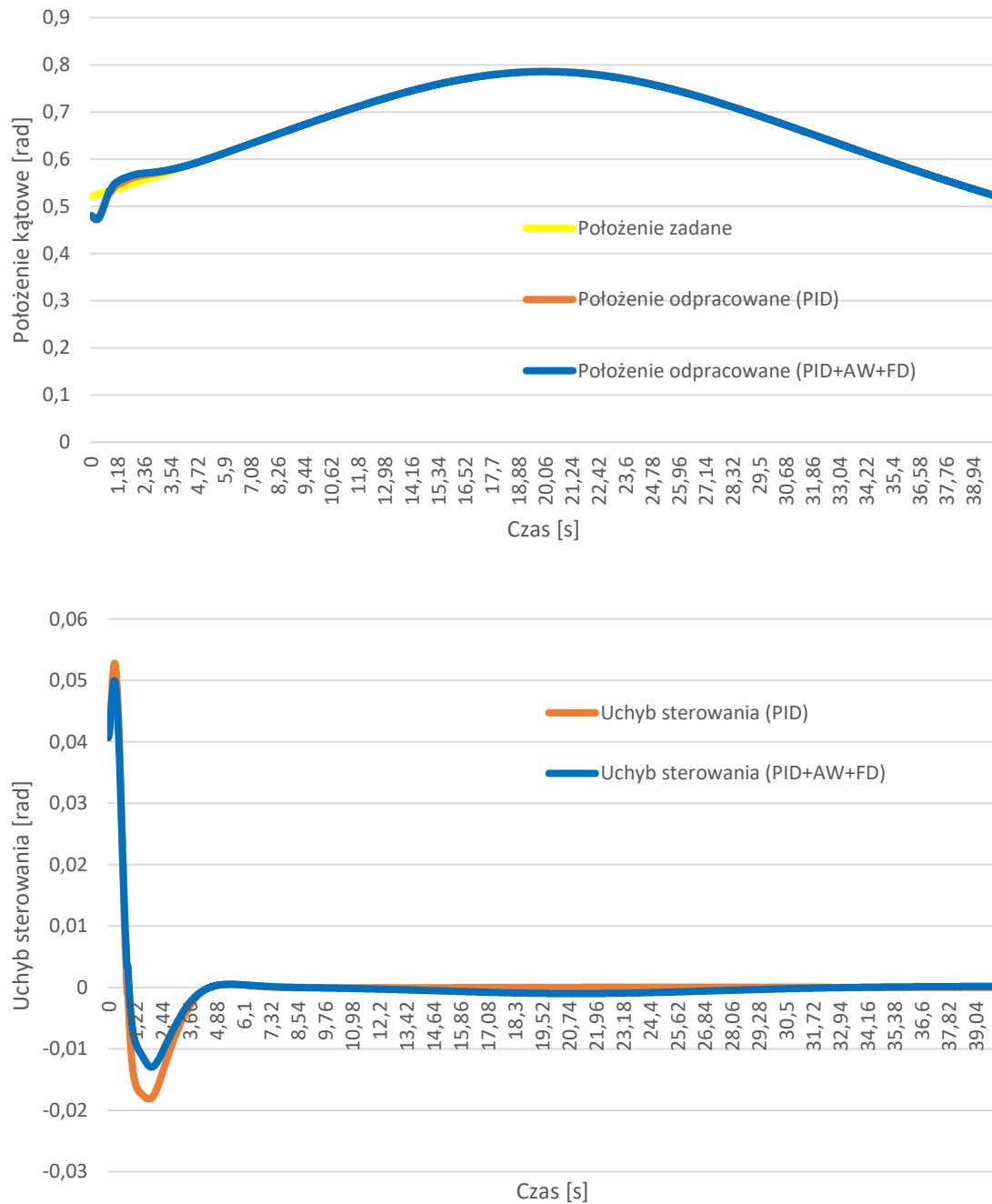
7.2.1. Wyniki badań kurs defiladowy $V = 50$ m/s

Tryb półautomatyczny azymut



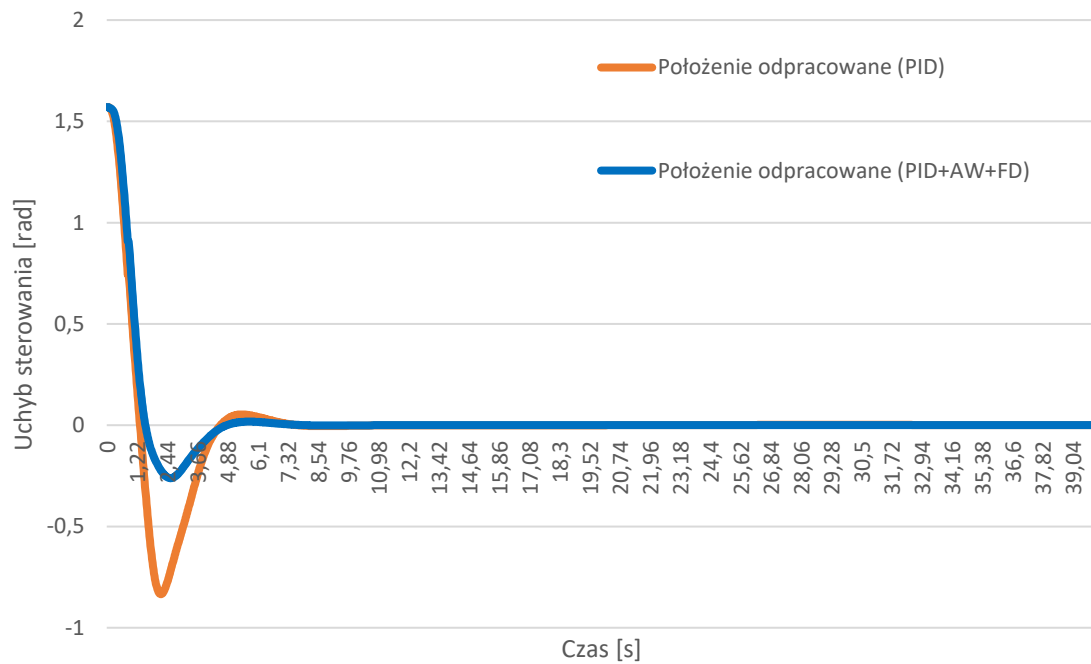
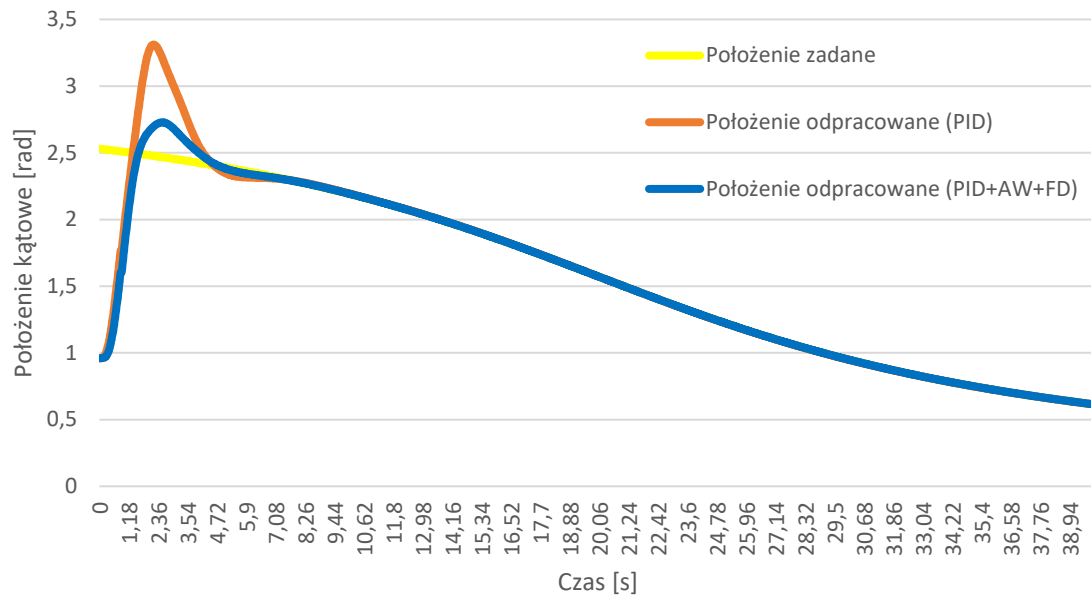
Rys. 40. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 50$ m/s

Tryb półautomatyczny elewacja



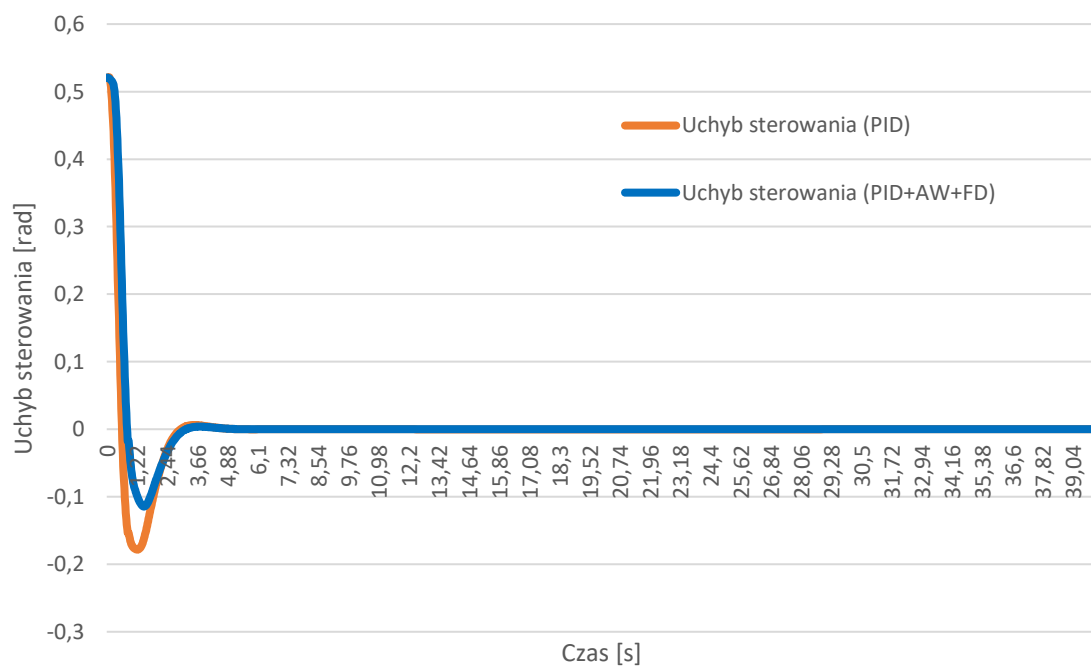
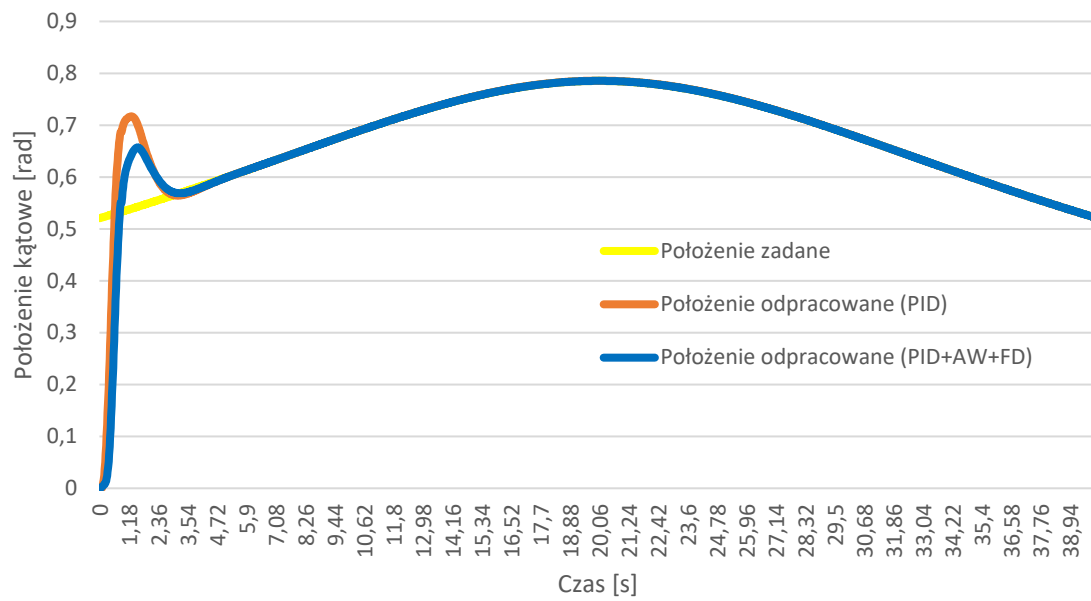
Rys. 41. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V = 50 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny azymut



Rys. 42. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 50$ m/s

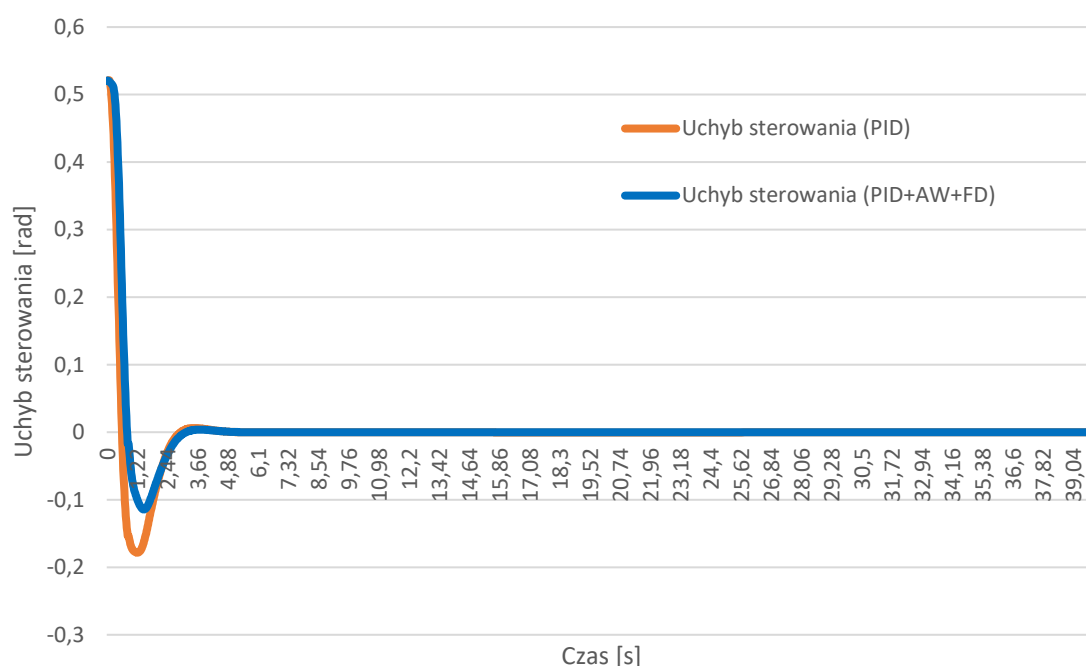
Tryb automatyczny elewacja



Rys. 43. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V = 50 \text{ m/s}$

7.2.2. Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 50$ m/s

Na podstawie wyników Rys. 40



Rys. 43 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,9 [s]
 - Uchyb ustalony – 1 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,3 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,08 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,86 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,43 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,78 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,25 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,18 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,08 [mrad]

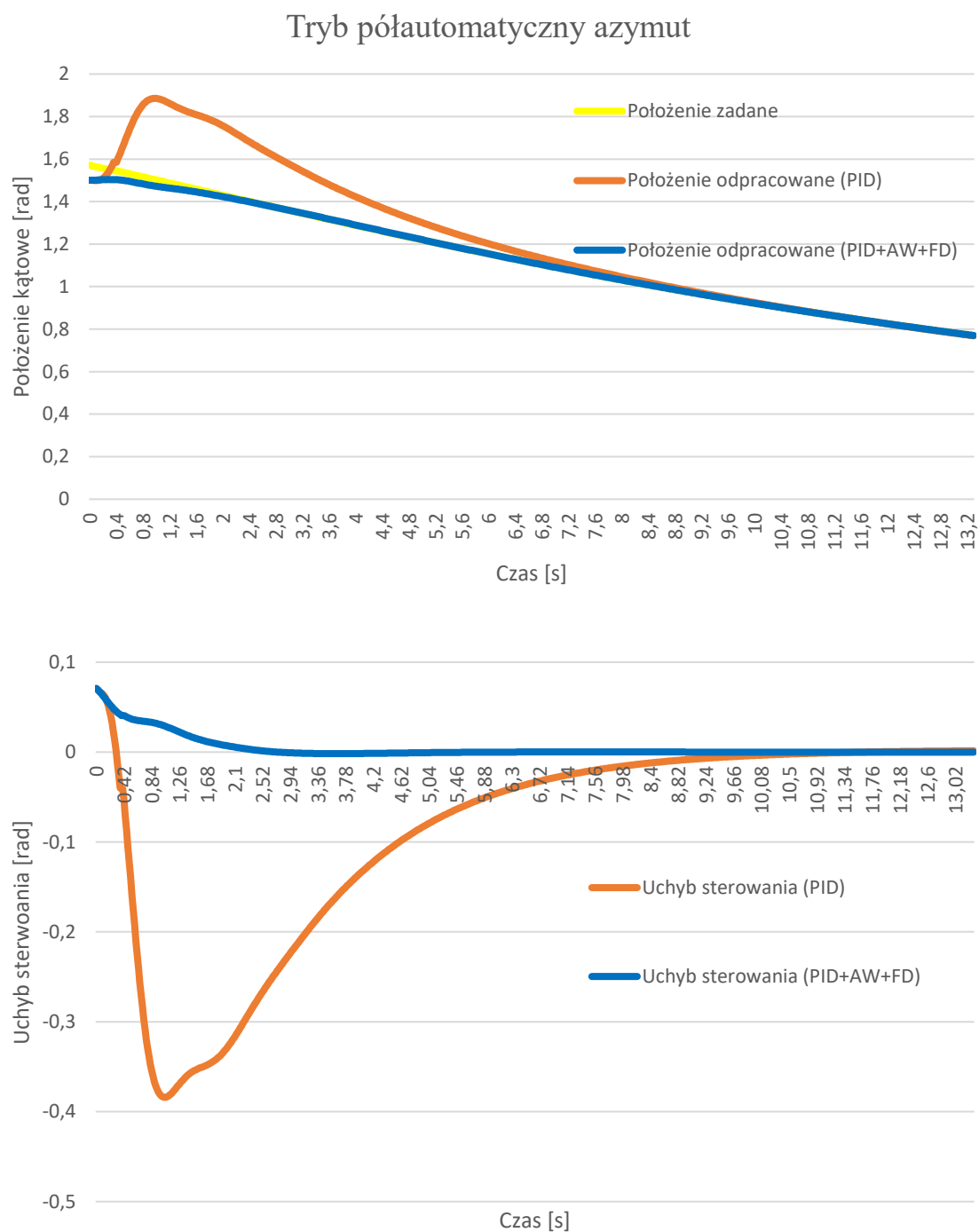
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,96 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,11 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

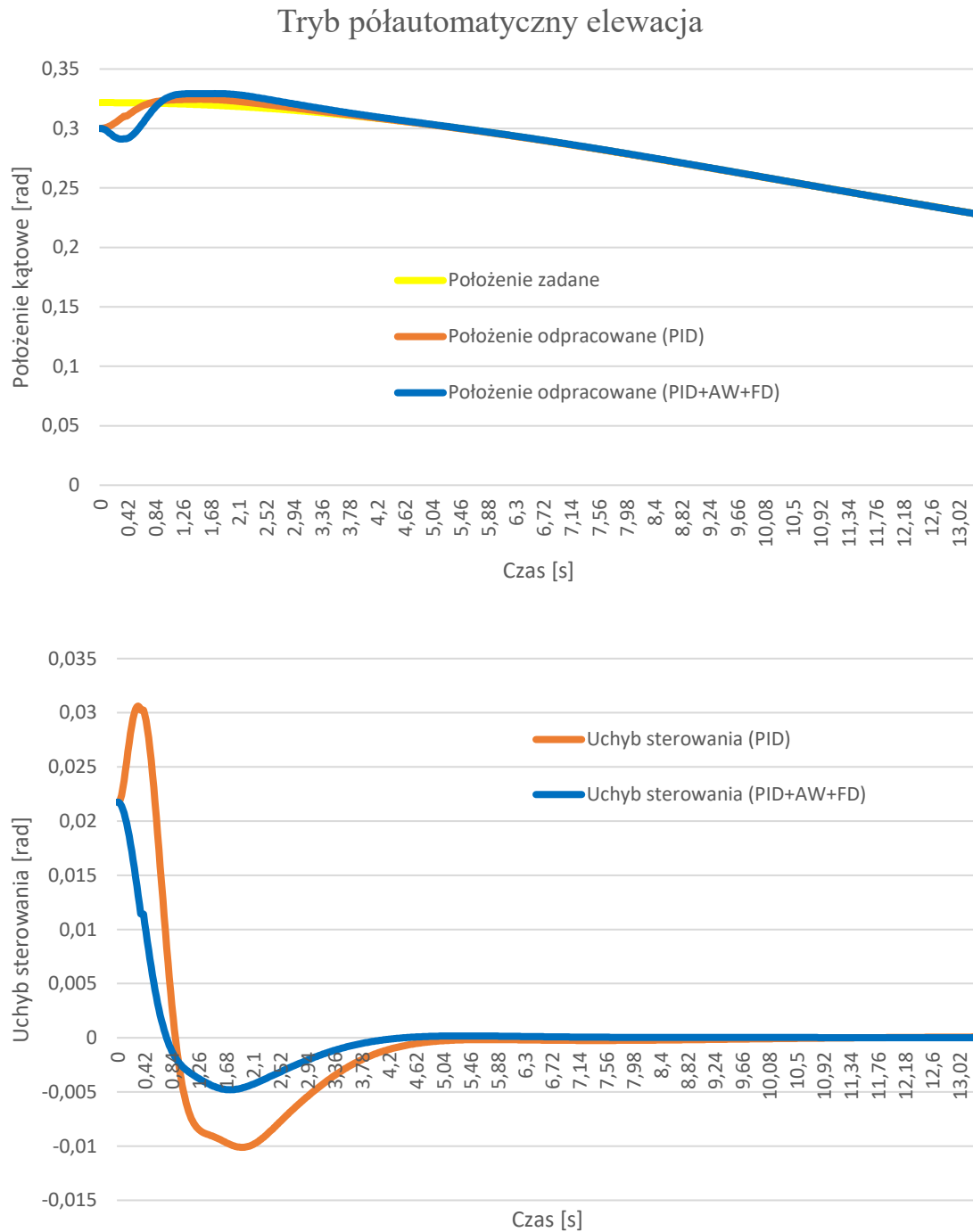
- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,56 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,48 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,04 [mrad]

W rozpatrywanym przypadku nie wystąpiły żadne osobliwości mogące sygnalizować nieprawidłowe działanie SKO.

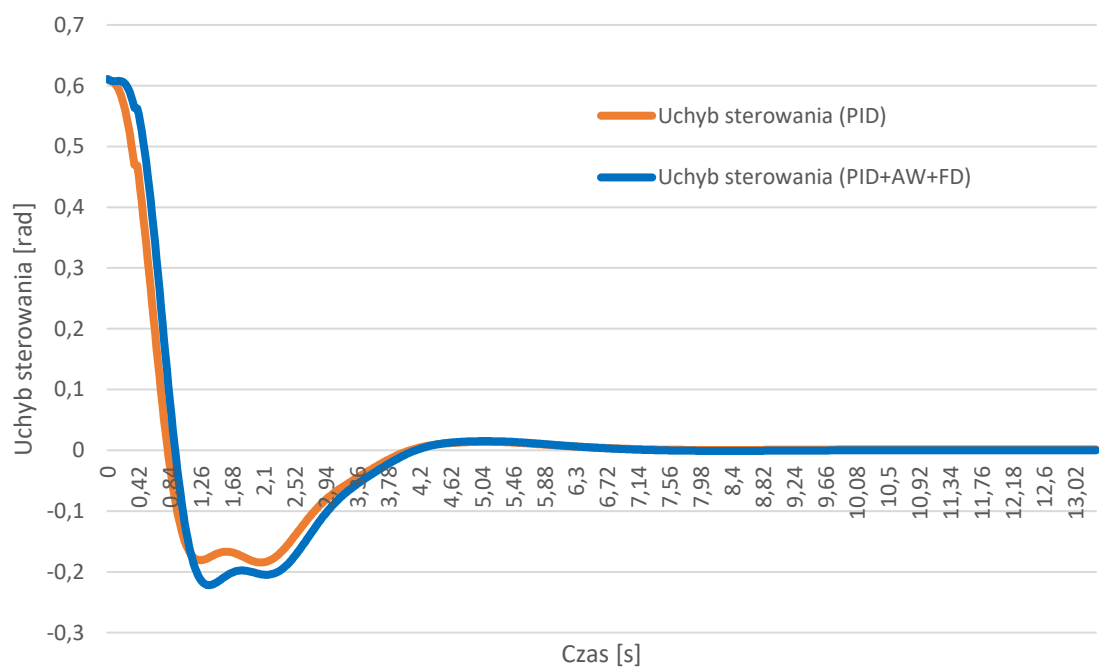
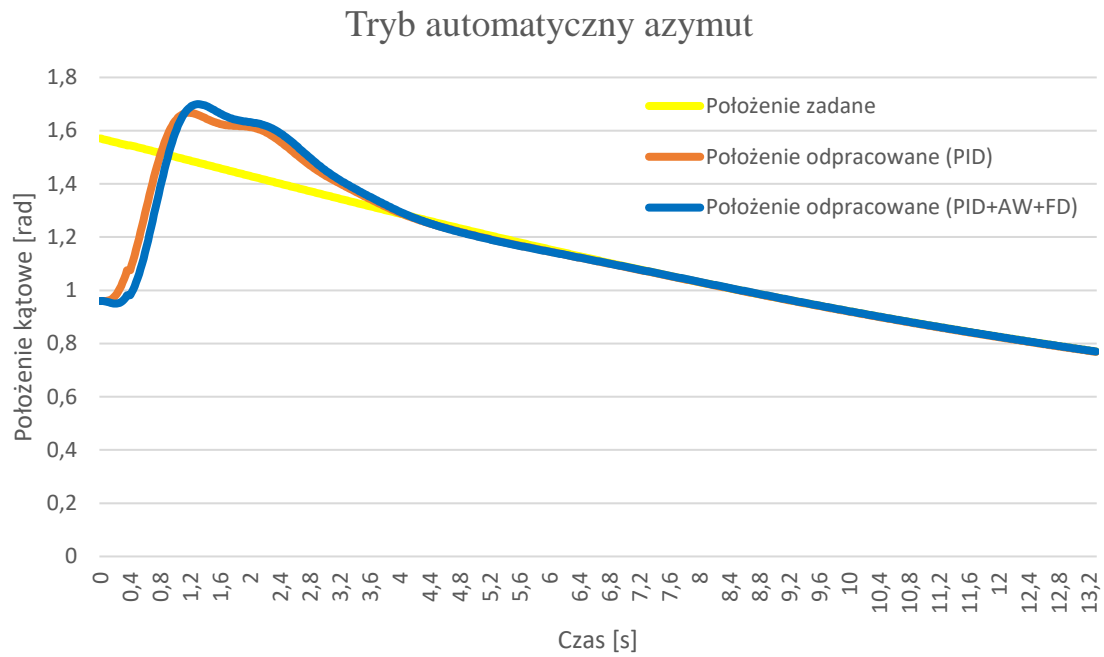
7.2.3. Wyniki badań kurs defiladowy $V = 150 \text{ m/s}$



Rys. 44. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 150 \text{ m/s}$

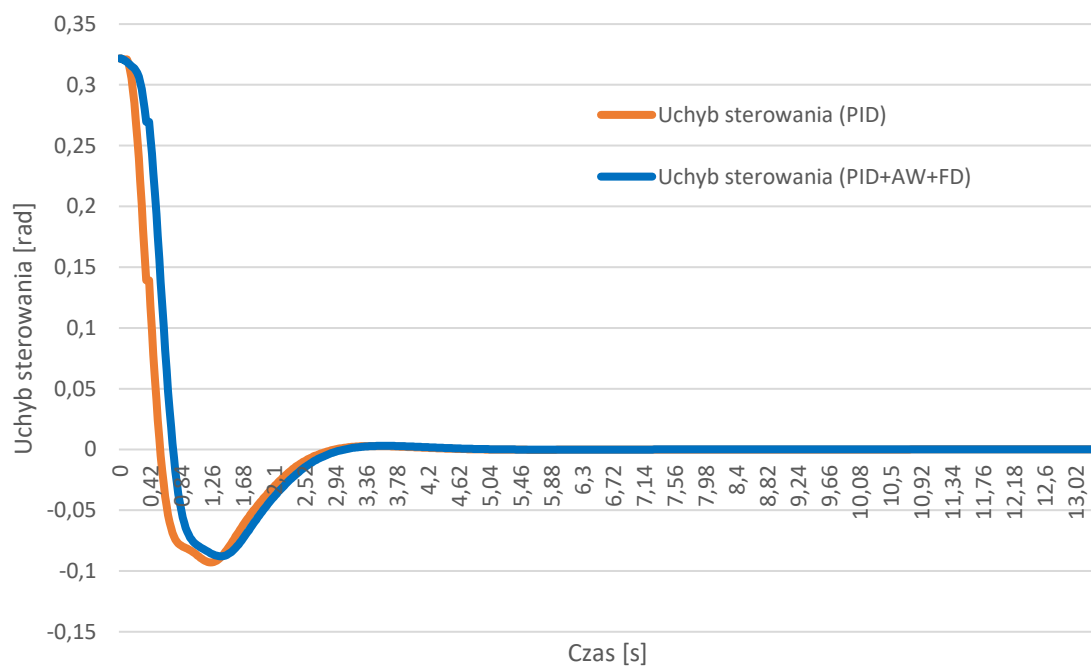
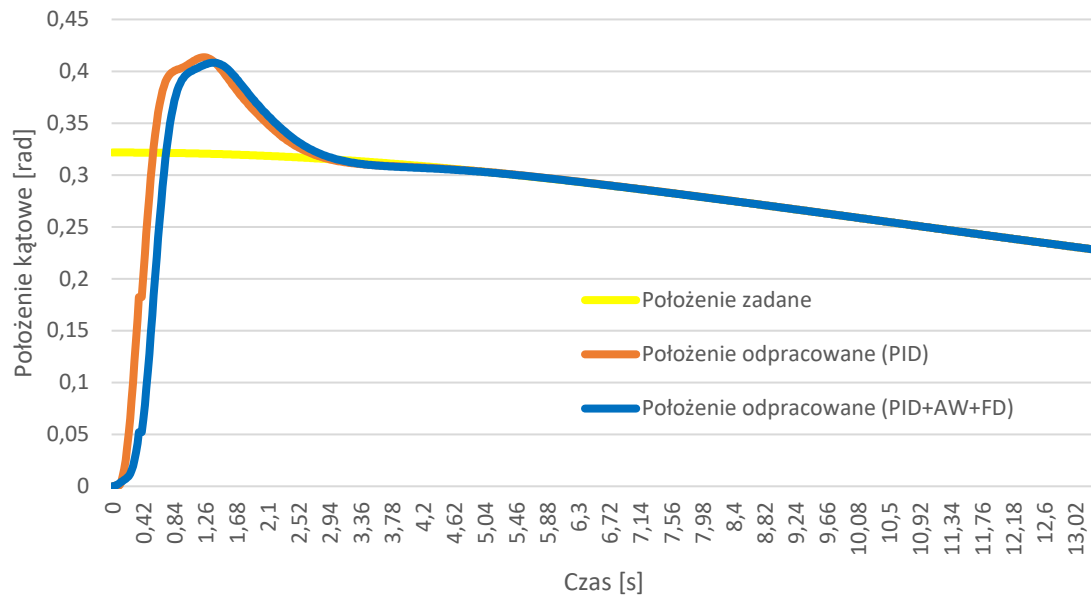


Rys. 45. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V = 150 \text{ m/s}$



Rys. 46. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 150$ m/s

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 47. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V = 150$ m/s

7.2.4. Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 150 \text{ m/s}$

Na podstawie wyników Rys. 44 Rys. 47 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 10,06 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,13 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,3 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,12 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,2 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,35 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,42 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,08 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,68 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,4 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,56 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,12 [mrad]

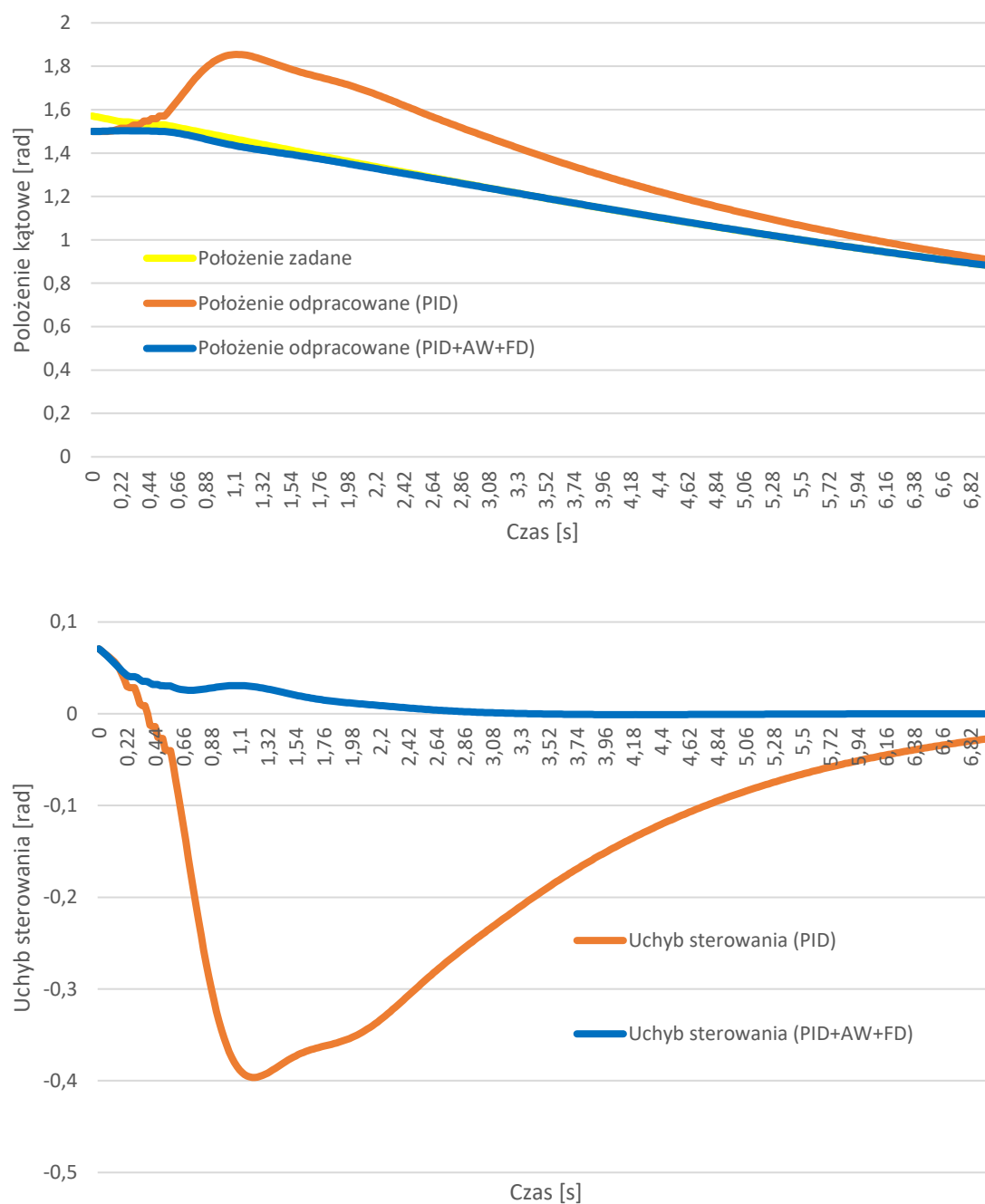
Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,5 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,07 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,36 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,05 [mrad]

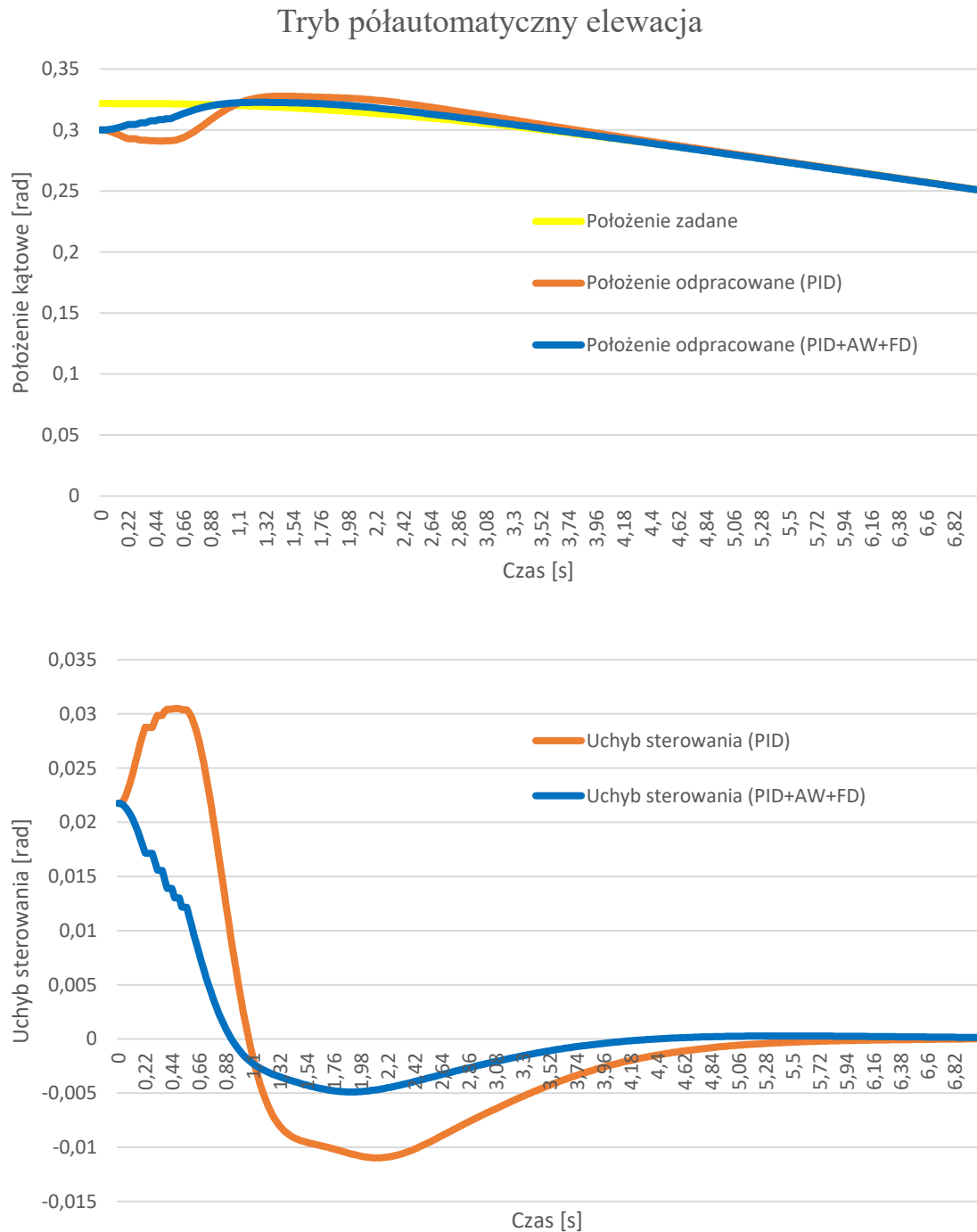
W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny – azymut) cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

7.2.5. Wyniki badań kurs defiladowy $V = 250$ m/s

Tryb półautomatyczny azymut

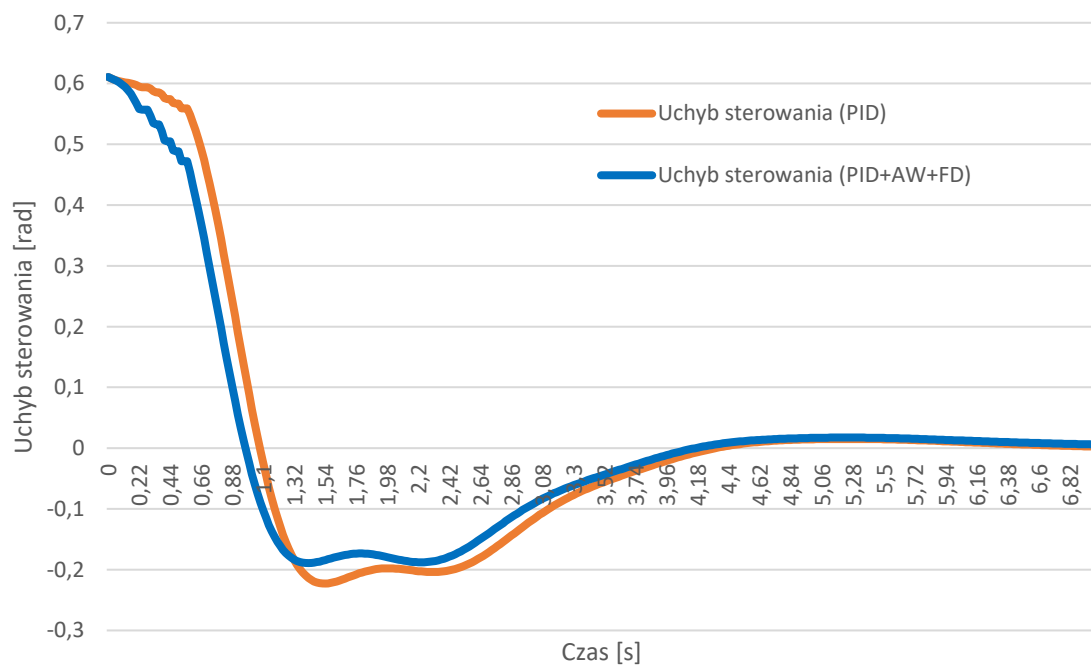
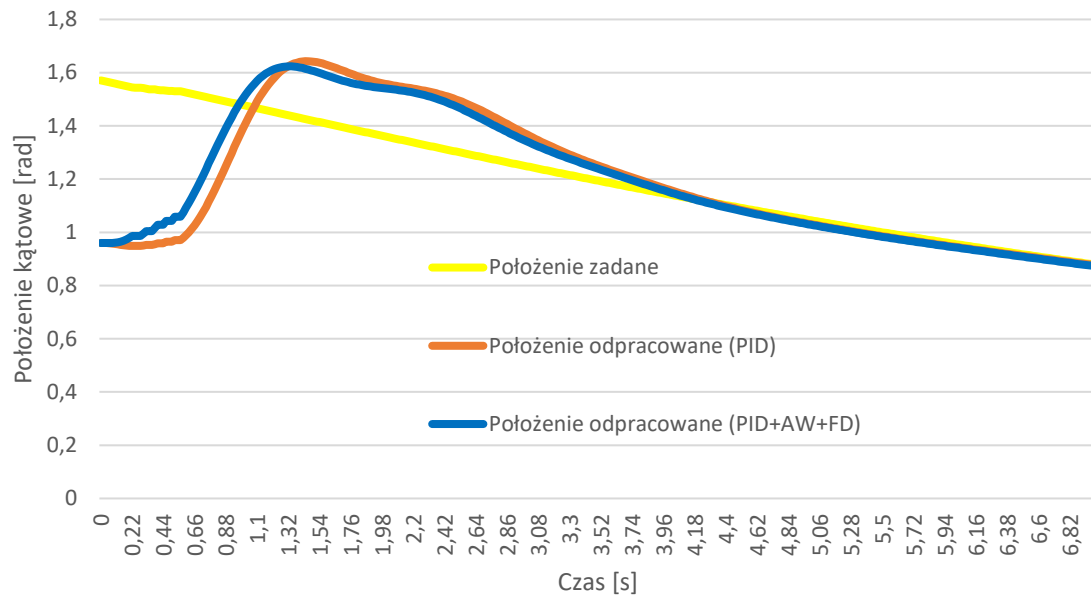


Rys. 48. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 250$ m/s



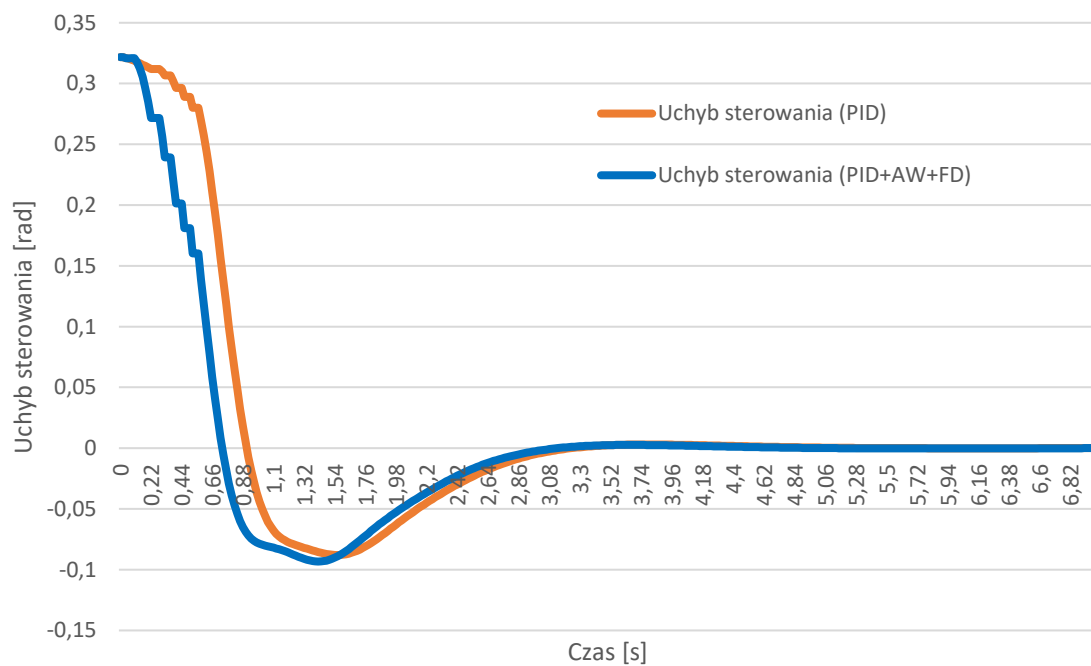
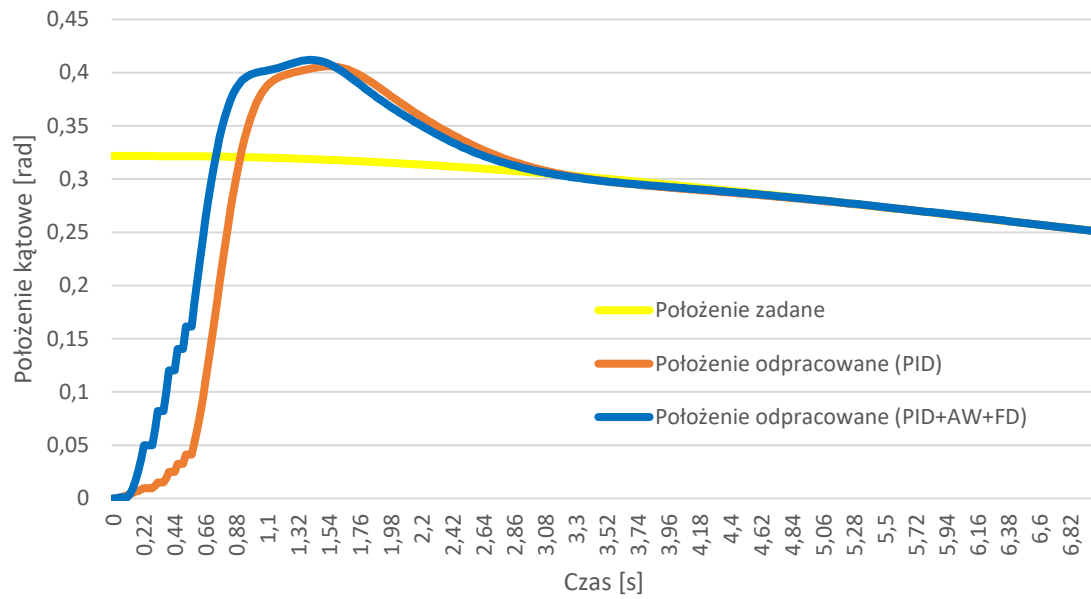
Rys. 49. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V = 250 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny azymut



Rys. 50. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V = 250 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 51. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym w płaszczyźnie elewacji przy kursie defiladowym $V = 250$ m/s

7.2.6. Opis wyników badań kurs defiladowy $V = 250$ m/s

Na podstawie wyników Rys. 48-Rys. 51Rys. 47 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 10 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,3 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,7 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,34 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,64 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,36 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,52 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,06 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

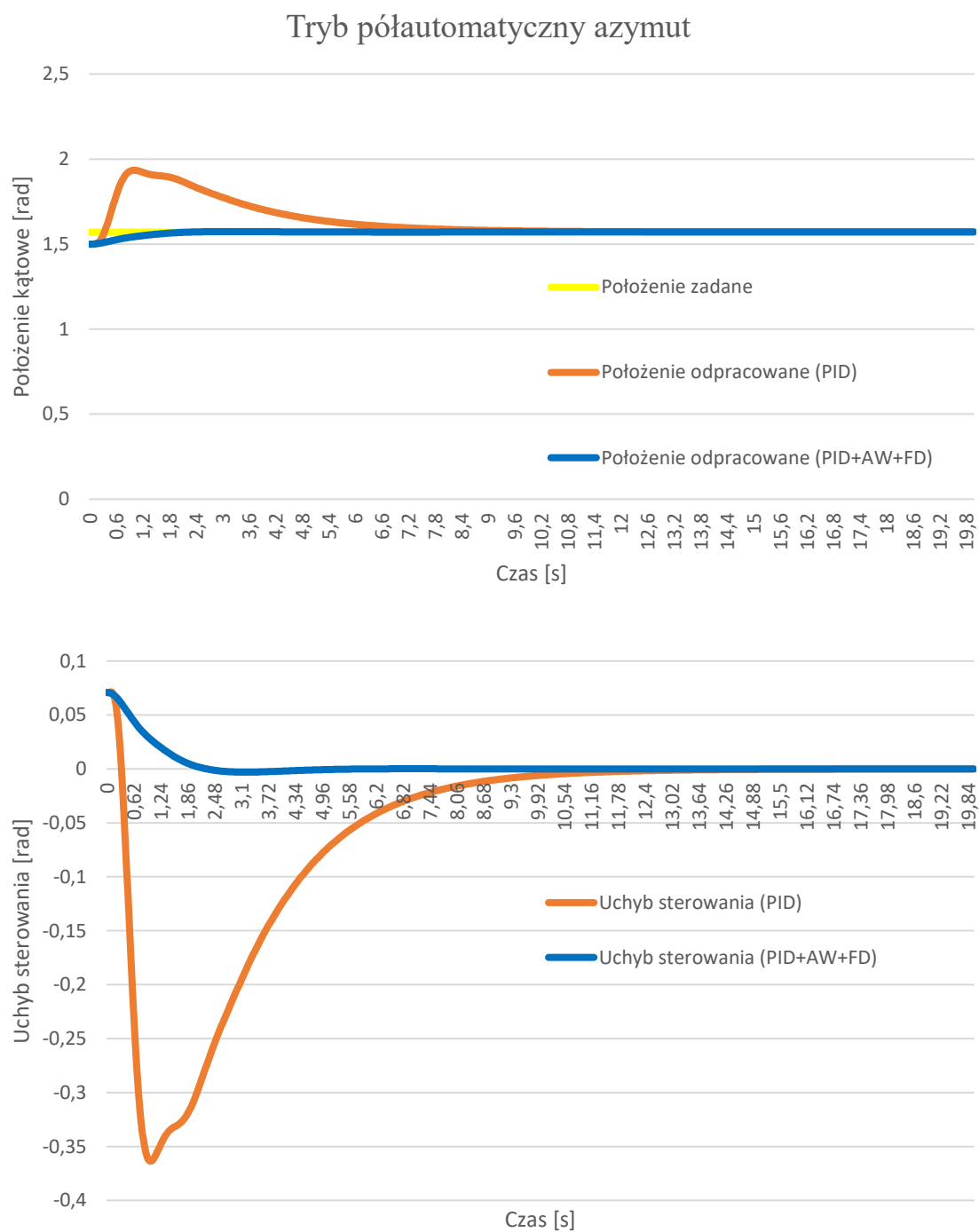
- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,84 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,95 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,7 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,92 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,68 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,46 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,56 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,45 [mrad]

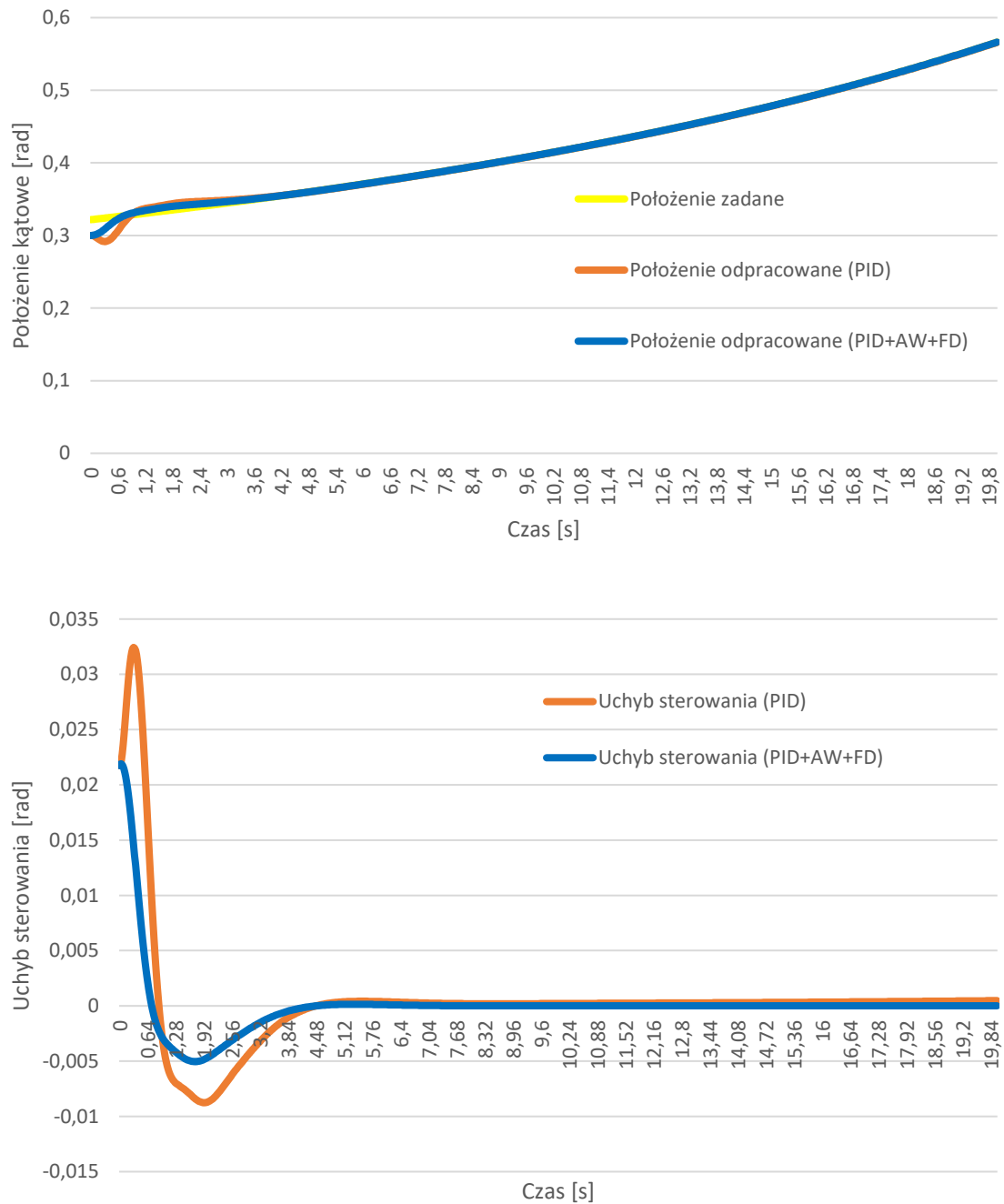
W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny – azymut) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

7.2.7. Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 50 \text{ m/s}$



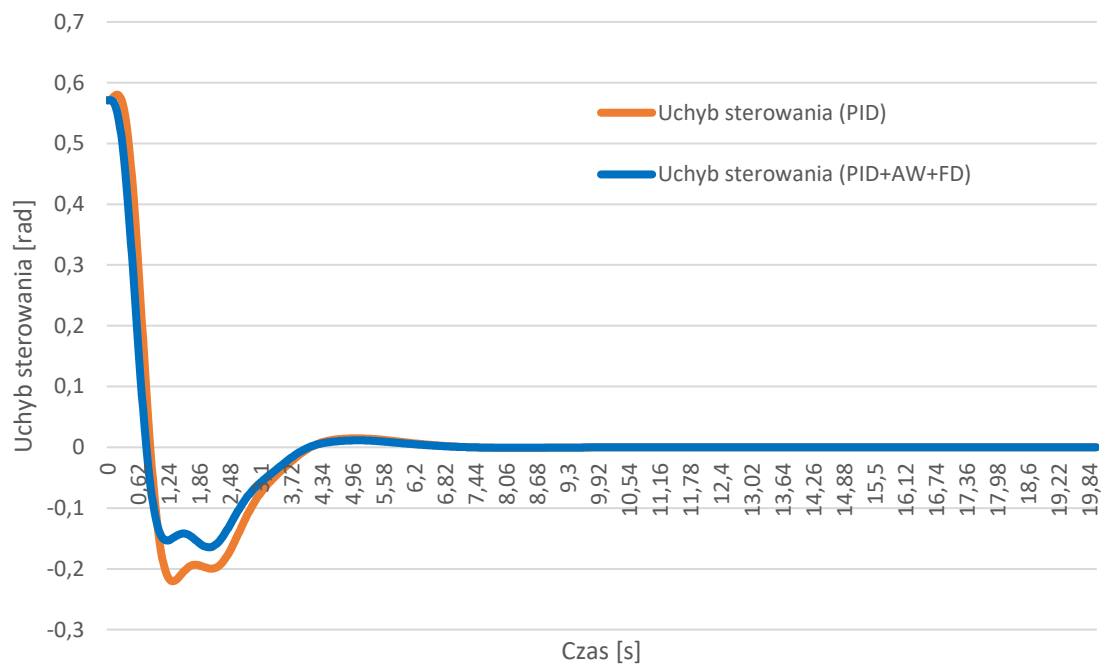
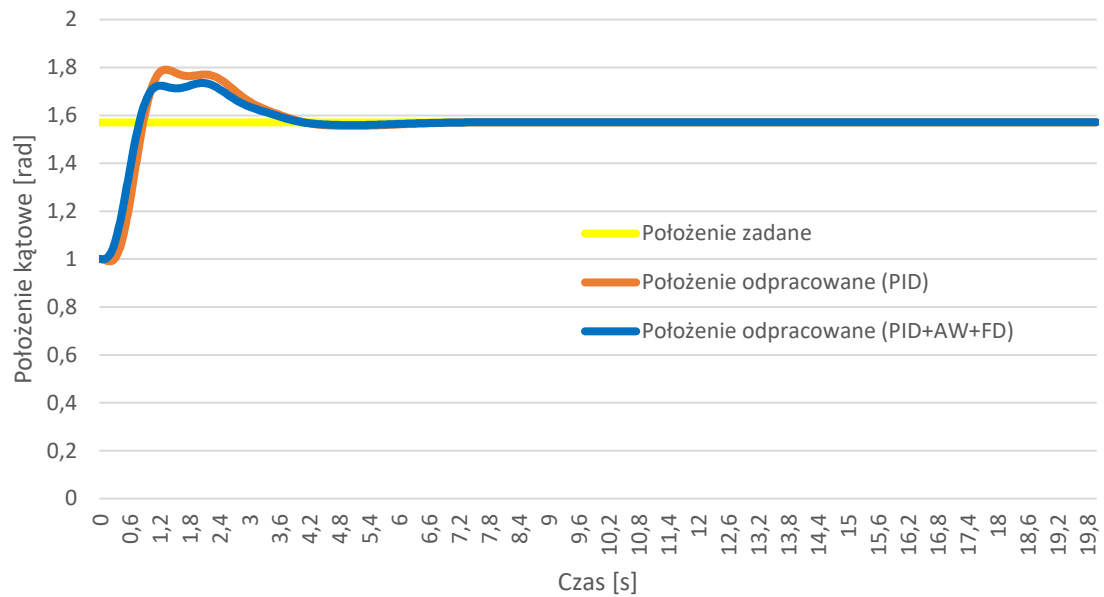
Rys. 52. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 50 \text{ m/s}$

Tryb półautomatyczny elewacja



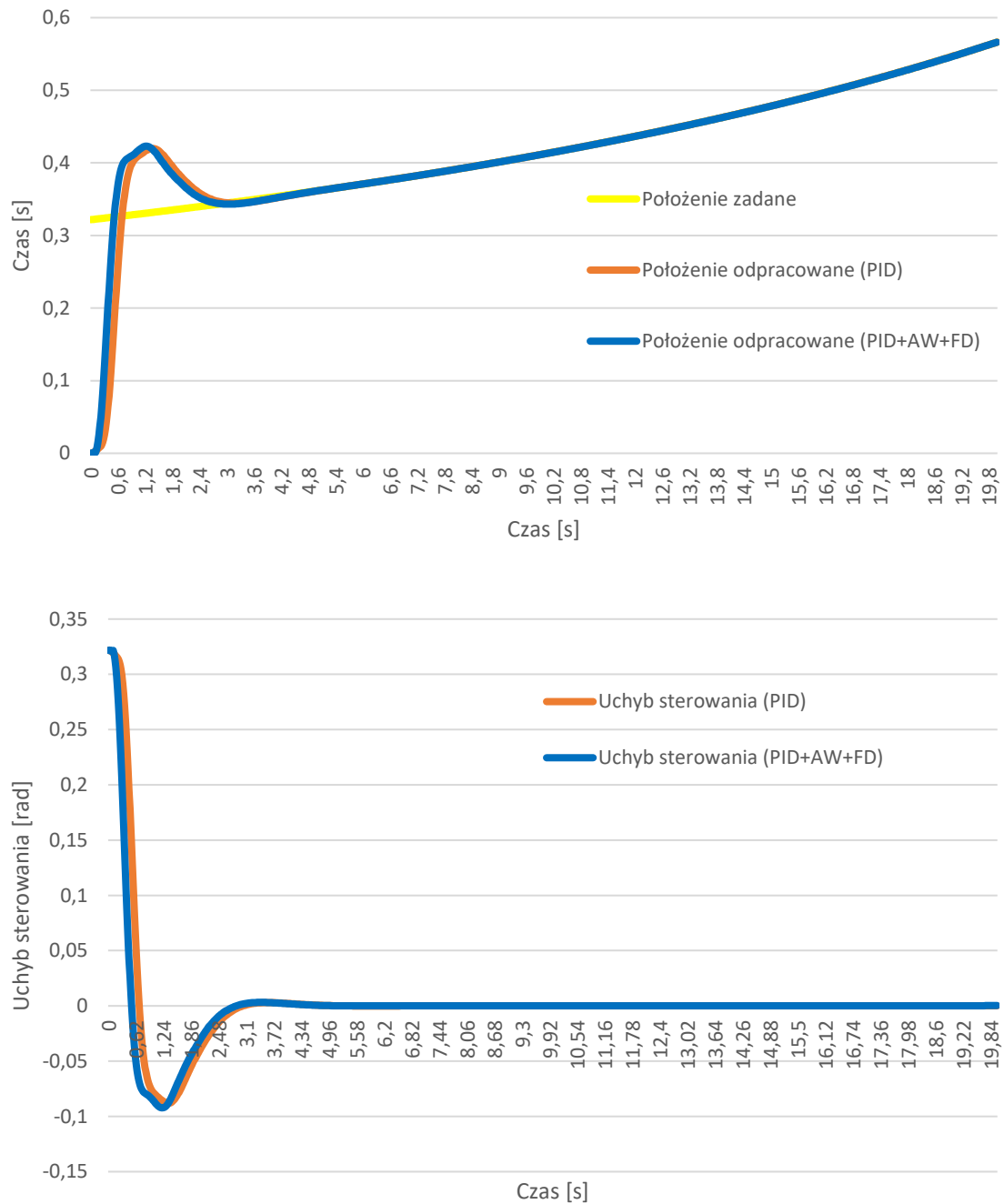
Rys. 53. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 50$ m/s

Tryb automatyczny azymut



Rys. 54. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 50 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 55. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 50 \text{ m/s}$

7.2.8. Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V = 50 \text{ m/s}$

Na podstawie wyników Rys. 52 Rys. 55 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 11 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,48 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 1,98 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,13 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,84 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,55 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,42 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,34 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,66 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,54 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,16 [mrad]

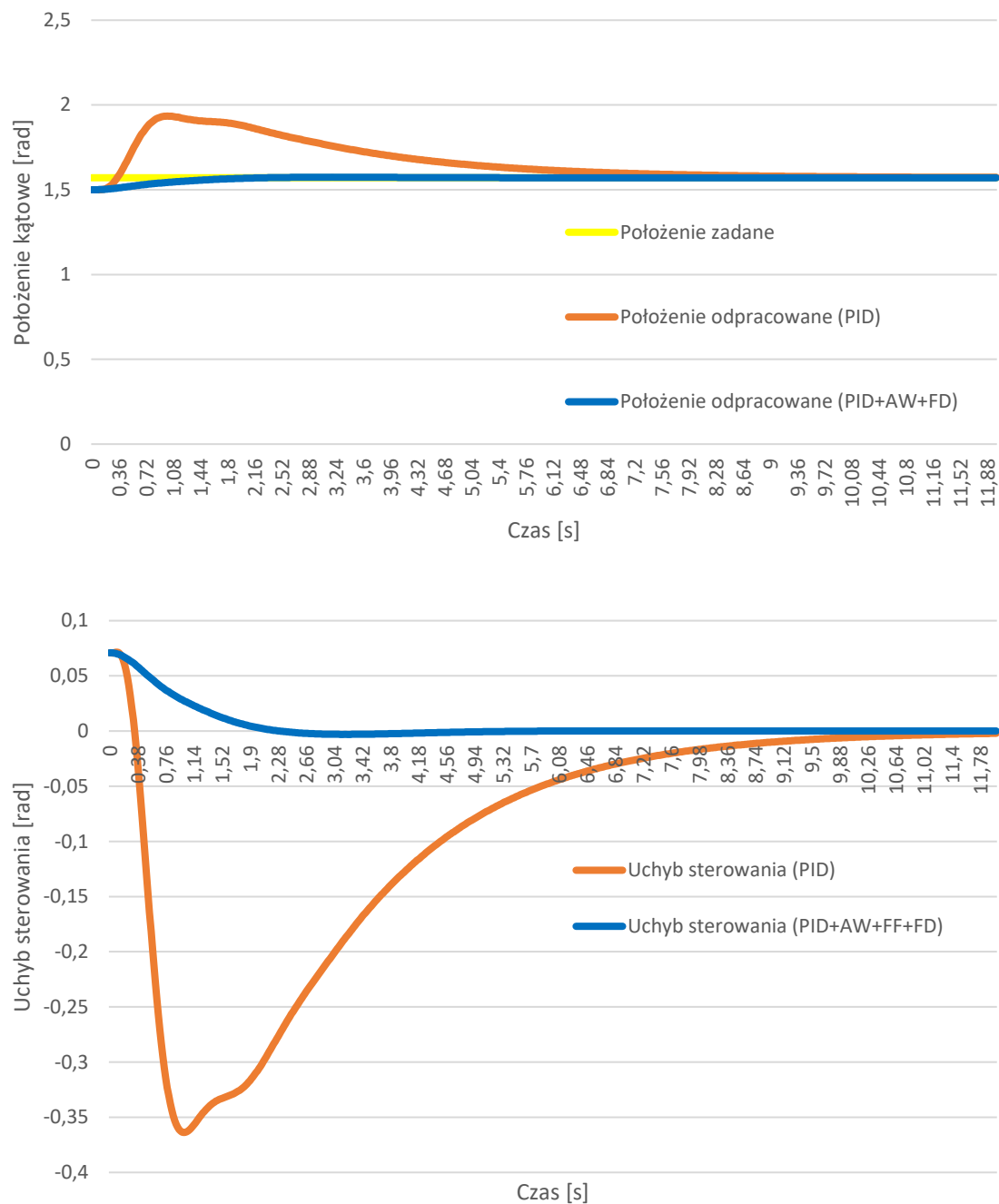
Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,46 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,32 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,09 [mrad]

W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny – azymut) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

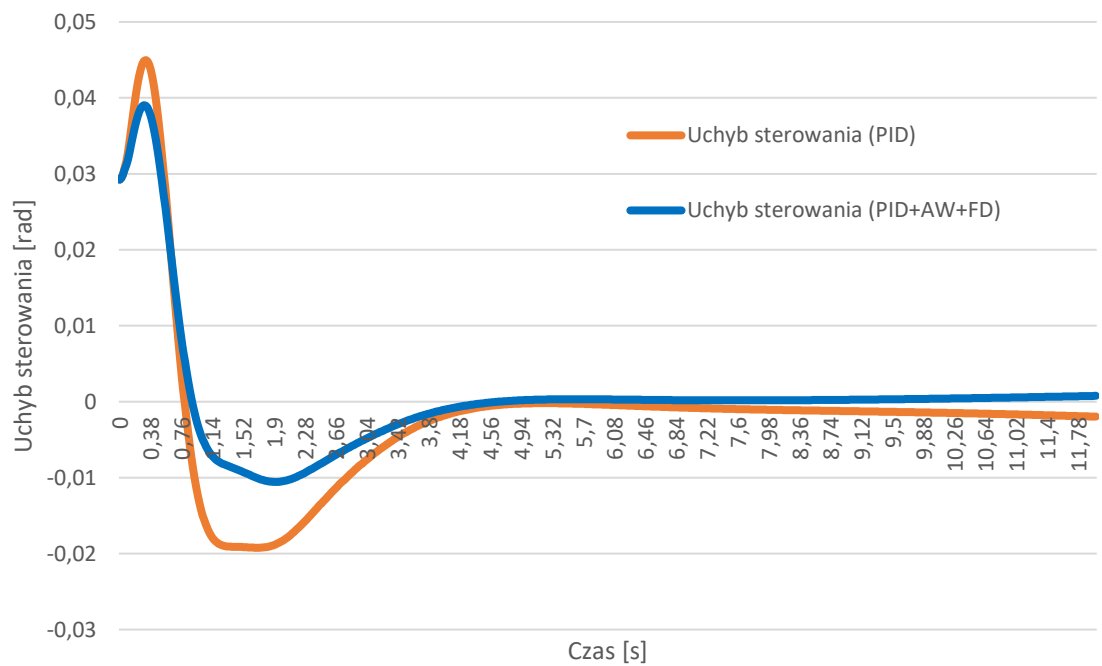
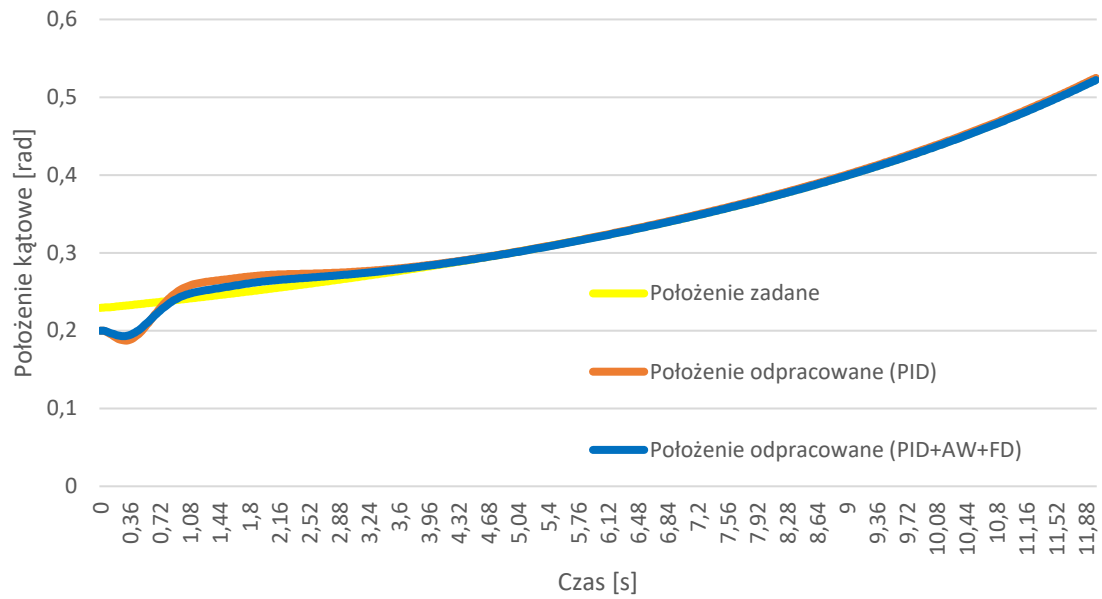
7.2.9. Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 150 \text{ m/s}$

Tryb półautomatyczny azymut



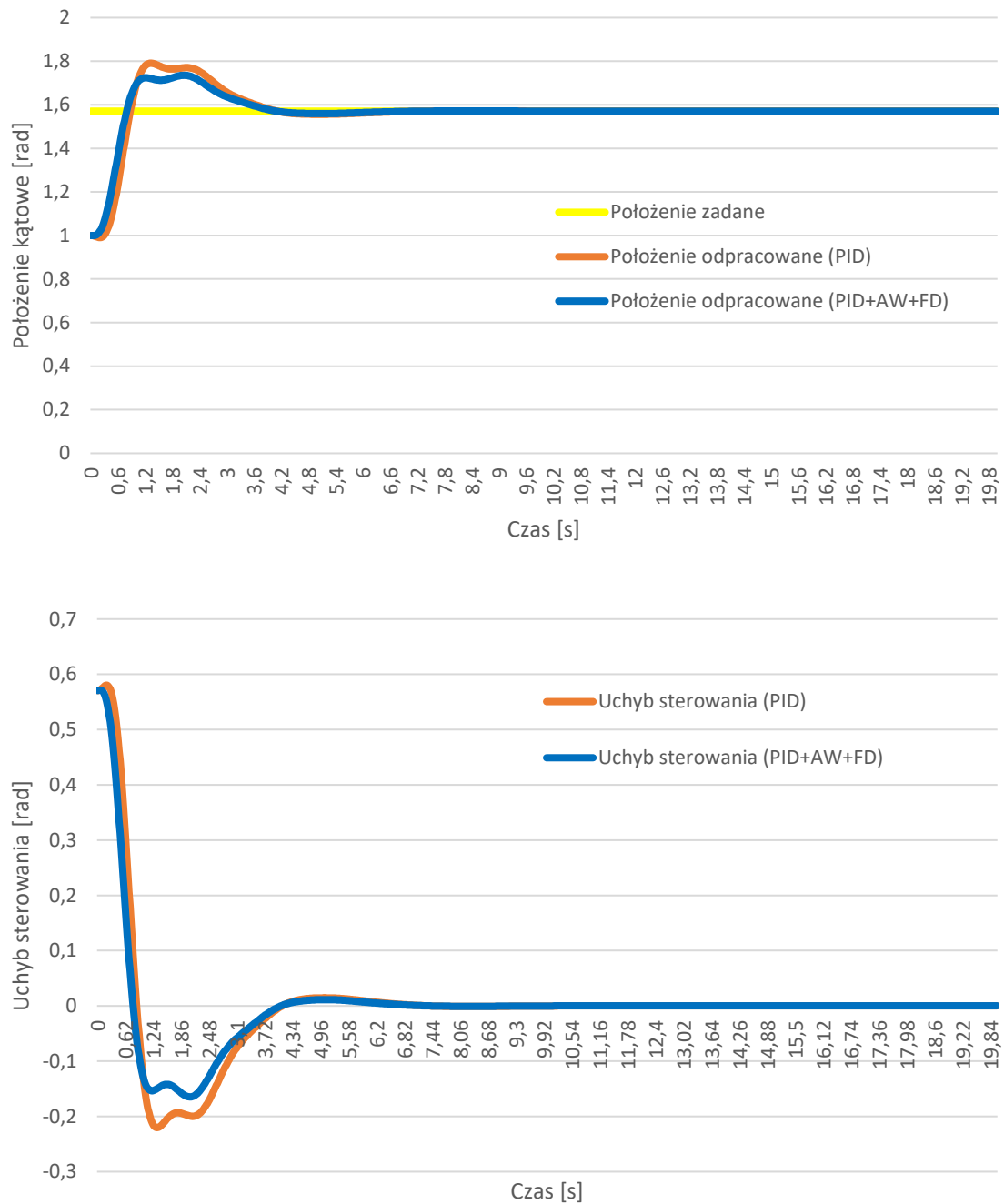
Rys. 56. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 150 \text{ m/s}$

Tryb półautomatyczny elewacja



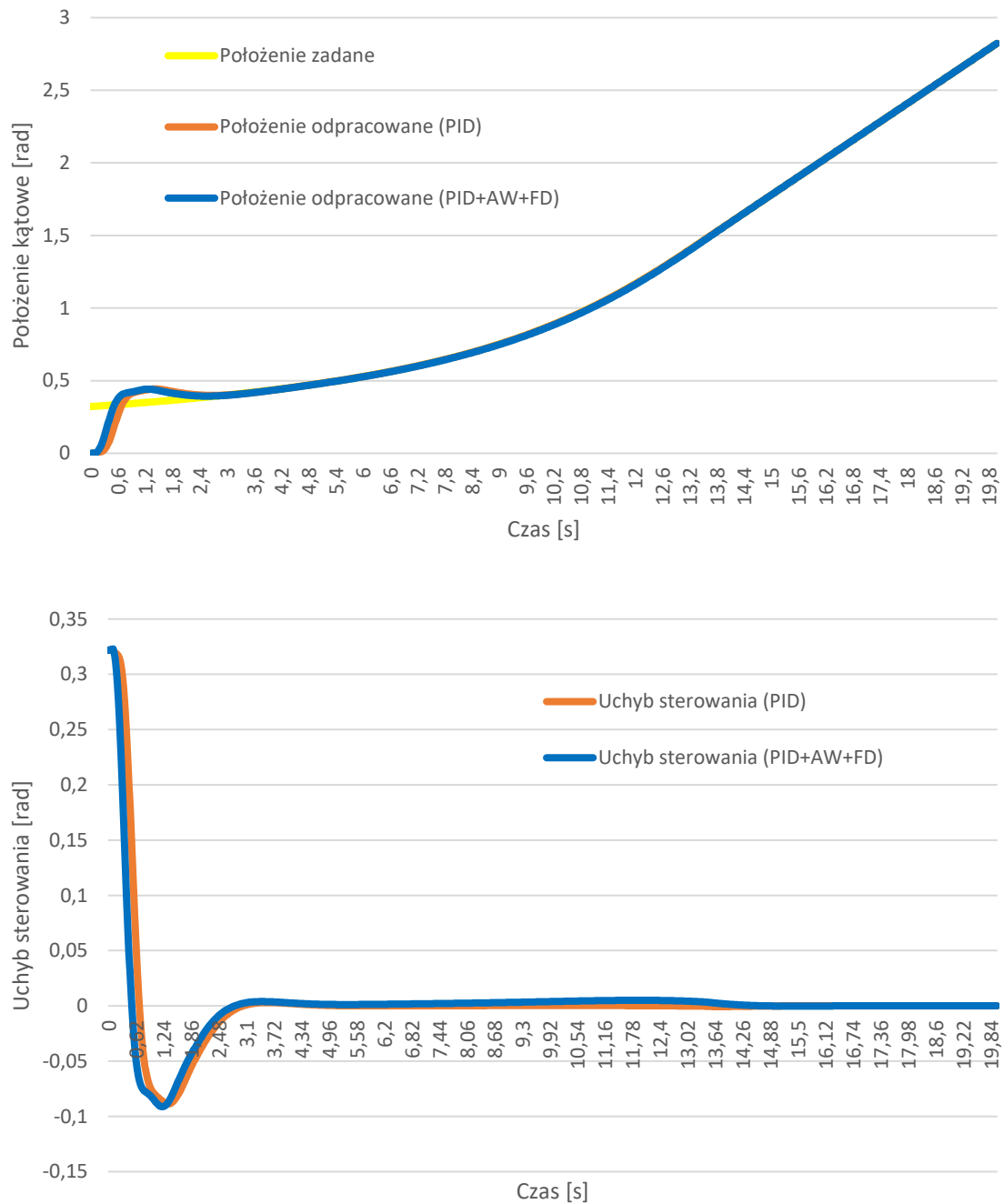
Rys. 57. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 150 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny azymut



Rys. 58. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 150$ m/s

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 59. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 150 \text{ m/s}$

7.2.10. Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V = 150 \text{ m/s}$

Na podstawie wyników Rys. 56 Rys. 59 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 11 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,48 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 1,98 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,13 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,12 [s]
 - Uchyb ustalony – 2,6 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,84 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,6 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,66 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,54 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,16 [mrad]

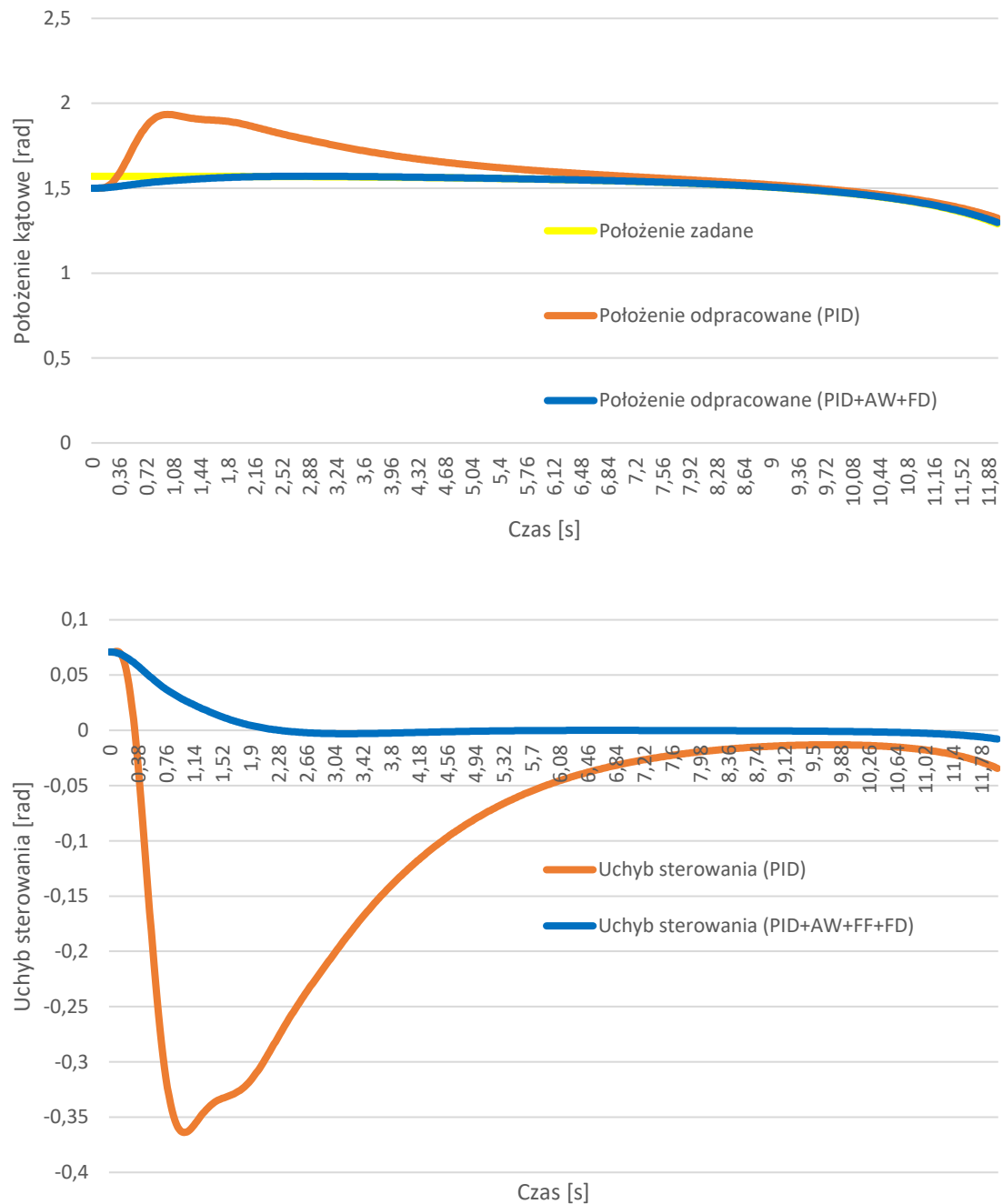
Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,46 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,59 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,32 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny – azymut) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

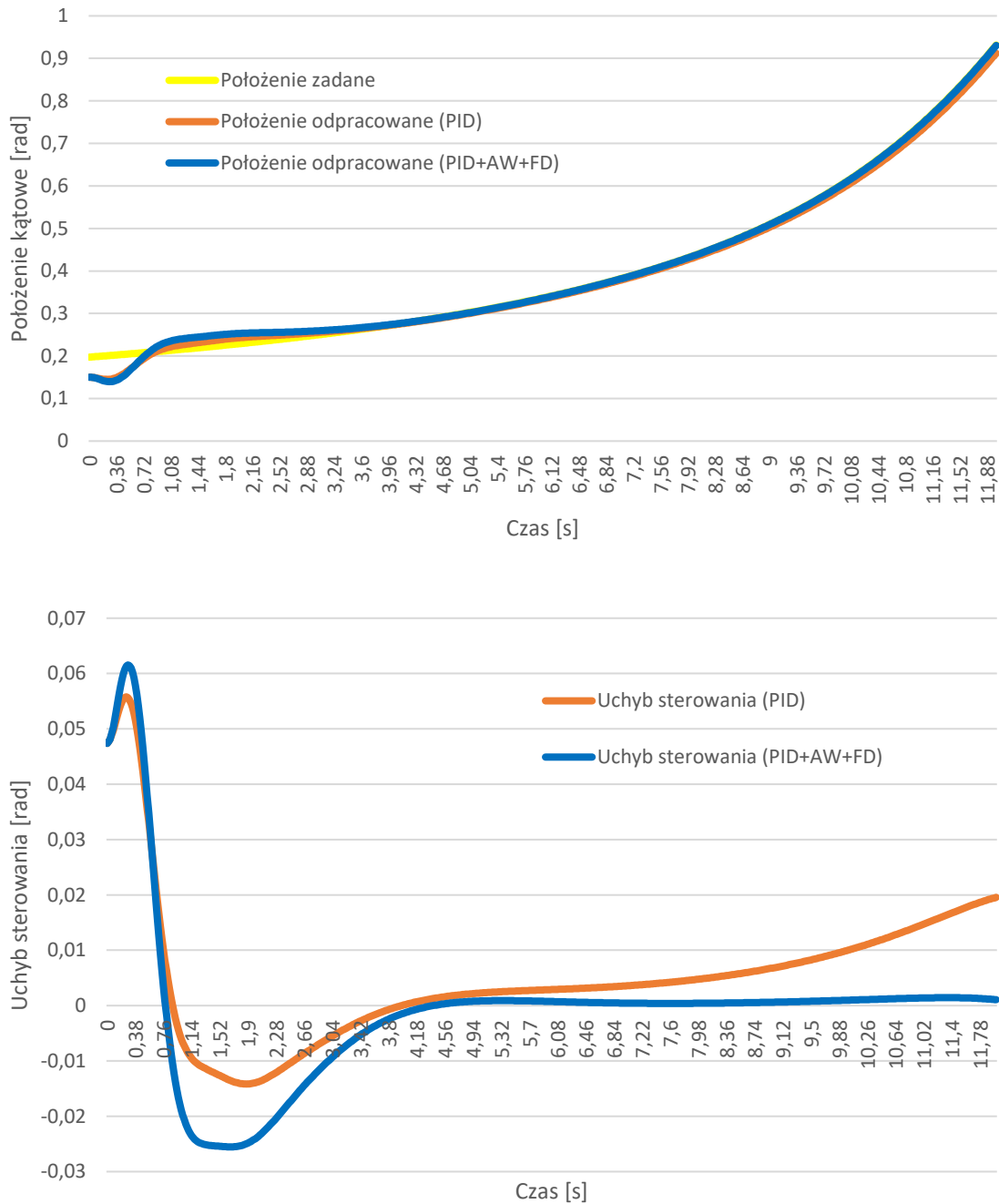
7.2.11. Wyniki badań kurs spotkaniowy $V = 250$ m/s

Tryb półautomatyczny azymut

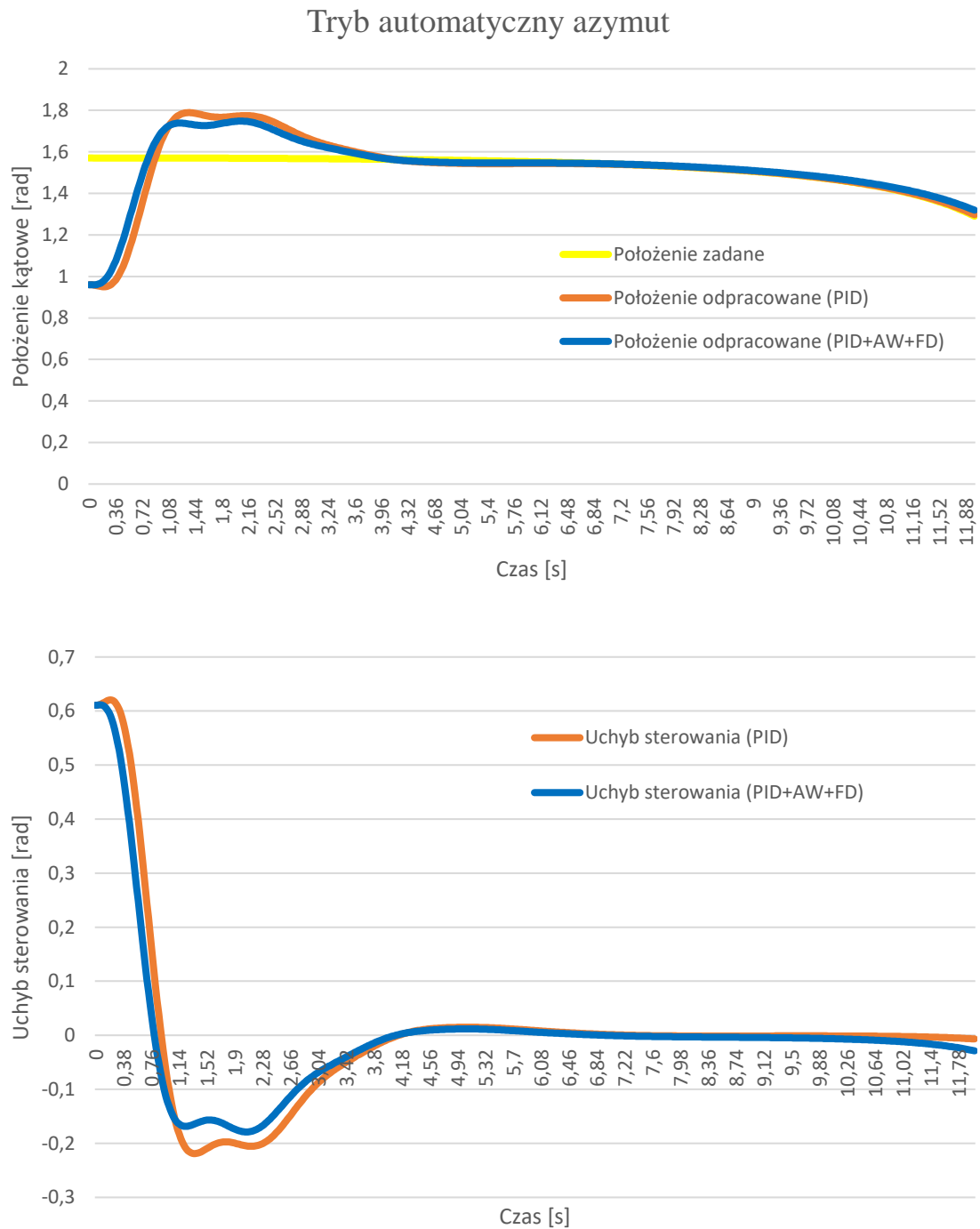


Rys. 60. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 250$ m/s

Tryb półautomatyczny elewacja

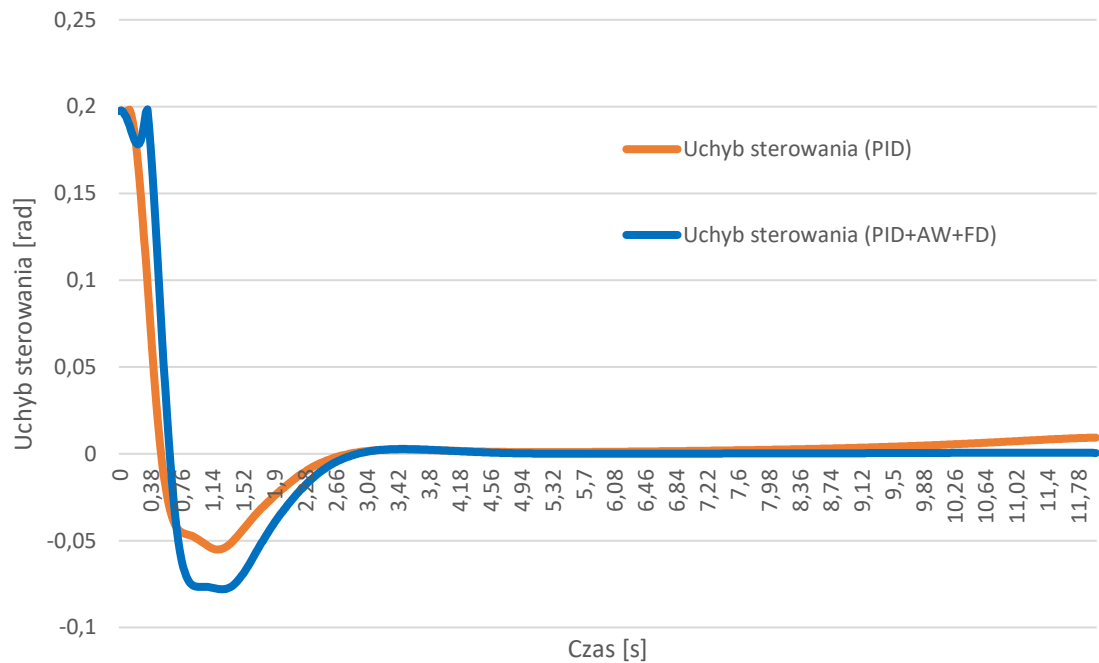
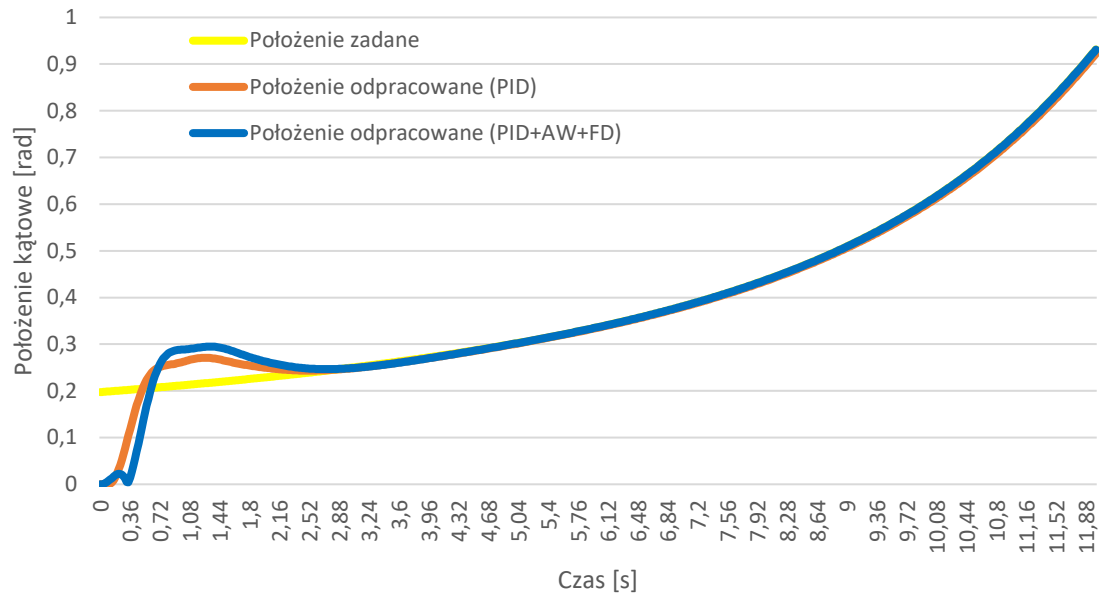


Rys. 61. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 250$ m/s



Rys. 62. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym, $V = 250 \text{ m/s}$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 63. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym, $V = 250 \text{ m/s}$

7.2.12. Opis wyników badań kurs spotkaniowy $V_0 = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

Na podstawie wyników Rys. 60 Rys. 63 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 11 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,48 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 1,98 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,13 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,12 [s]
 - Uchyb ustalony – 2,6 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,84 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,6 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

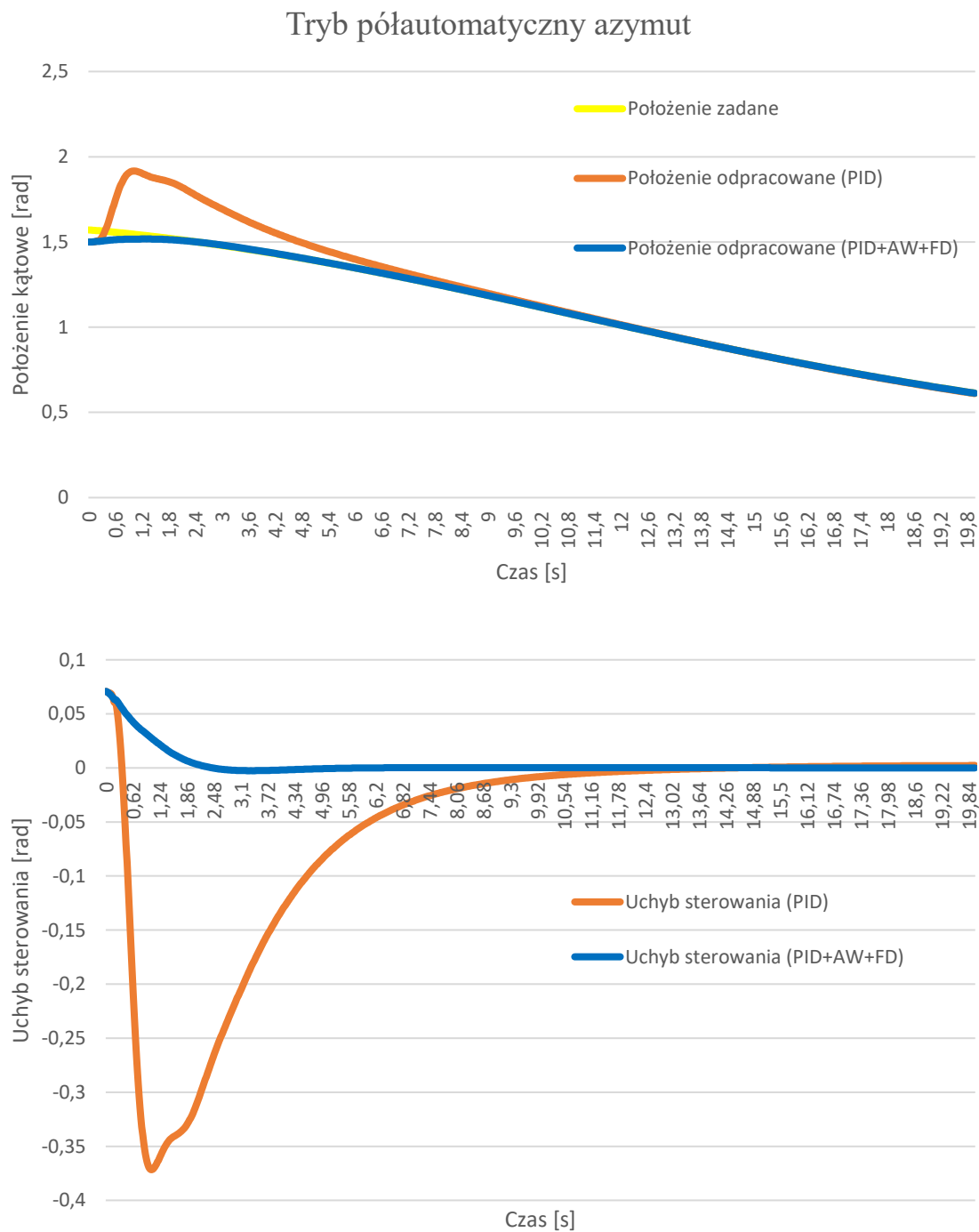
- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,66 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,54 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,16 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

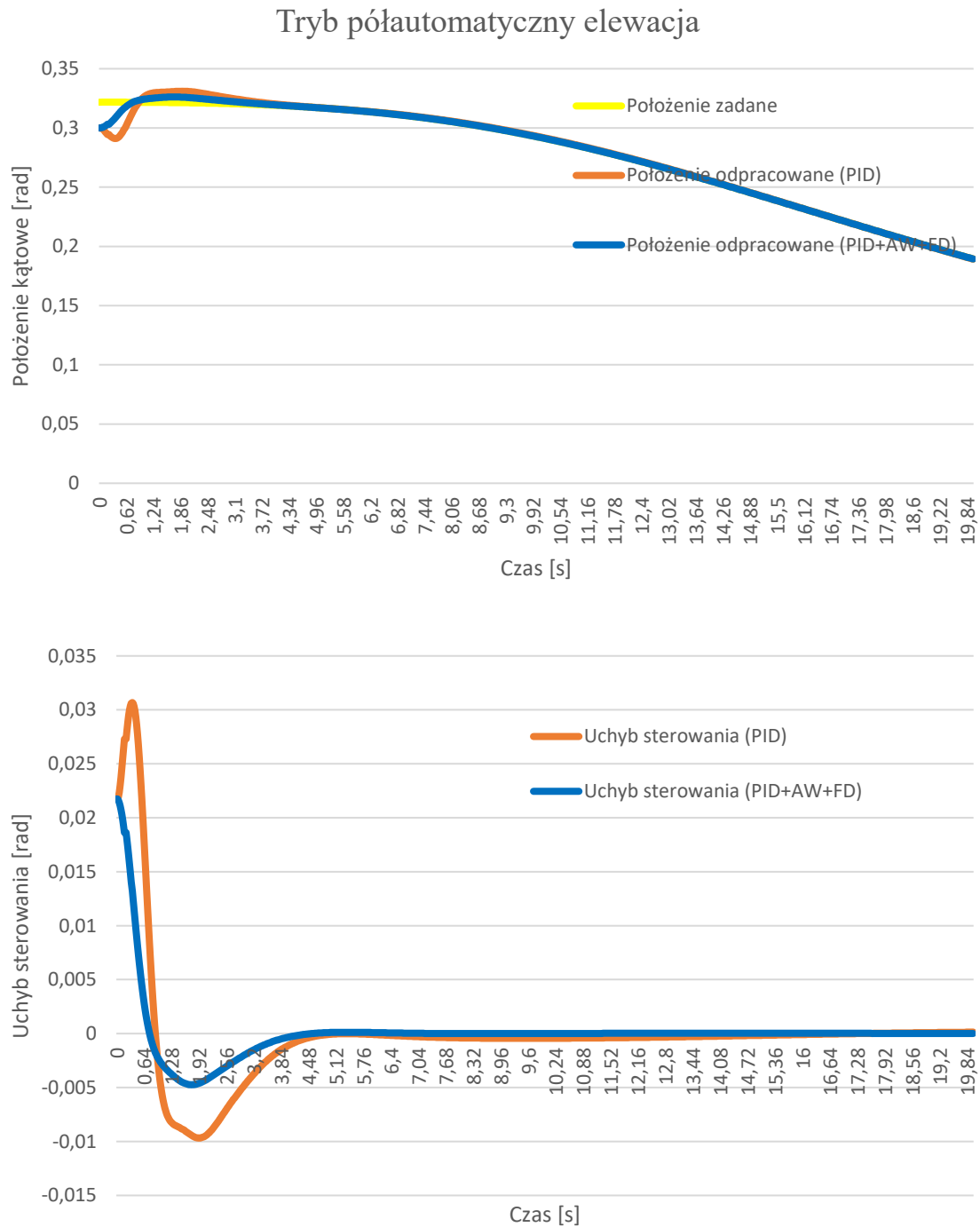
- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,46 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,59 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,32 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny – azymut) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania. Dodatkowo w trybie półautomatycznym, klasyczny regulator PID traci stabilność po dłuższym czasie symulacji, co może skutkować utratą śledzenia w warunkach bojowych.

7.2.13. Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

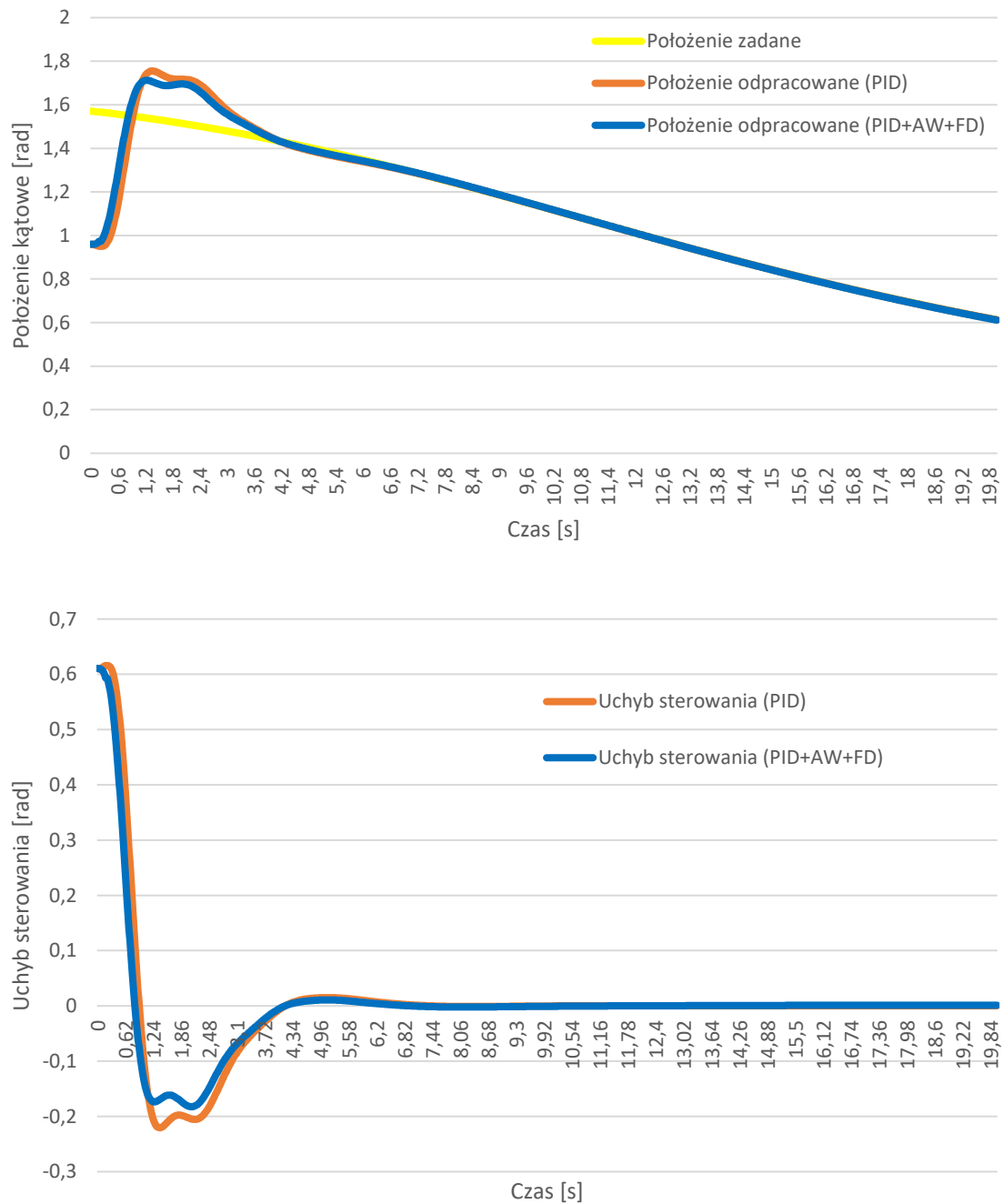


Rys. 64. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$



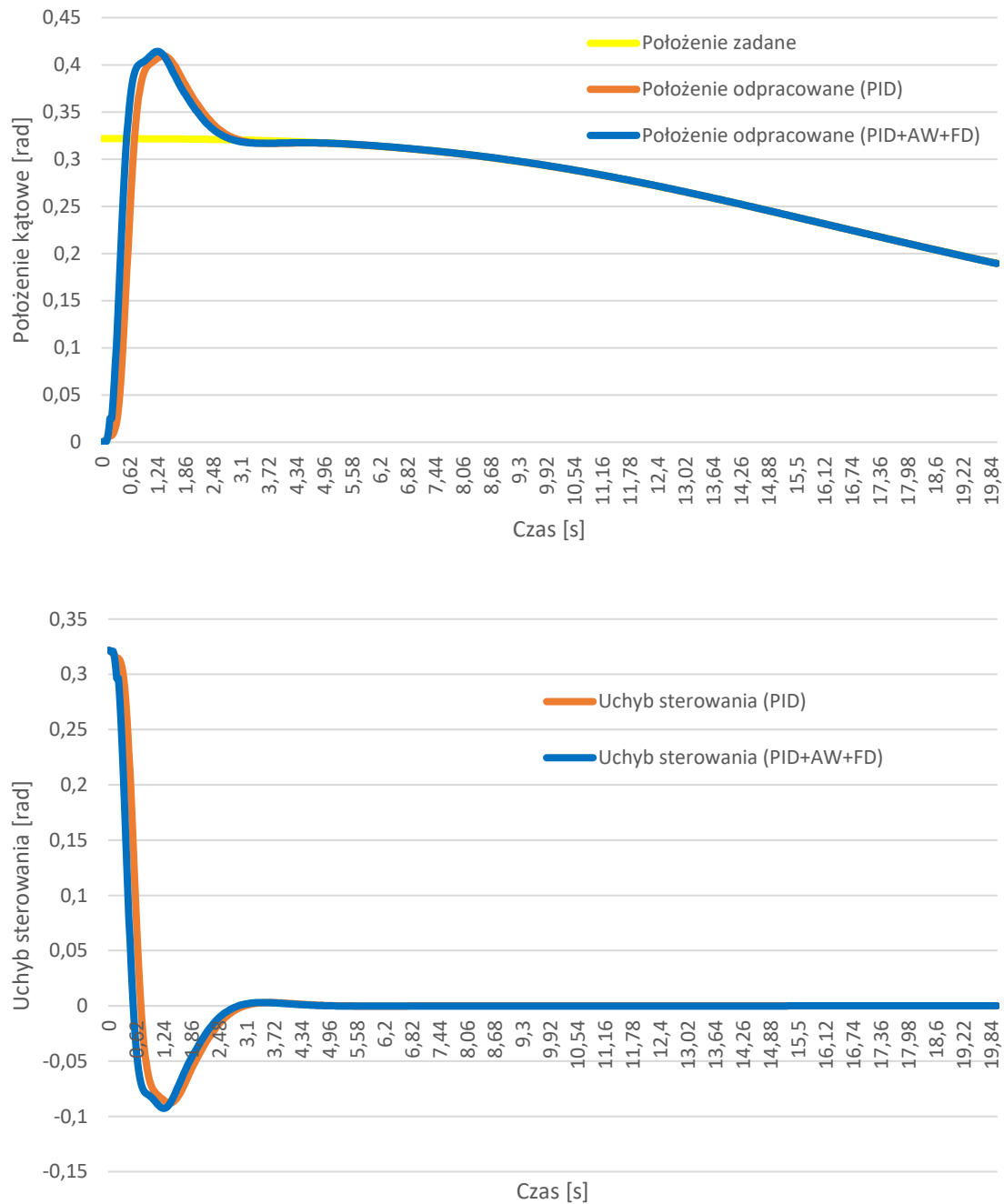
Rys. 65. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny azymut



Rys. 66. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 67. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

7.2.14. Opis wyników badań kurs defiladowy $V_0 = 50 \text{ m/s}$ $A = 10 \text{ m/s}^2$

Na podstawie wyników Rys. 64 Rys. 67 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 11,66 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,12 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,08 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,02 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,54 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,42 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,27 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,7 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,92 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,62 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

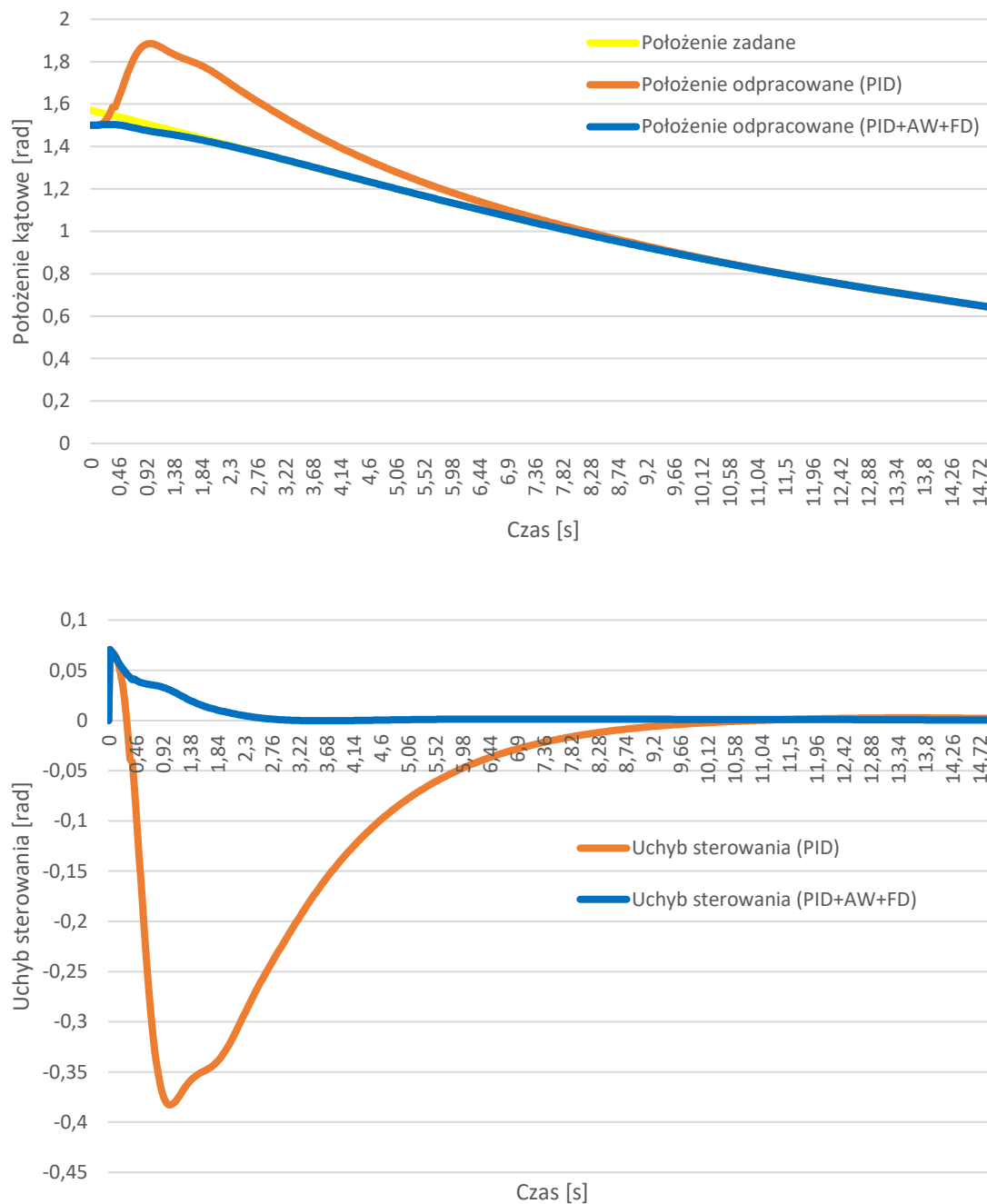
Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,5 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,59 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,36 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,47 [mrad]

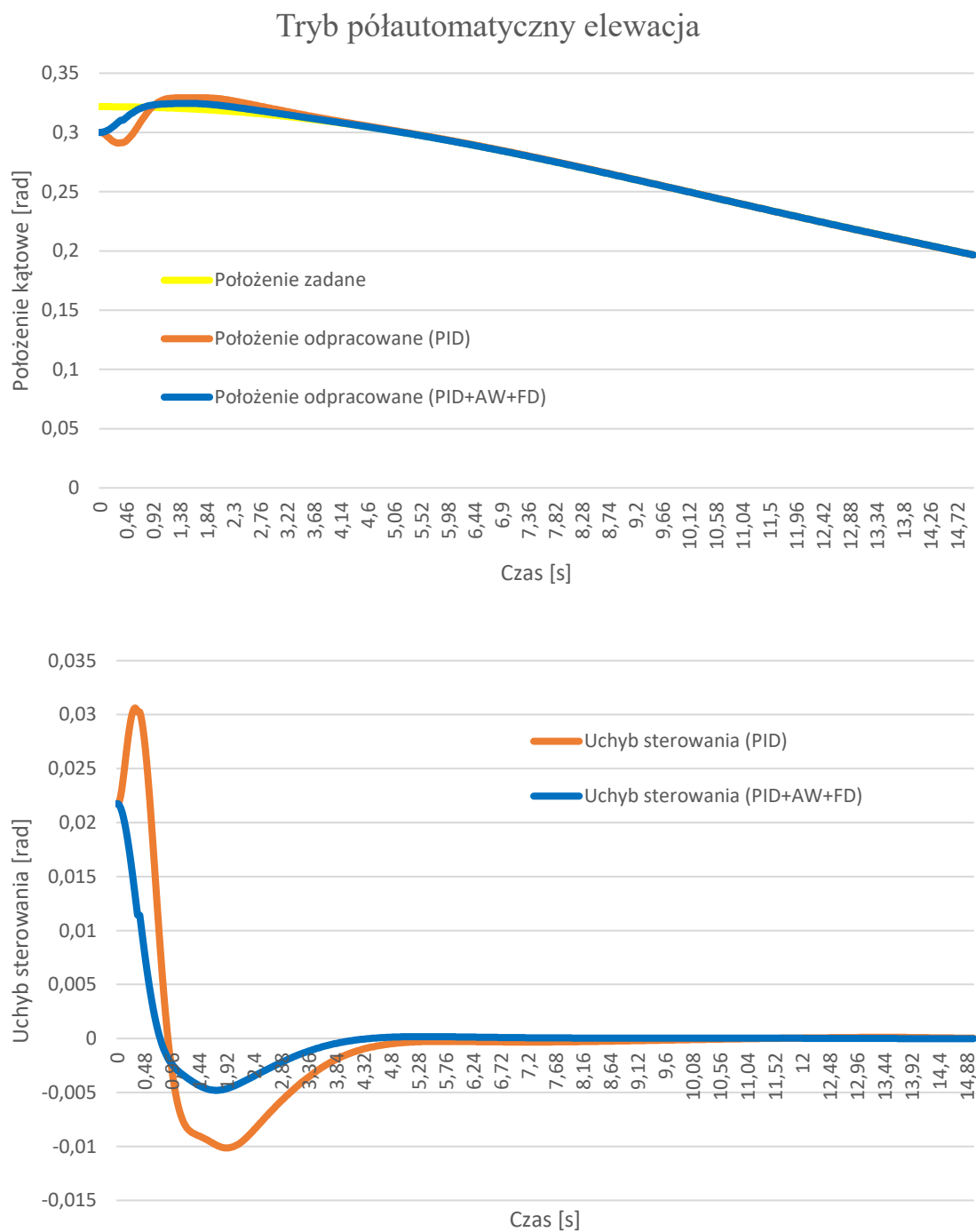
W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

7.2.15. Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$

Tryb półautomatyczny azymut

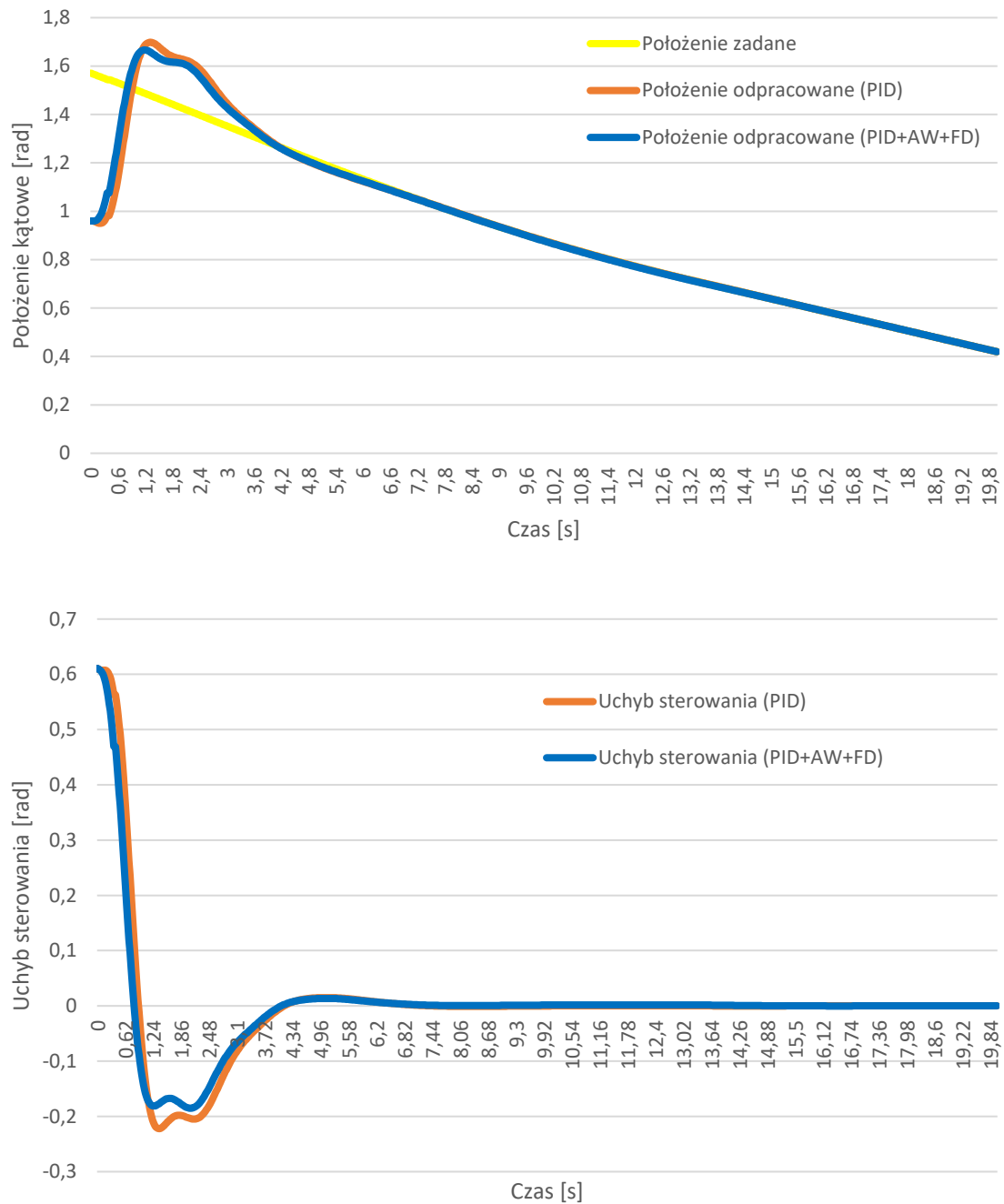


Rys. 68. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$



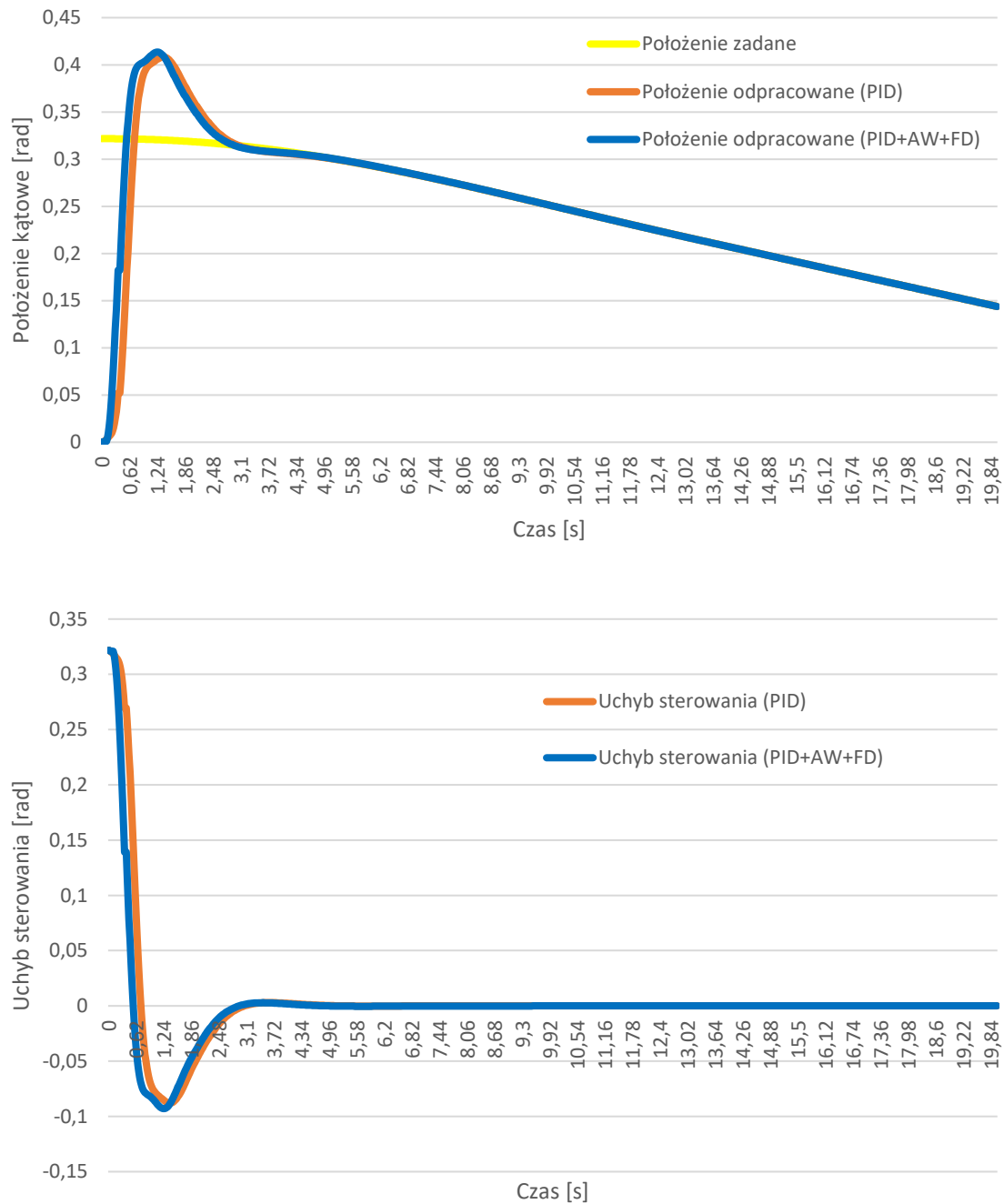
Rys. 69. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny azymut



Rys. 70. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 71. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$

7.2.16. Opis wyników badań kurs defiladowy $V_0 = 150 \text{ m/s}$ $A = 5 \text{ m/s}^2$

Na podstawie wyników Rys. 68 Rys. 71 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 10,02 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,22 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,28 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,9 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,26 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,55 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,4 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,68 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,81 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,58 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

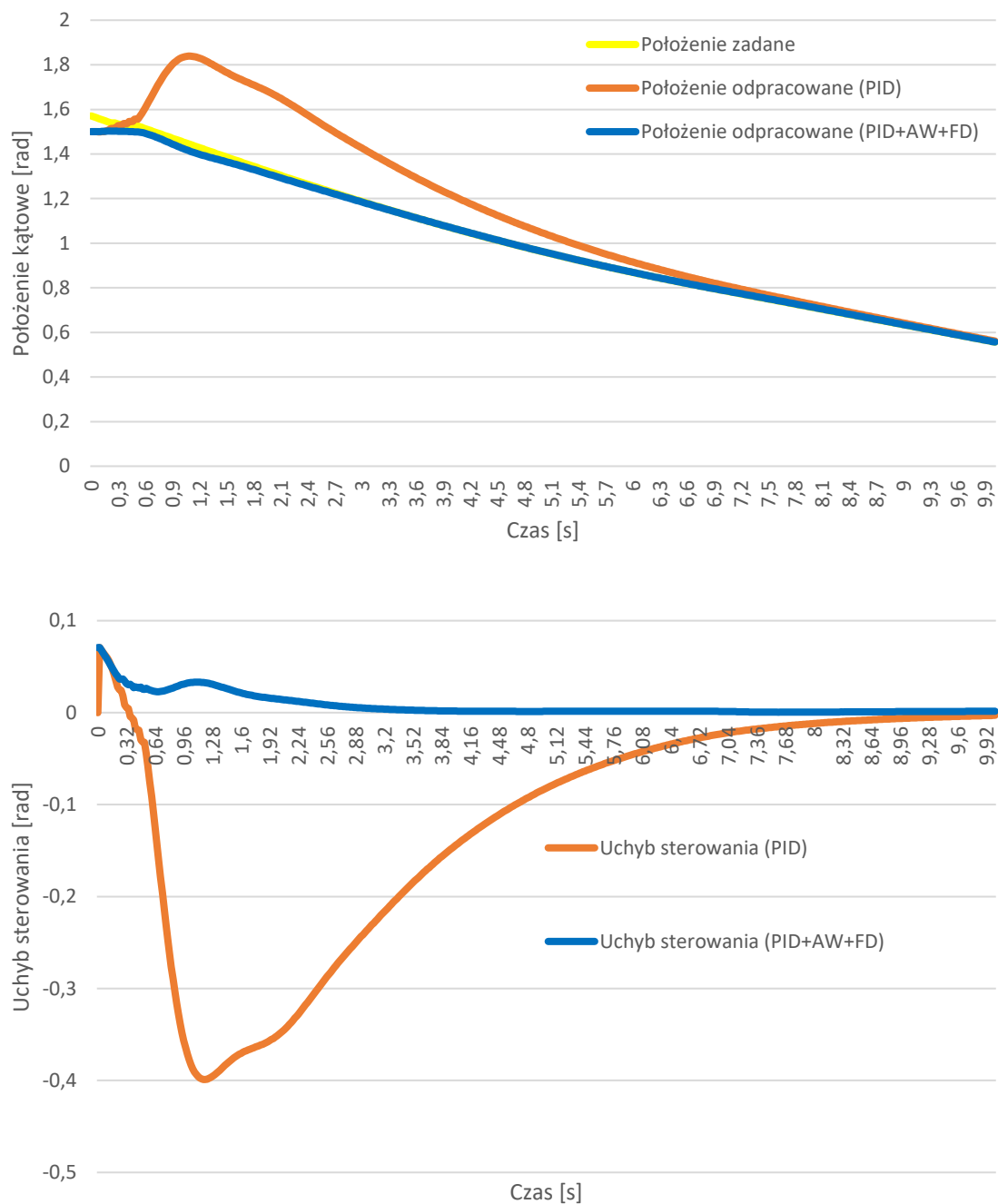
Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,51 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,12 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,36 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,08 [mrad]

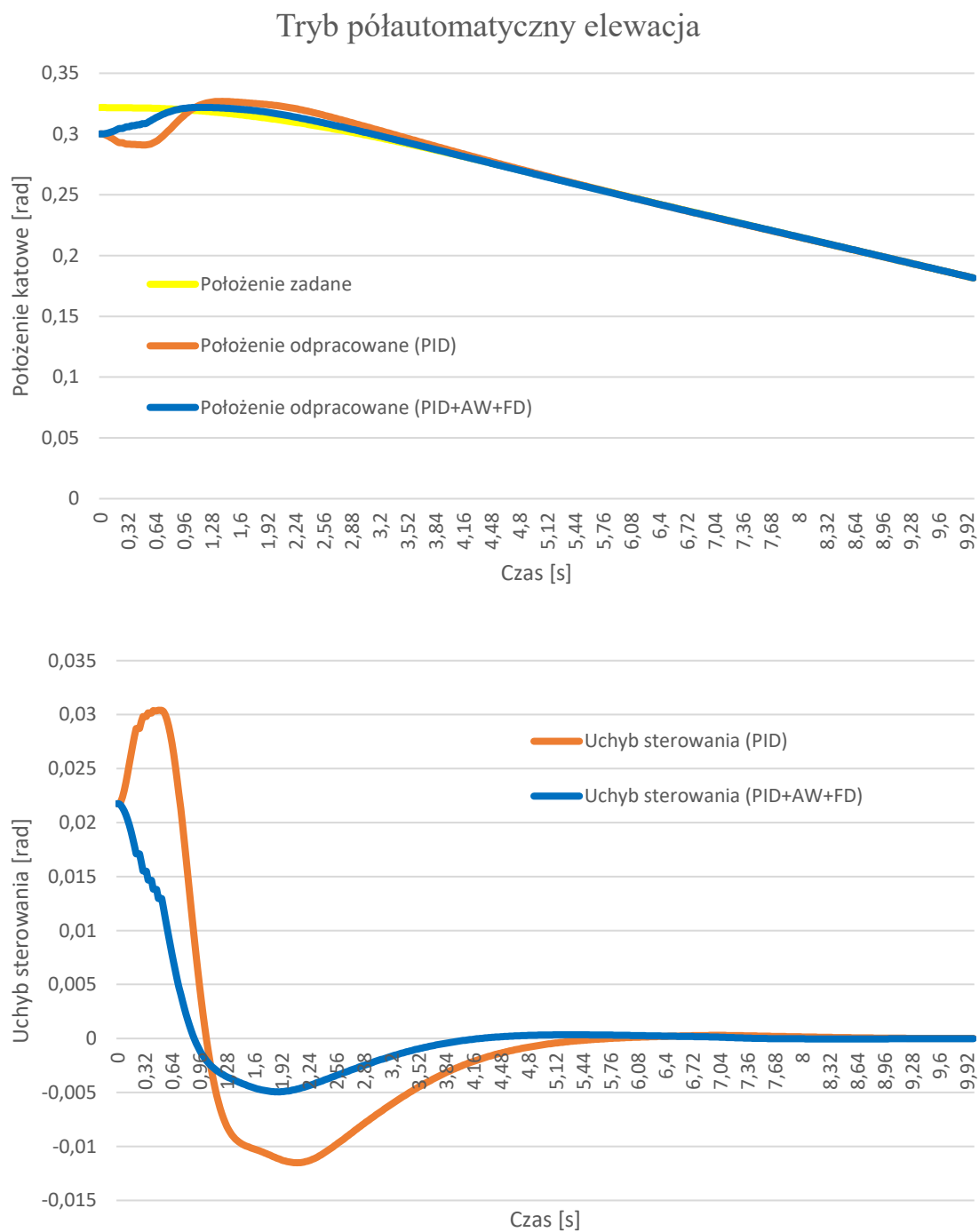
W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

7.2.17. Wyniki badań kurs defiladowy $V_o = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$

Tryb półautomatyczny azymut

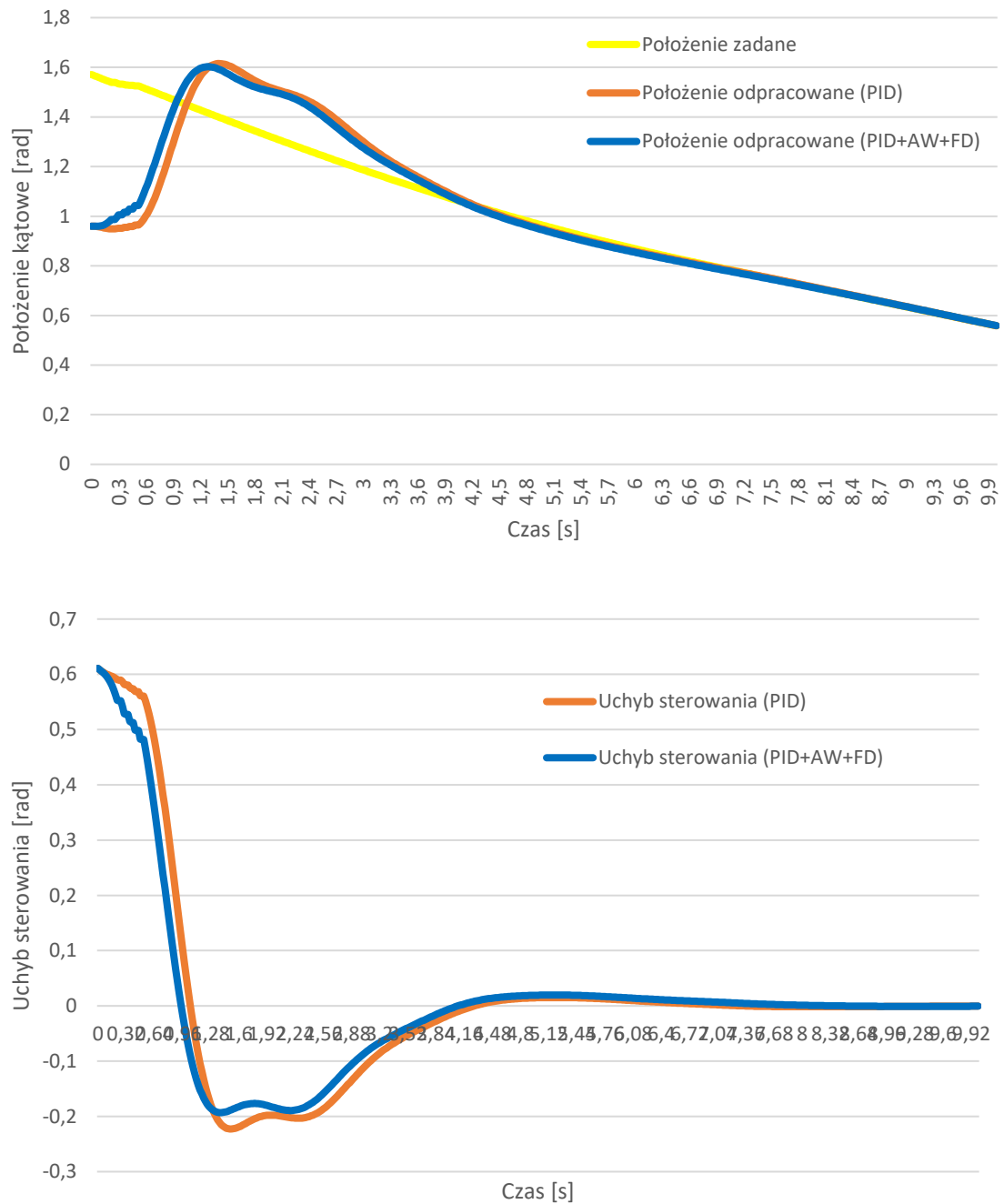


Rys. 72. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$



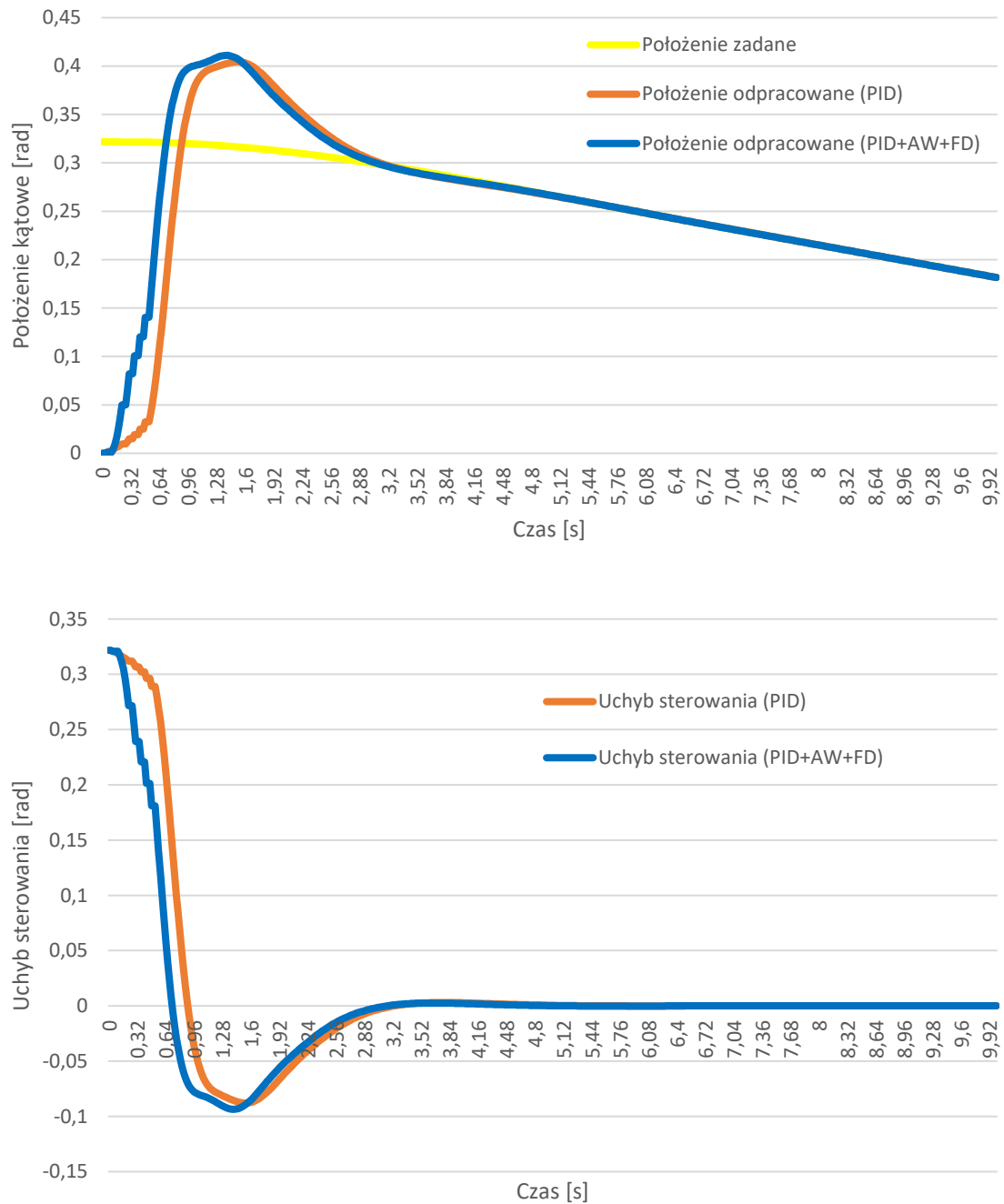
Rys. 73. Położenie i uchyb położenia (główicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem celu w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny azymut



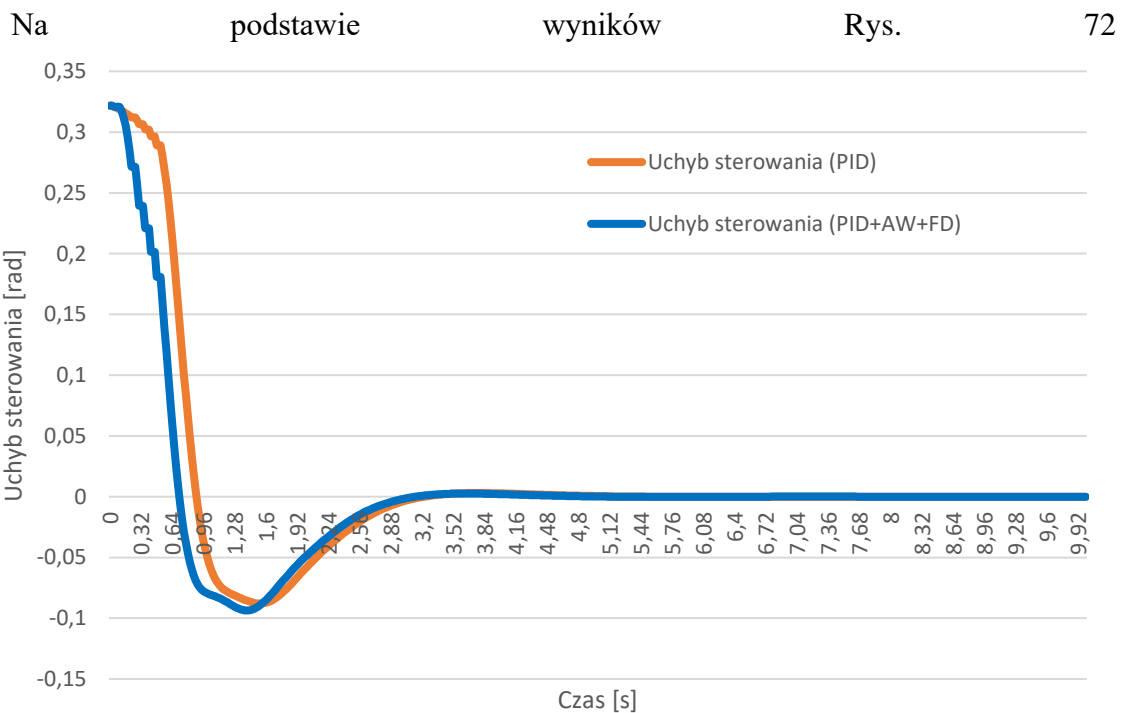
Rys. 74. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym, $V_o = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 75. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem celu w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym, $V_o = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$

7.2.18. Opis wyników badań kurs defiladowy $V_0 = 250 \text{ m/s}$ $A = 2 \text{ m/s}^2$



Rys. 75 można określić parametry obu przypadków (regulatora PID i regulatora PID z układami wspomagającymi). Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 10,5 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,23 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,82 [s]
 - Uchyb ustalony – 1,05 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 4,64 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,56 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,46 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,11 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 3,82 [s]

- Uchyb ustalony – 0,27 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 3,64 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- **Regulator PID**
 - Czas regulacji – 2,66 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,1 [mrad]
- **Regulator PID + AW + FD**
 - Czas regulacji – 2,54 [s]
 - Uchyb ustalony – 0,08 [mrad]

W rozpatrywanym przypadku klasyczny regulator PID (tryb półautomatyczny) ponownie cechuje się dużym przeregulowaniem, znacznie wydłużając czas regulacji, co skutkuje opóźnieniem gotowości do strzelania.

7.3. Podsumowanie badań symulacyjnych

Trajektoria ruchu	Prędkość	Przyśpieszenie	Tryb pracy	Płaszczyzna	Czas regulacji [s]		Uchyb w stanie ustalonym [mrad]	
					PID	PID + AW + FD	PID	PID + AW + FD
Kurs defiladowy	50 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	3,9	2,3	1	0,08
				Elewacja	3,86	3,78	0,43	0,25
			Automatyczny	Azymut	4,18	3,96	1,08	0,11
				Elewacja	2,56	2,48	0,2	0,04
	150 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	10,06	2,3	0,13	0,12
				Elewacja	4,2	3,42	0,35	0,08
			Automatyczny	Azymut	3,68	3,56	0,4	0,12
				Elewacja	2,5	2,36	0,07	0,05
	250 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	10	2,7	1,3	0,34
				Elewacja	4,64	3,52	0,36	0,06
			Automatyczny	Azymut	3,84	3,7	0,95	0,92
				Elewacja	2,68	2,56	0,46	0,45
	50 m/s	10 m/s ²	Półautomatyczny	Azymut	11,66	2,08	1,12	0,2
				Elewacja	4,02	3,42	0,54	0,27
			Automatyczny	Azymut	3,7	3,62	0,92	0,2
				Elewacja	2,5	2,36	0,59	0,47
150 m/s	5 m/s ²	Półautomatyczny	Azymut	10,02	2,28	1,22	0,9	
			Elewacja	4,26	3,4	0,55	0,18	
		Automatyczny	Azymut	3,68	3,58	0,81	0,2	
			Elewacja	2,51	2,36	0,12	0,08	

	250 m/s	2 m/s ²	Półautomatyczny	Azymut	10,5	2,82	1,23	1,05
				Elewacja	4,64	3,46	0,56	0,11
			Automatyczny	Azymut	3,82	3,64	0,27	0,18
				Elewacja	2,66	2,54	0,1	0,08
Kurs spotkaniowy	50 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	11	1,98	0,48	0,13
				Elewacja	3,84	3,42	0,55	0,34
			Automatyczny	Azymut	3,66	3,54	0,18	0,16
				Elewacja	2,46	2,32	0,18	0,09
	150 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	11	1,98	0,48	0,13
				Elewacja	4,12	3,84	2,6	0,6
			Automatyczny	Azymut	3,66	3,54	0,18	0,16
				Elewacja	2,46	2,32	0,59	0,2
	250 m/s	-	Półautomatyczny	Azymut	10,5	1,98	2,3	0,6
				Elewacja	3,92	3,5	4,4	0,8
			Automatyczny	Azymut	3,68	3,56	0,49	0,39
				Elewacja	2,5	2,3	0,26	0,18

7.4. Ocena badań symulacyjnych

Przeprowadzone badania symulacyjne na podstawie uzyskanych zaprojektowanych modeli matematycznych umożliwiły porównanie klasycznego regulatora PID z regulatorem PID wspomaganym poprzez układy opisane w pkt. 6.3.

Układ sterowania z klasycznym regulatorem PID w trybie półautomatycznym w azymucie w większości przypadków przekraczał wartość 10 [s], co nie pozwoliło by na spełnienie postawionych warunków. Pozostałe przypadki dla klasycznego regulatora PID wyróżniały się akceptowalnym czasem regulacji, a także uchybem ustalonym. Przy badaniach przeprowadzanych na obiektach o większej prędkości uchyb ustalony wzrastał, jednak takie warunki nie powodowały przekroczenia wartości granicznych. Podobnie przedstawiają się wyniki czasu regulacji, poza przypadkami odstępującymi od normy, czas regulacji nie przekraczał wartości granicznej. Układ sterowania z klasycznym regulatorem PID w niektórych przypadkach kursu spotkaniowego zachowywał się niestabilnie, ponieważ uchyb ustalony po określonym czasie znacznie wzrastał.

W przedstawionych wynikach badań można zauważyć pozytywny wpływ układów wspomagających regulator PID. Dla przypadków, w których klasyczny regulator osiągał znaczne wartości czasu regulacji, regulator z układami wspomagającymi zachowywał się znacznie lepiej. Podobnie jak w przypadku klasycznego regulatora PID, regulator z układami wspomagającymi nie przekraczał wartości granicznych czasu regulacji, a także uchybu ustalonego. Dodatkowo układ sterowania zachowywał się stabilnie we wszystkich badanych przypadkach.

W otrzymanych wynikach, w każdym z przypadków regulator PID ze wspomagającymi układami osiągał mniejsze wartości czasu regulacji, jak i uchybu ustalonego, dlatego też można stwierdzić, że jest lepszym rozwiązaniem do zastosowania w układach sterowania systemu kierowania ogniem (SKO).

Badania symulacyjne układów sterowania potwierdziły słuszność zastosowania elementów wspomagających pracę regulatora PID. Podczas badań symulacyjnych nie zostały poddane badaniom układy filtrujące zakłócenia, a także układ przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom, dlatego system kierowania ogniem należy przebadać w warunkach poligonowych. Badania poligonowe pomogą odzwierciedlić rzeczywiste warunki pracy systemu kierowania ogniem. System może być narażony na zakłócenia układów pomiarowych, a także dodatkowe drgania mechaniczne podczas strzelania, które mogą mieć negatywny wpływ na układy sterowania, jednak zaprojektowane układy filtrujące powinny skutecznie przeciwdziałać zakłóceniom.

8. Implementacja systemu kierowania ogniem

System kierowania ogniem, w ramach tej rozprawy doktorskiej został opracowany i przebadany symulacyjnie, a następnie zaimplementowany na komputerze pokładowym Przeciwlotniczego Zestawu Rakietowo-Artyleryjskiego przy użyciu języka C++. Oprogramowanie jednostki ogniowej zbudowane jest modułowo umożliwiając niezależną współpracę poszczególnych elementów systemu. Wykorzystując sterowniki poszczególnych urządzeń, system kierowania ogniem zbiera informacje z całości systemu, a następnie w zależności od wybranego trybu pracy realizuje określone funkcje układów sterowania.

8.1. Biblioteki i narzędzia

Uwzględniając budowę oprogramowania jednostki ogniowej, system kierowania ogniem wykorzystuje niezbędne dedykowane biblioteki do komunikacji z urządzeniami całego systemu, które również zostały opracowane w ramach tej rozprawy doktorskiej.

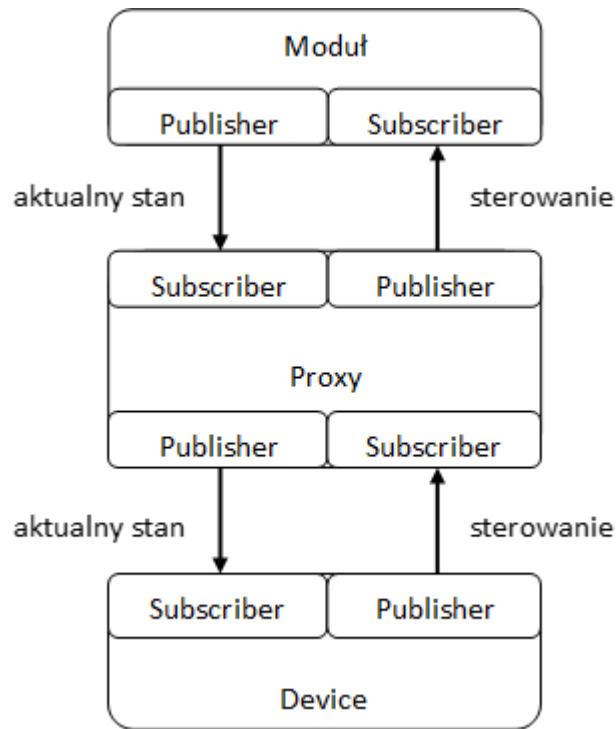
8.1.1. Biblioteka ZMQ

ZeroMQ jest asynchroniczną biblioteką przeznaczoną do komunikacji międzyprocesowej, wykorzystywaną w aplikacjach rozproszonych lub współbieżnych. Zaletą biblioteki ZMQ jest możliwość pracy bez dedykowanego brokera komunikatów. ZMQ posiada wiele możliwości komunikacyjnych, które zapewniają niezbędną wymianę komunikatów pomiędzy poszczególnymi elementami systemu.

W projekcie wykorzystywane są trzy elementy z biblioteki ZMQ

- **Publisher** – publikuje komunikaty z określonym tematem (PUB). Jeśli proces piszący nie ma zasubskrybowanych procesów (SUB) to wszystkie wiadomości jakie wysyła przepadają.
- **Subscriber** – zapisuje się do grupy odczytując komunikaty wyłącznie zawierające tematy do których subskrypcji jest zapisany (SUB). Procesy mogą filtrować wiadomości jakie do nich przychodzą.
- **Proxy** – element przekazujący, może odczytywać informacje z jednego elementu ZMQ i wpisywać do innego wszystkie wchodzące dane (PROXY).

System opiera się na schemacie Publisher – Subscriber, w związku z czym wszystkie elementy systemu publikują informacje o swoim stanie oraz mają możliwość odbierania stanów wymuszonych i stanów innych elementów systemu. Dodatkowo zastosowany został element pośredniczący, umożliwiający podłączenie do jednego modułu wielu Publisherów oraz wielu Subscriberów.

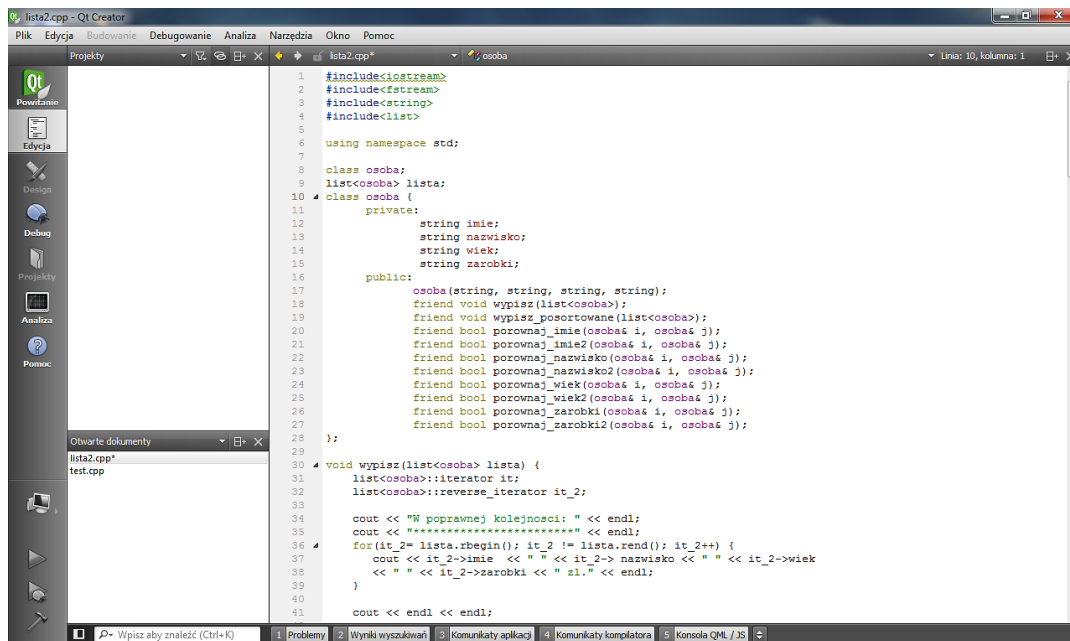


Rys. 76. Struktura komunikacji systemu

(Subscriber – odbiorca komunikatów, Publisher – nadawca komunikatów)

8.1.2. Środowisko Qt

Środowisko Qt jest środowiskiem programistycznym umożliwiającym projektowanie i programowanie zarówno aplikacji konsolowych jak i graficznych. Główną zaletą środowiska Qt jest możliwość budowania zaprojektowanych aplikacji na różnych platformach. Biblioteka charakteryzuje się w pełni obiektową architekturą, jak również zaawansowaną implementacją elementów interfejsu graficznego użytkownika oraz mechanizmem obsługi zdarzeń (sygnał – slot). Dodatkowym elementem składającym się na środowisko jest oprogramowanie QtCreator umożliwiające edycję projektowanych rozwiązań. Środowisko posiada wbudowany kompilator języka C++, umożliwiając budowanie i uruchamianie w środowisku testowym projektowanych aplikacji.



Rys. 77. Zobrazowanie oprogramowania Qt Creator

8.2. Algorytmy sterowania

Układy sterowania poszczególnych trybów pracy zostały zaimplementowane w module systemu kierowania ogniem. Zostały opracowane klasy obsługujące regulatory PID z możliwością zmiany poszczególnych parametrów układu, w celu możliwości dopasowania regulatora do poszczególnych trybów pracy.

Elementy wejściowe:

- **Współczynnik K_p** – wzmacnienie członu proporcjonalnego
- **Współczynnik K_i** – wzmacnienie członu całkującego
- **Współczynnik K_d** – wzmacnienie członu różniczkującego
- **Współczynnik N** – współczynnik filtru członu różniczkującego
- **Ograniczenia sterowania** – wartość maksymalna i minimalna wyjściowego sygnału sterującego
- **Czas próbkowania**

Elementy wyjściowe:

- **Wartość sygnału sterującego** – ograniczona wartość sygnału sterującego regulatora PID

W skład układu sterowania wchodzi dodatkowo programowy filtr dolnoprzepustowy. Implementacja filtru została opracowana w sposób zbliżony do regulatora PID. Klasa realizująca funkcję filtru dolnoprzepustowego umożliwia zmianę parametrów.

Elementy wejściowe:

- **Współczynnik filtru** – parametr określający działanie filtru
- **Aktualna wartość wejściowa** – aktualna wartość wejściowa do filtracji

Elementy wyjściowe:

- **Wartość wyjściowa po filtracji**

Zarówno regulator PID jak i filtr dolnoprzepustowy posiada osobną instancję dla poszczególnych trybów pracy oraz dla płaszczyzn ruchu efektorów (azymut i elewacja).

9. Badania poligonowe systemu kierowania ogniem PZRA

Algorytm systemu kierowania ogniem wraz z pełnym oprogramowaniem jednostki ogniowej został przebadany w warunkach poligonowych. Badania zostały przeprowadzone na Centralnym Poligonie Sił Powietrznych w Ustce w lipcu 2019 r. Wykorzystując różne rodzaje środków napadu powietrznego system kierowania ogniem został sprawdzony w różnych parametrach pracy, zarówno dla dużych prędkości kątowych, jak i dla małych. Dodatkowo zostało wykonane sprawdzenie poprawności działania systemu podczas oddziaływania artyleryjskiego.

9.1. Metodyka badań poligonowych

Badania poligonowe na Centralnym Poligonie Sił Powietrznych w Ustce obejmowały zakres śledzenia, a także oddziaływania ogniowego do obiektów powietrznych. Podczas badań poligonowych przeprowadzono sprawdzenia dokładności śledzenia, a także zachowania układów sterowania podczas oddziaływań, wykorzystując różne typy obiektów powietrznych.

Podczas badań sprawdzono dokładności śledzenia obiektów:

- **Samolot Hercules**
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem defiladowym – odległość około 5000 m – prędkość około 100 m/s
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem spotkaniowym, część trajektorii ruchu poza granicą bezpieczeństwa w elewacji – odległość około 5000 m – prędkość około 100 m/s
- **Samolot SU – 22**
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem defiladowym – odległość około 1000 m – prędkość około 250 m/s
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem defiladowym z przelicznikiem balistycznym, część trajektorii ruchu poza granicami bezpieczeństwa w elewacji – odległość około 2500 m – prędkość około 250 m/s
 - Śledzenie celu poruszającego się kursespotkaniowym, część trajektorii ruchu poza granicami bezpieczeństwa poligonu w elewacji – odległość około 2500 m – prędkość około 250 m/s
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem spotkaniowym z przelicznikiem balistycznym – odległość około 2500 m – prędkość około 250 m/s
- **Bezzałogowy Statek Latający**
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem defiladowym – odległość do 100 m – prędkość około 15 m/s
 - Śledzenie celu poruszającego się kursem defiladowym z przelicznikiem balistycznym – odległość do 100 m – prędkość około 15 m/s

- **Bezzałogowy Statek Latający – Szerszeń**
 - Oddziaływanie ogniowe na cel poruszający się kursem defiladowym z przelicznikiem balistycznym – odległość około 1500 m – prędkość około 50 m/s

- **Imitator ICP-1**
 - Oddziaływanie ogniowe na cel opadający z przelicznikiem balistycznym – odległość około 1800 m – prędkość około 10 m/s

- **Imitator ICP-R**
 - Oddziaływanie ogniowe na cel poruszający się kursem defiladowym z przelicznikiem balistycznym – odległość około 1800 m – prędkość około 300 m/s

9.2. Charakterystyka celów powietrznych

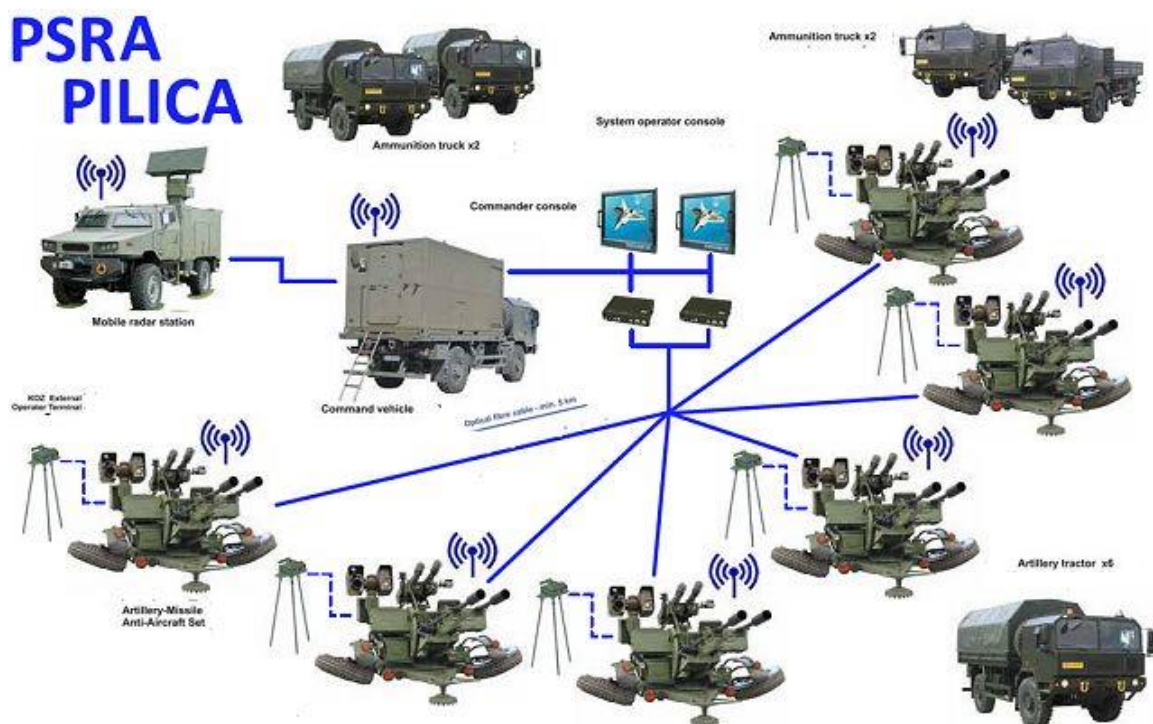
Badania poligonowe przeprowadzone zostały z wykorzystaniem obiektów powietrznych, posiadających różne parametry techniczne. Obiekty poruszały się z różną prędkością, charakteryzowały się różnym rozmiarem oraz trajektorią ruchu. Dodatkowo każdy z wykorzystanych obiektów posiadał inne właściwości, umożliwiając sprawdzenie poprawności obserwacji i śledzenia obiektów wykorzystując kamerę telewizyjną jak i termowizyjną.

Tabela 2. Charakterystyka celów powietrznych

Typ celu	Opis	Wymiary	Maksymalna prędkość
Samolot Hercules	Średni czterosilnikowy wojskowy samolot transportowy o napędzie turbośmigłowym	rozpiętość – 40 m, długość – 30 m, wysokość – 12 m	610 km/h (170 m/s)
Samolot SU-22	Samolot myśliwsko-bombowy, średniopłat o zmiennej geometrii skrzydeł	rozpiętość – 13 m długość – 19 m wysokość – 5 m	2230 km/h (620 m/s)
Bezzałogowy Statek Latający	Niewielki samolot bezzałogowy sterowany zdalnie	rozpiętość – 0,3 m długość – 0,3 m wysokość – 0,15 m	50 km/h (15 m/s)
Bezzałogowy Statek Latający – Szerszeń z rękawem	Samolot bezzałogowy imitujący ostrzał do ciągniętego przez cel rękawa strzeleckiego z czujnikami trafień	rozpiętość – 3,2 m długość – 1,7 m wysokość – 0,3 m	180 km/h (50 m/s)
Imitator celu powietrznego ICP-1	Imitator celu jako poruszający się punkt świetlny oraz źródło promieniowania cieplnego	średnica – 57 mm długość – 1,1 m	1422 km/h (395 m/s)
Imitator celu powietrznego ICP-R	Imitator celu jako poruszające się źródło promieniowania cieplnego, opadające na spadochronie	średnica – 57 mm długość – 1,1 m	1422 km/h (395 m/s)

9.3. Badania poligonowe

Badania poligonowe przeprowadzone zostały w Centralnym Poligonie Sił Powietrznych w Ustce. Podczas dwutygodniowych badań system PSRA Pilica został poddany szeregowi badań funkcjonalnych. Przeciwlotniczy System Raketowo-Artyleryjski składa się z 6 jednostek ogniowych, stanowiska dowodzenia wraz z stacją radiolokacyjną. Dodatkowo każda jednostka ogniowa wyposażona jest również w przenośną konsolę zdalnego sterowania (Rys. 78. Struktura systemu PSRA Pilica [24]Rys. 78).



Rys. 78. Struktura systemu PSRA Pilica [24]

Łączność pomiędzy poszczególnymi węzłami systemu realizowana jest w sposób przewodowy (połączenia światłowodowe, elektryczne), a także bezprzewodowych (radiostacje szerokopasmowe). Jednostka ogniowa może funkcjonować osobno, jednak w całym systemie posiada dostęp do większej ilości informacji pozwalających na skuteczną ochronę ważnych obiektów.

W zgrupowaniu wzięły udział dwie opisywane w ramach rozprawy jednostki ogniowe, a także system dowodzenia ze stacją radiolokacyjną. Jedna z jednostek ogniowych usytuowana była na ziemi, natomiast druga na specjalnej platformie na samochodzie Jelcz (Rys. 79).



Rys. 79. Jednostki na stanowisku ogniowym

Podczas badań poligonowych przeprowadzone zostały badania autorskiego systemu kierowania ogniem, który został w całości opracowane w ramach niniejszej rozprawy doktorskiej. Celem badań było określenie dokładności śledzenia dla obiektów powietrznych o różnej budowie, a także różnych parametrach ruchu (prędkości, przyspieszeń).

Podstawowym trybem pracy jednostek ogniowych była współpraca ze stanowiskiem nadrzędnym (praca autonomiczna). Na podstawie wykrytych poprzez stację radiolokacyjną obiekty, stanowisko dowodzenia przekazywało informacje o celach do konkretnych jednostek ogniowych. Na podstawie otrzymanych informacji, operator po zatwierdzeniu postawionych zadań był automatycznie przekierowywany na wskazany obiekt. Następnie, po rozpoczęciu śledzenia poprzez operatora, realizowane było automatyczne śledzenie obiektów (system kierowania ogniem) oraz, w poszczególnych etapach zgrupowania, strzelanie do wskazanych celów (Rys. 80).



Rys. 80. Strzelanie do bezzałogowego statku powietrznego Szerszeń (w dzień)

Dodatkowym elementem badanym podczas zgrupowania poligonowego był graficzny interfejs użytkownika, który również jest autorskim rozwiązaniem. W ramach badań poligonowych przetestowane została również funkcjonalność interfejsu.

Badania poligonowe przeprowadzone zostały zarówno w dzień jak i w nocy (Rys. 81), aby określić zdolność działania systemu w różnych warunkach. Strzelania wykonywano krótkimi seriami (maksymalnie 10), aby zapobiec niekontrolowanym przemieszczeniom jednostki ogniowej. Dodatkowo krótkie serie umożliwiły utrzymanie stabilności układu podczas przesłonięcia celu gazami prochowymi. Podczas strzelań bojowych zarówno w dzień jak i w nocy, używana była amunicja smugowa, w celu łatwiejszej oceny prowadzonych badań na bieżąco.

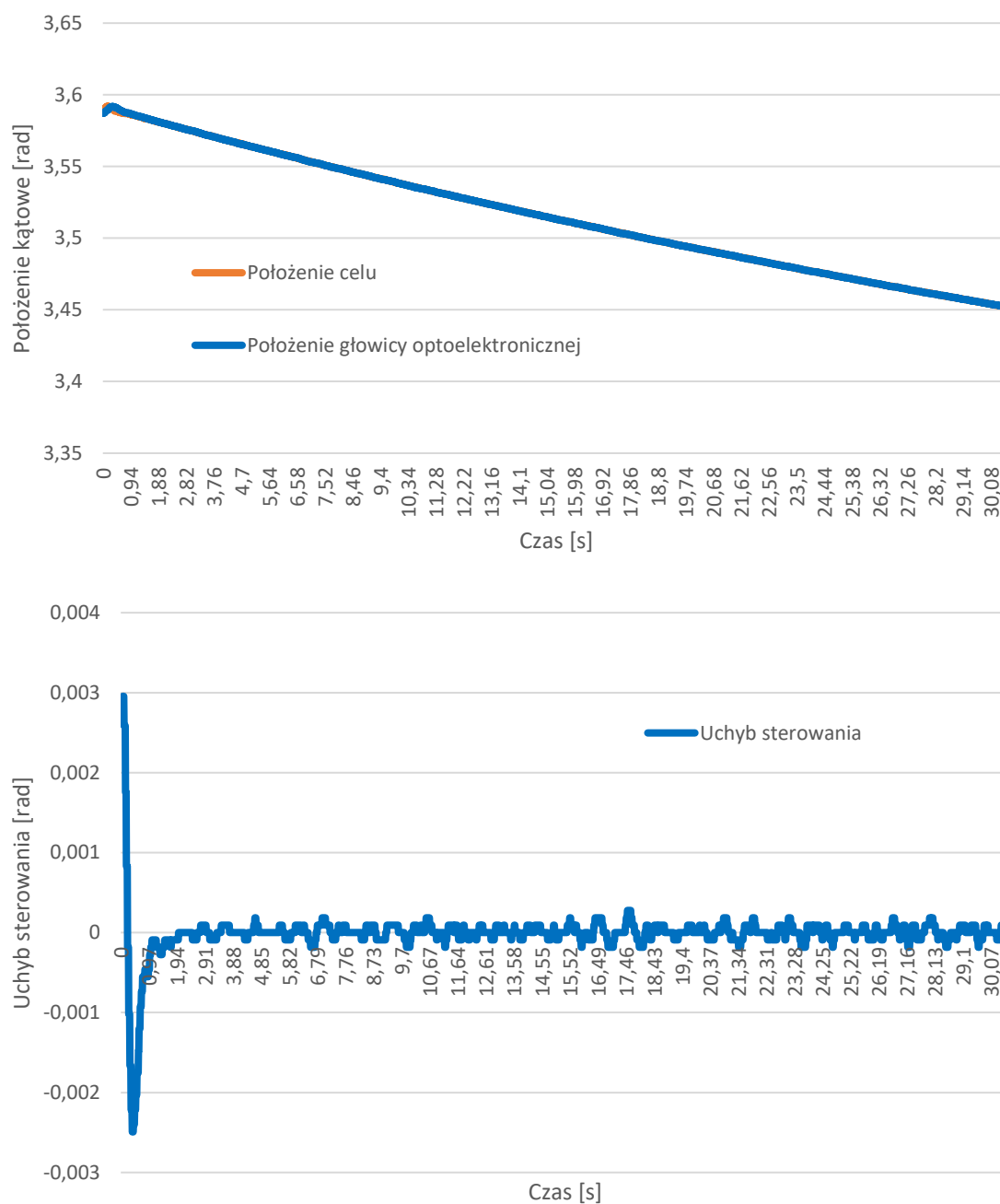


Rys. 81. Strzelania bojowe w nocy.

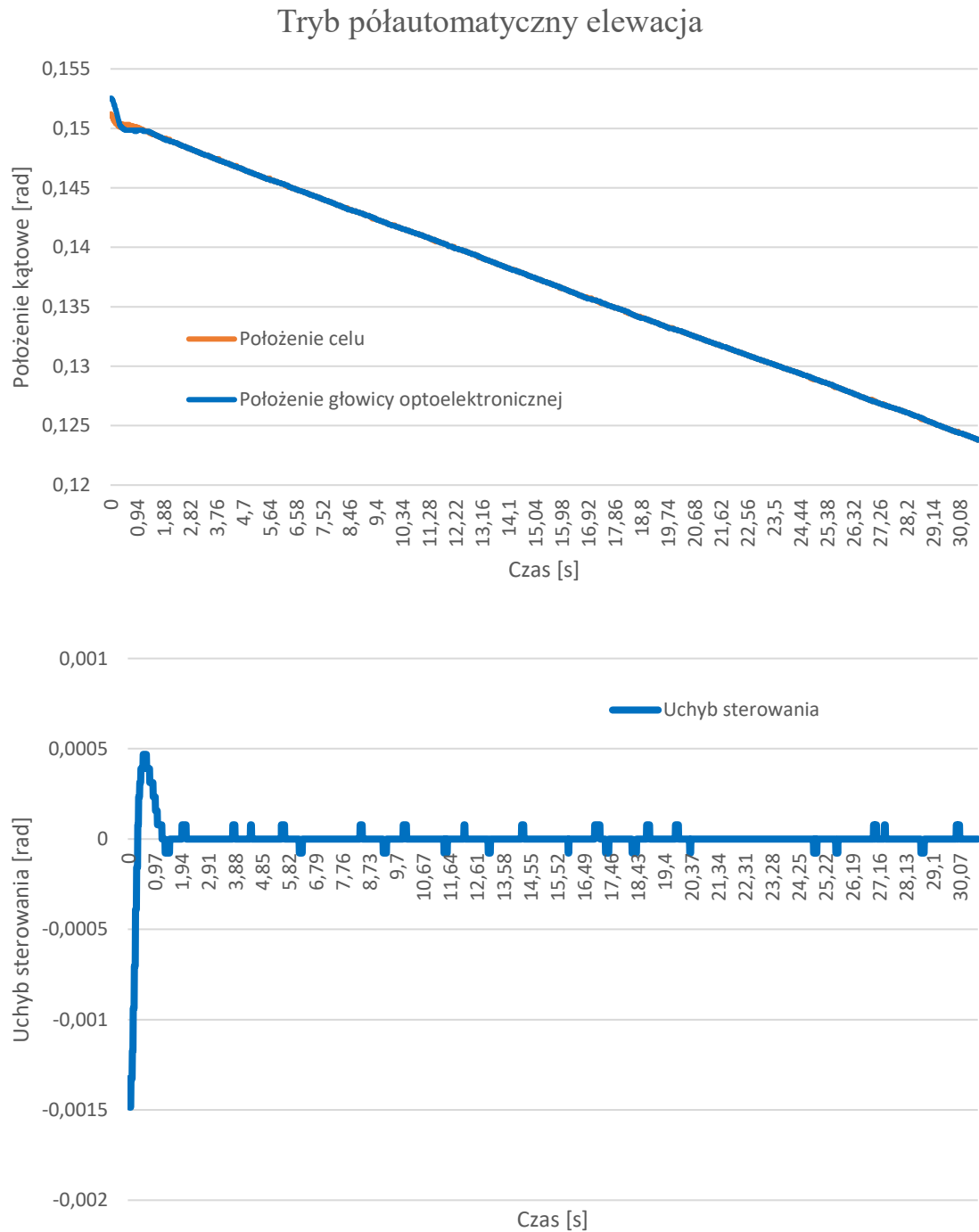
Wynikiem przeprowadzonych badań poligonowych jest odpowiedź dynamiczna układów sterowania dla poszczególnych trybów pracy. Dodatkowo zwizualizowane zostały uchyby sterowania dla wszystkich odpowiedzi skokowych, aby w łatwiejszy sposób ocenić stabilność układu, a także czas regulacji.

9.3.1. Wyniki badań ruchu defiladowy – śledzenie samolotu Hercules

Tryb półautomatyczny azymut

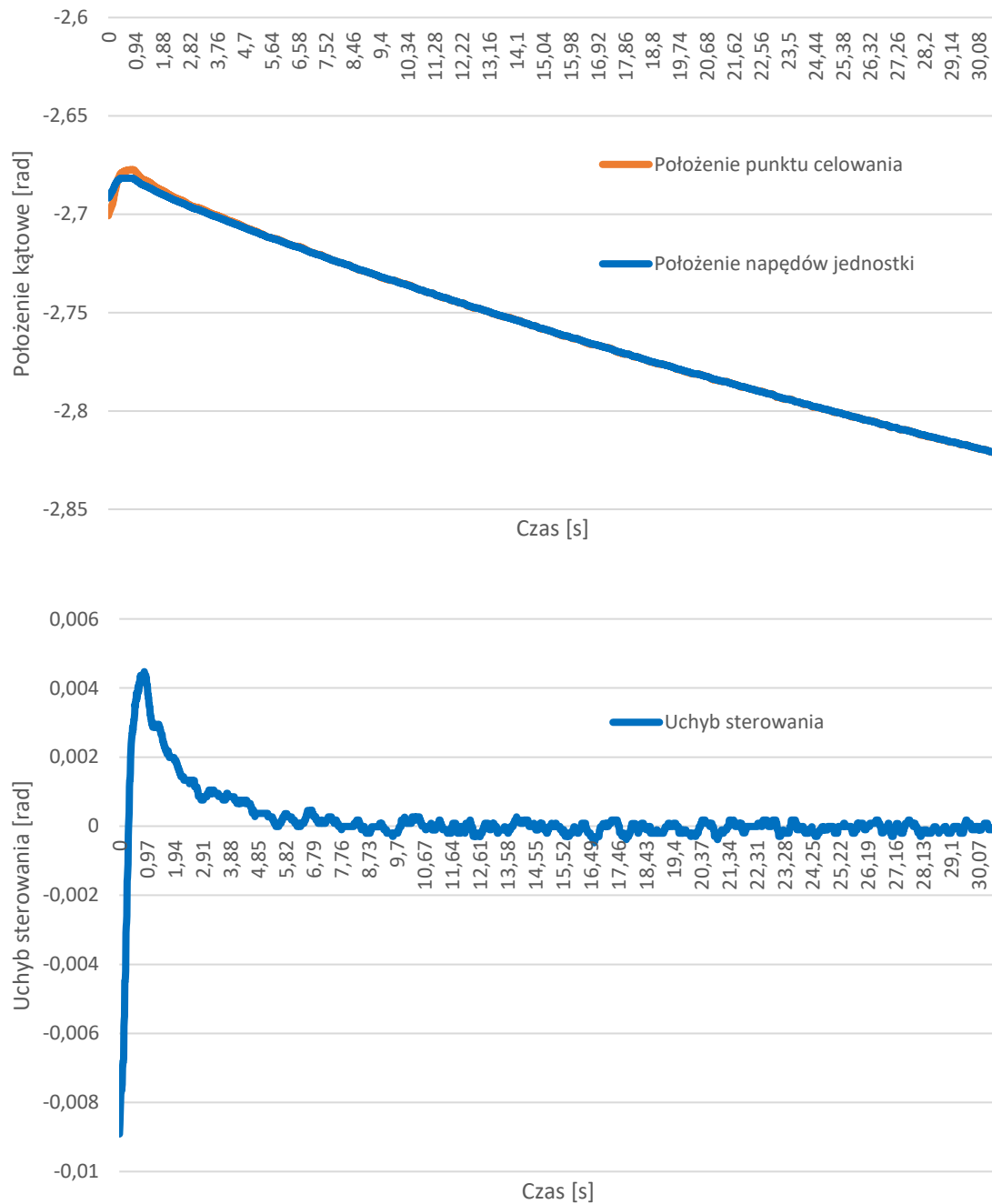


Rys. 82. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu

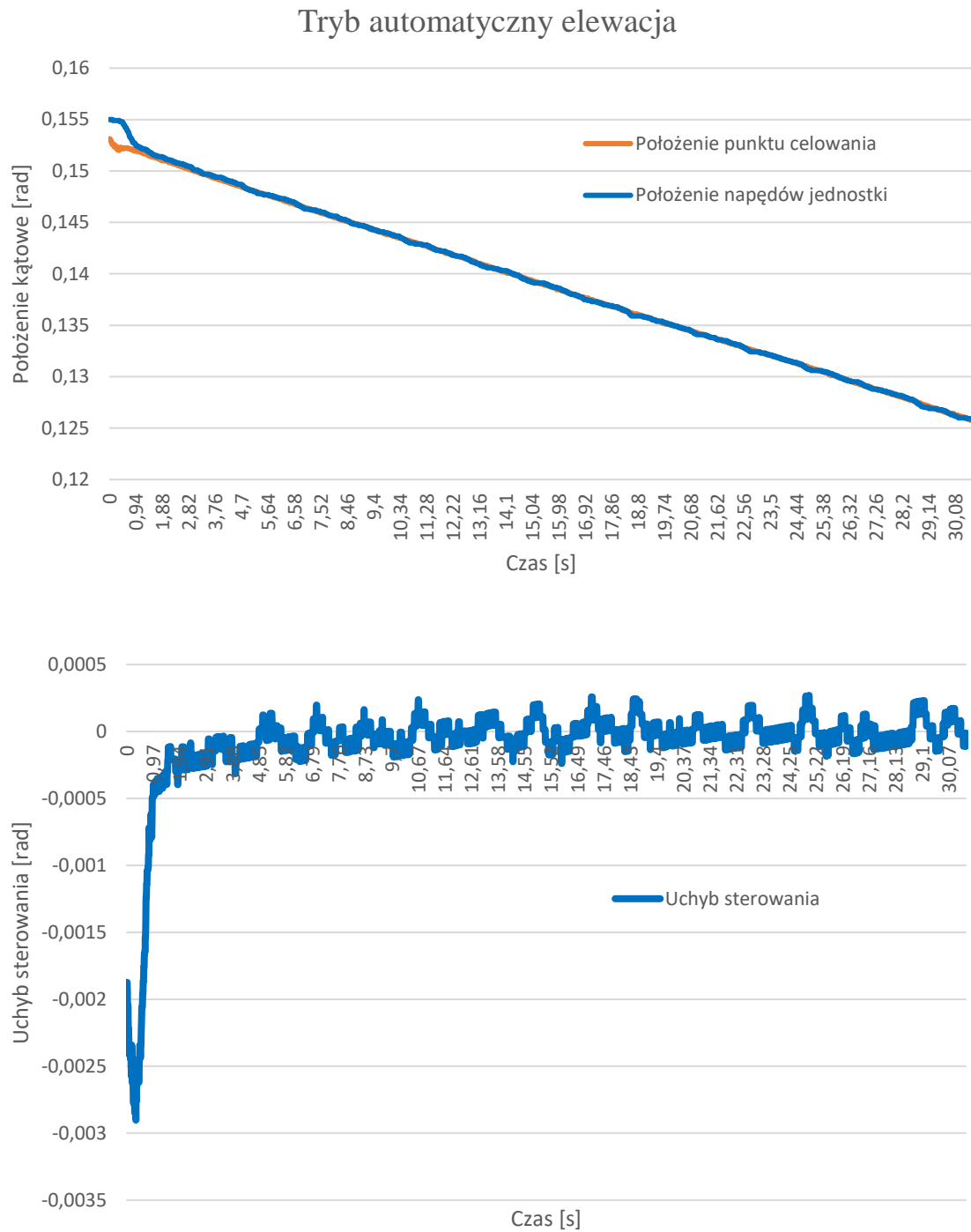


Rys. 83. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu

Tryb automatyczny azymut



Rys. 84. Położenie i uchyb linii celowania (osi armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu



Rys. 85. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu

9.3.2. Opis wyników badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu Hercules

Na podstawie wyników Rys. 82 Rys. 85 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,51 [s]
- Uchyb ustalony – 0,06 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,51 [s]
- Uchyb ustalony – 0,02 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

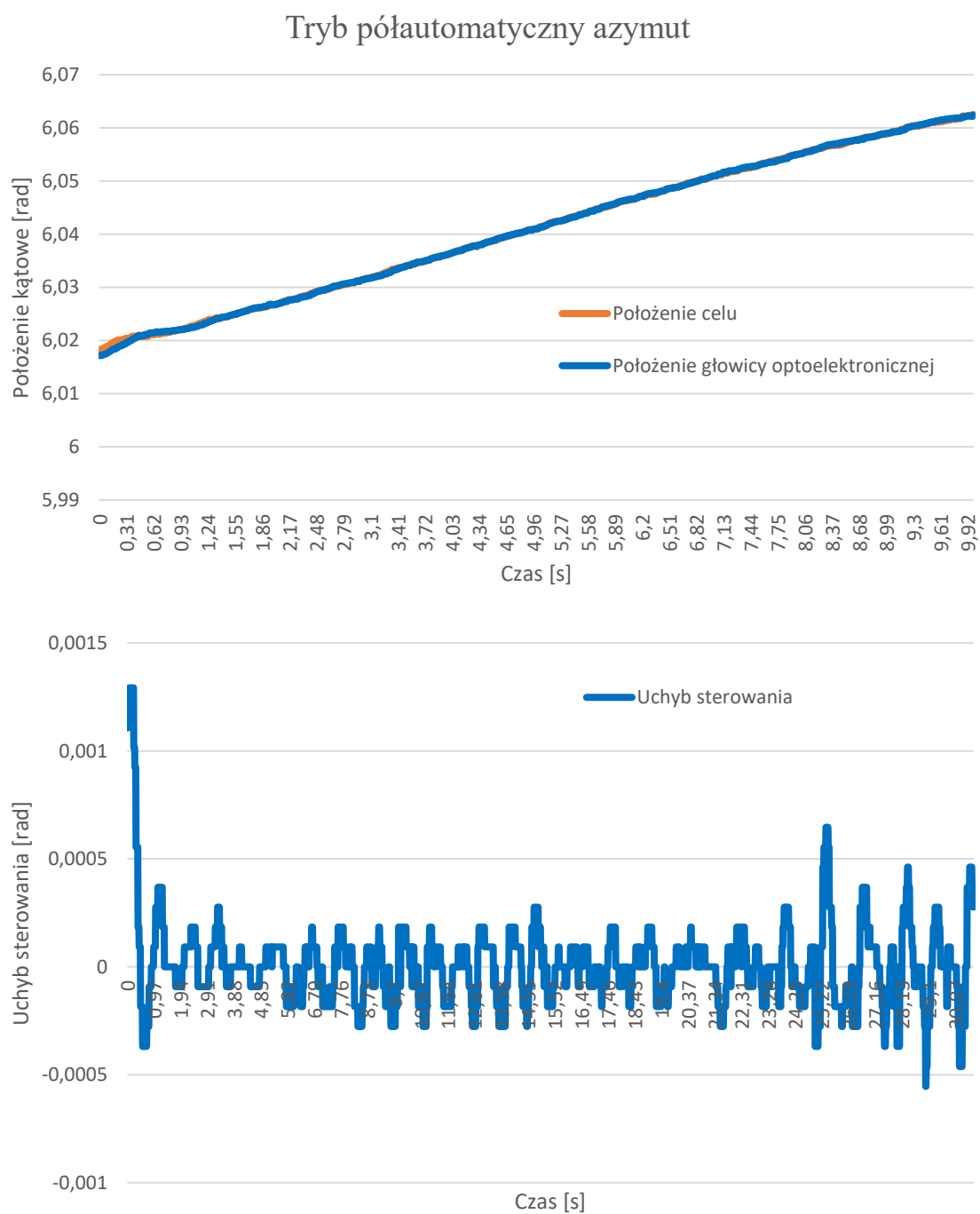
- Czas regulacji – 4,66 [s]
- Uchyb ustalony – 0,19 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

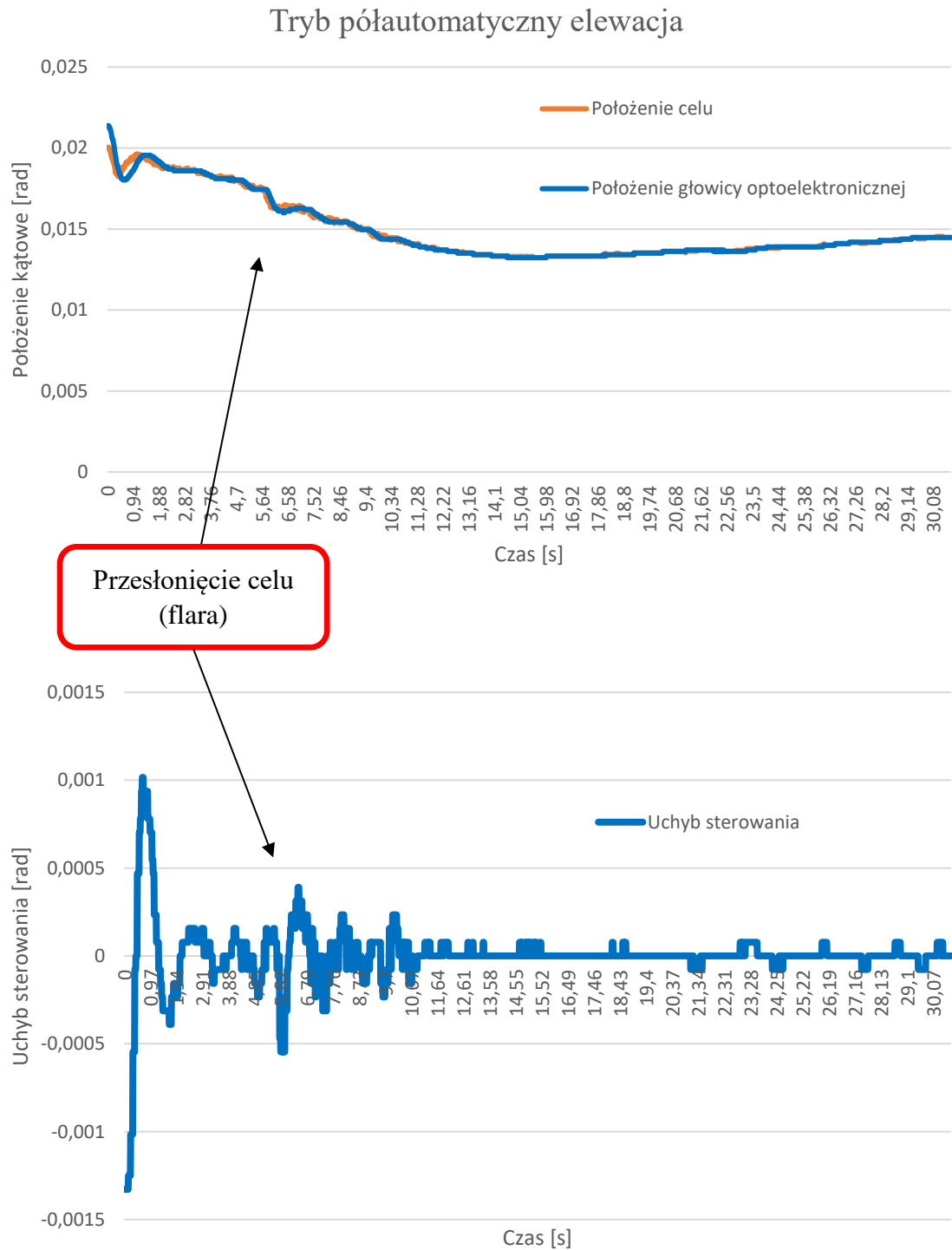
- Czas regulacji – 3,27 [s]
- Uchyb ustalony – 0,1 [mrad]

W powyższym przypadku występuje wydłużony czas regulacji (tryb automatycznym – azymut), jednak spowodowane jest to bardzo małym uchybem początkowym, od którego zależy czas regulacji (czas, po którym uchyb osiąga wartość 2% uchybu początkowego), jednak uchyb ten pozwala na strzelanie do celu od razu po rozpoczęciu śledzenia (mniejszy niż wymagany - 20 mrad). Ze względu na charakter śledzonego obiektu (duża odległość – niskie prędkości), można zwrócić uwagę na bardzo mały uchyb ustalony, który umożliwia celne strzelanie do celu.

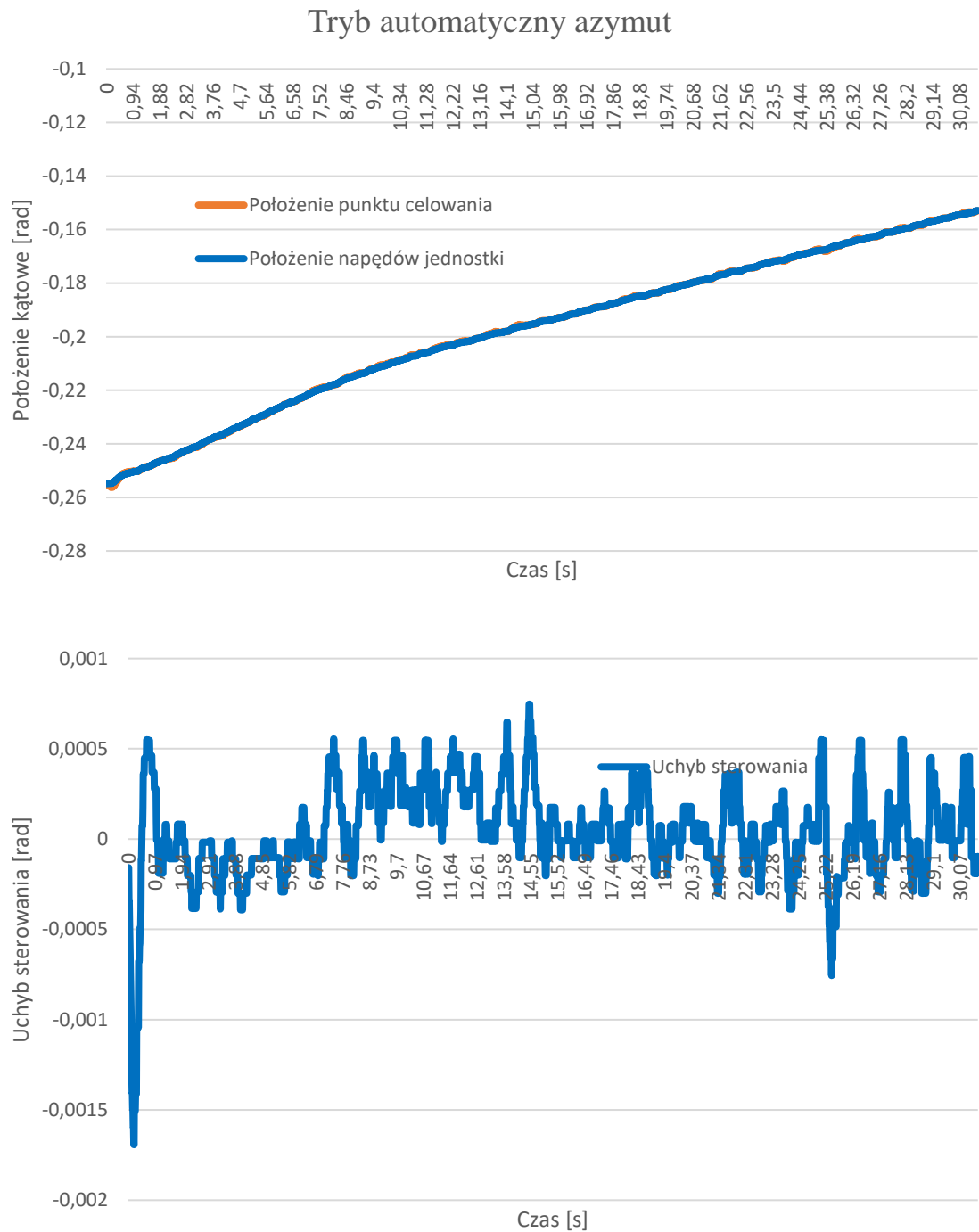
9.3.3. Wyniki badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu Hercules (ruch ograniczony)



Rys. 86. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu

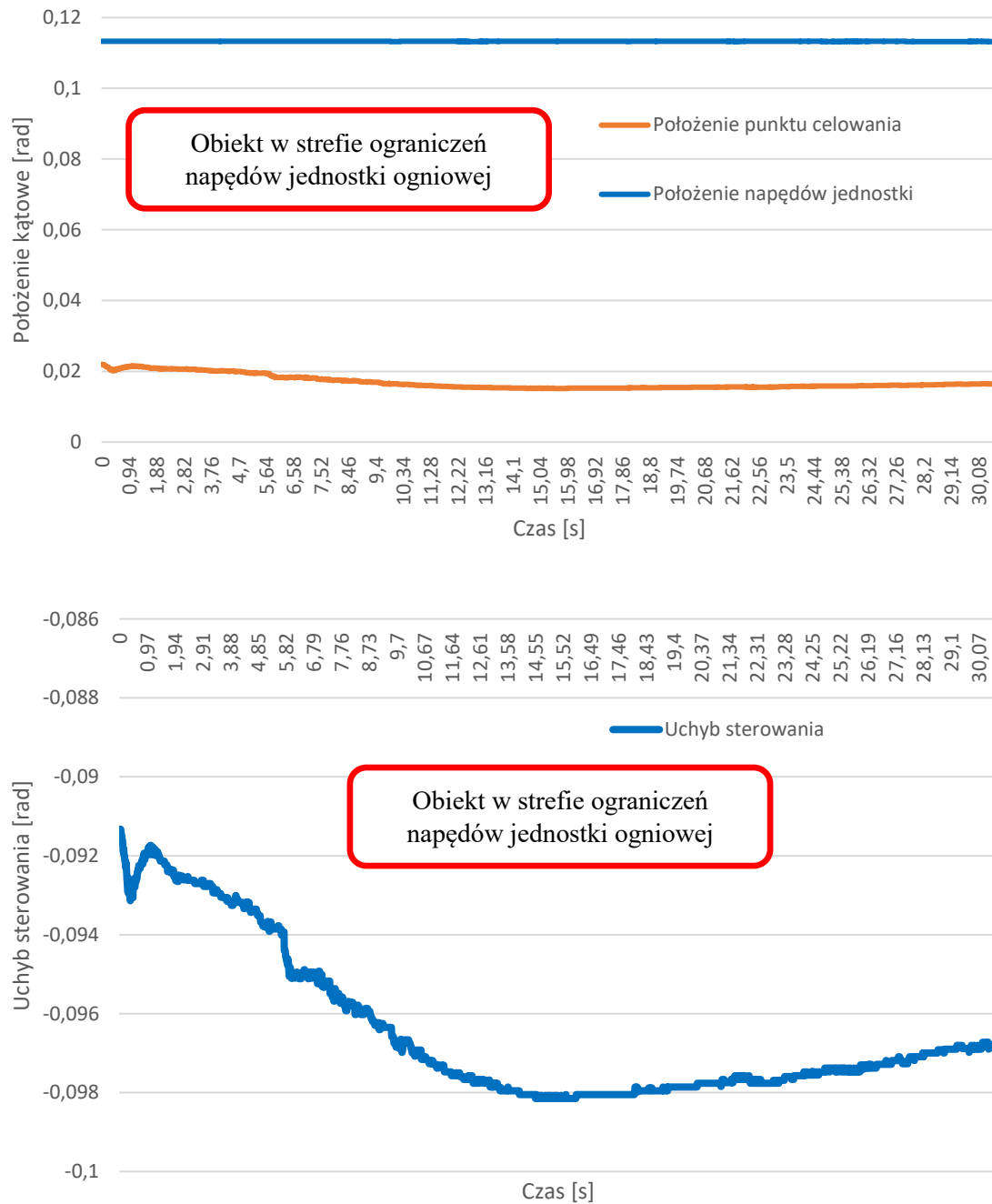


Rys. 87. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym celu



Rys. 88. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 89. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu Hercules w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym celu (ograniczonym)

9.3.4. Opis wyników badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu Hercules

Na podstawie wyników Rys. 86 Rys. 89 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,35 [s]
- Uchyb ustalony – 0,09 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,98 [s]
- Uchyb ustalony – 0,03 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

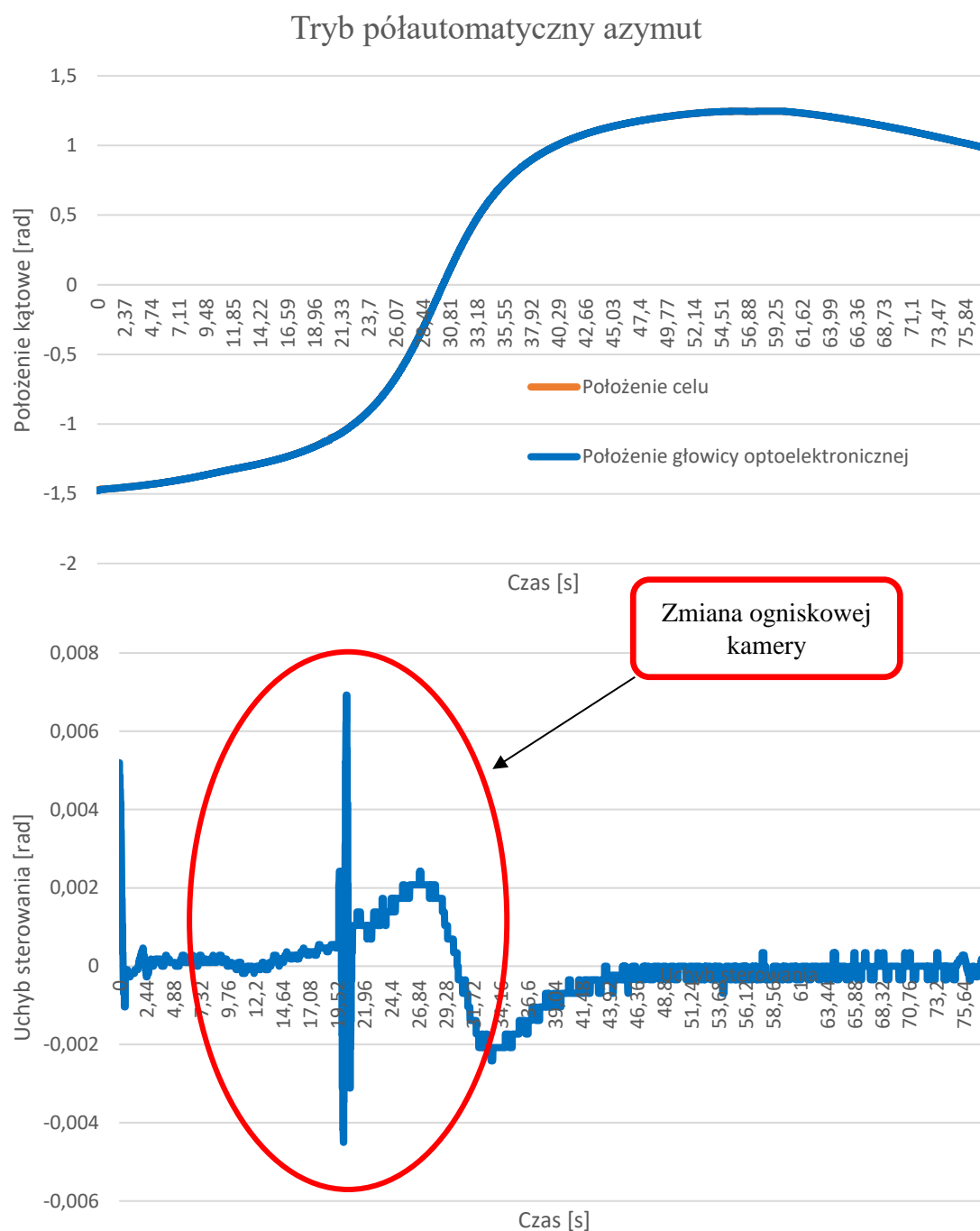
- Czas regulacji – 2,95 [s]
- Uchyb ustalony – 0,17 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

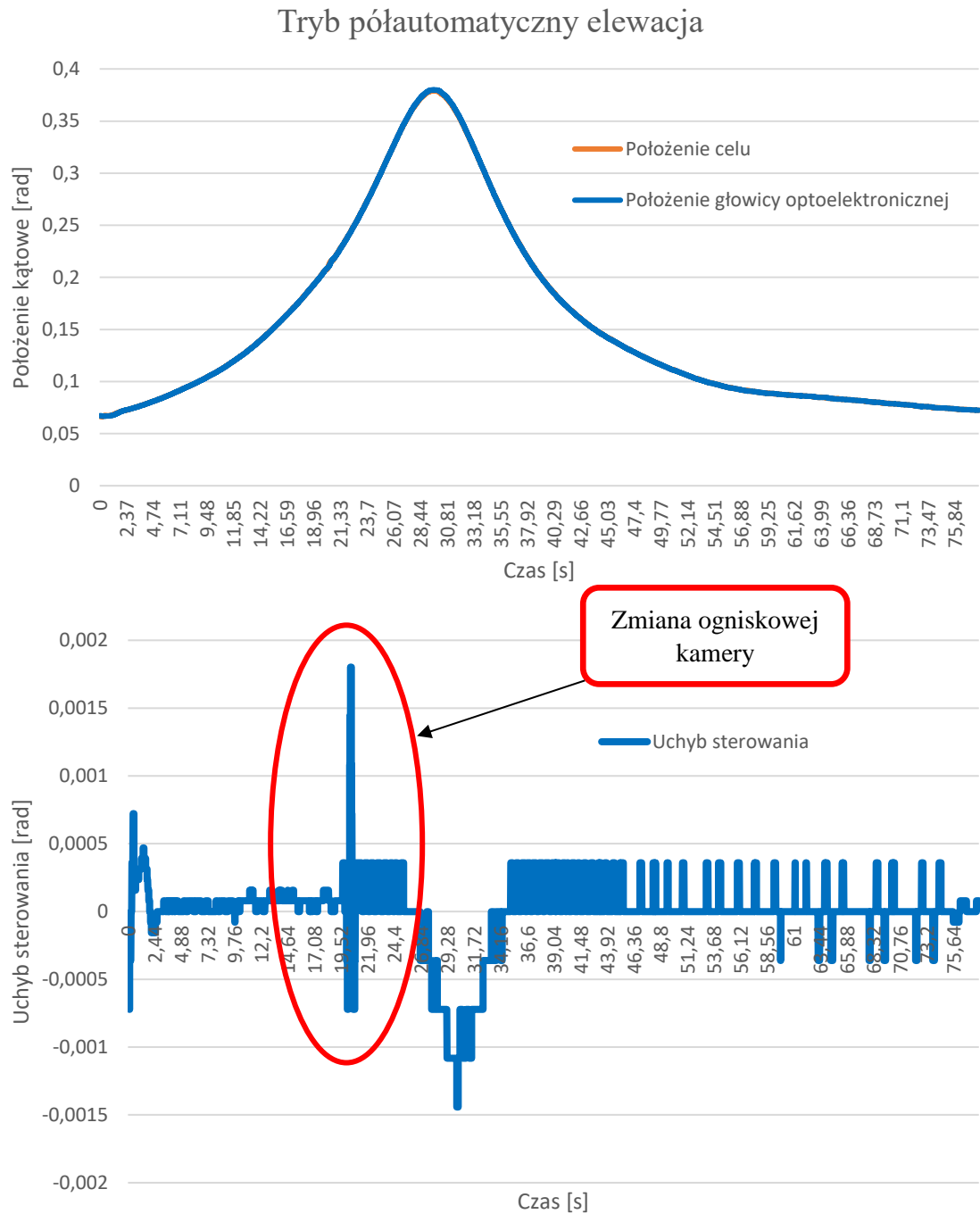
- Czas regulacji – nie określono (ruch ograniczony)
- Uchyb ustalony – nie określono (ruch ograniczony)

W powyższym przypadku można zauważyć działanie filtrów, które podczas przesłonięcia celu poprzez wypuszczoną flarę, pozwalają podtrzymać śledzenie, a także zachować stabilność układu. Dodatkowo, ze względu na wysokość przelotu obiektu, a także ograniczenia mechaniczne jednostki ogniowej, zakres ruchu w trybie automatycznym w elewacji był ograniczony i nie pozwalał na śledzenie obiektu, dlatego też czas regulacji oraz uchyb ustalony nie zostały określone

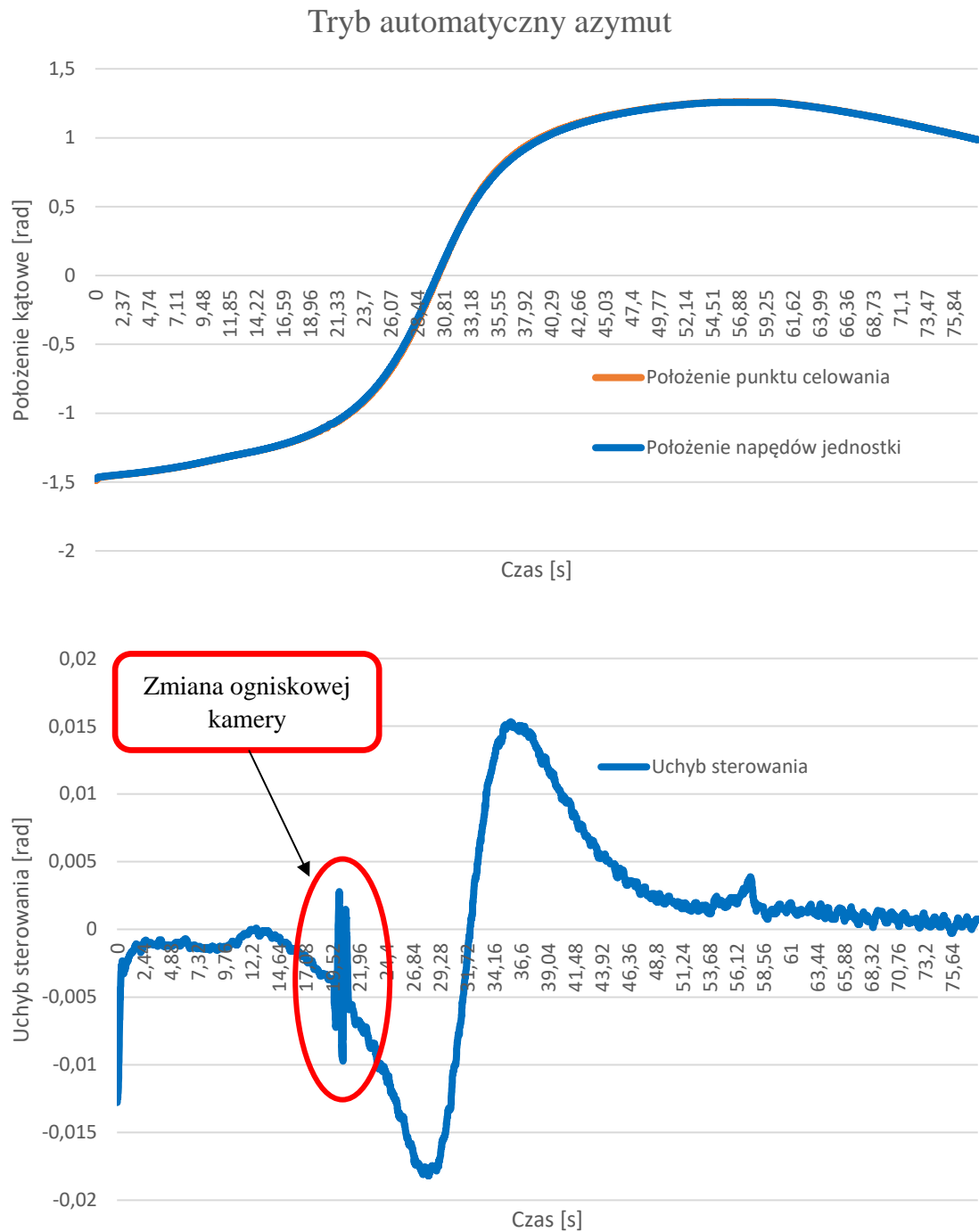
9.3.5. Wyniki badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu SU-22 (ruch ograniczony)



Rys. 90. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu

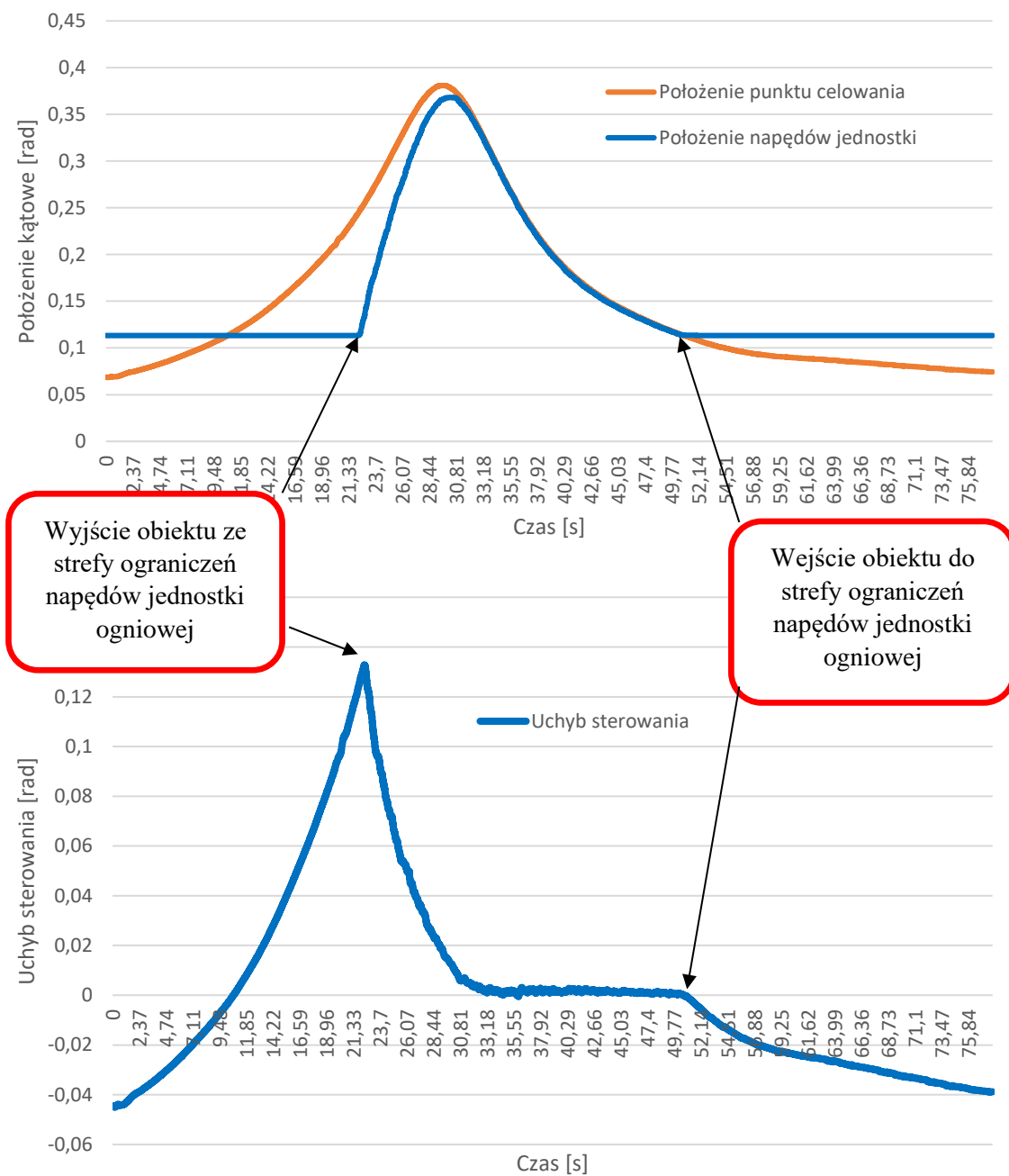


Rys. 91. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu



Rys. 92. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 93. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu (ograniczonym)

9.3.6. Opis wyników badań kurs defiladowy – śledzenie samolotu SU-22

Na podstawie wyników Rys. 90 Rys. 93 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1 [s]
- Uchyb ustalony – 2 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 2,47 [s]
- Uchyb ustalony – 1,5 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

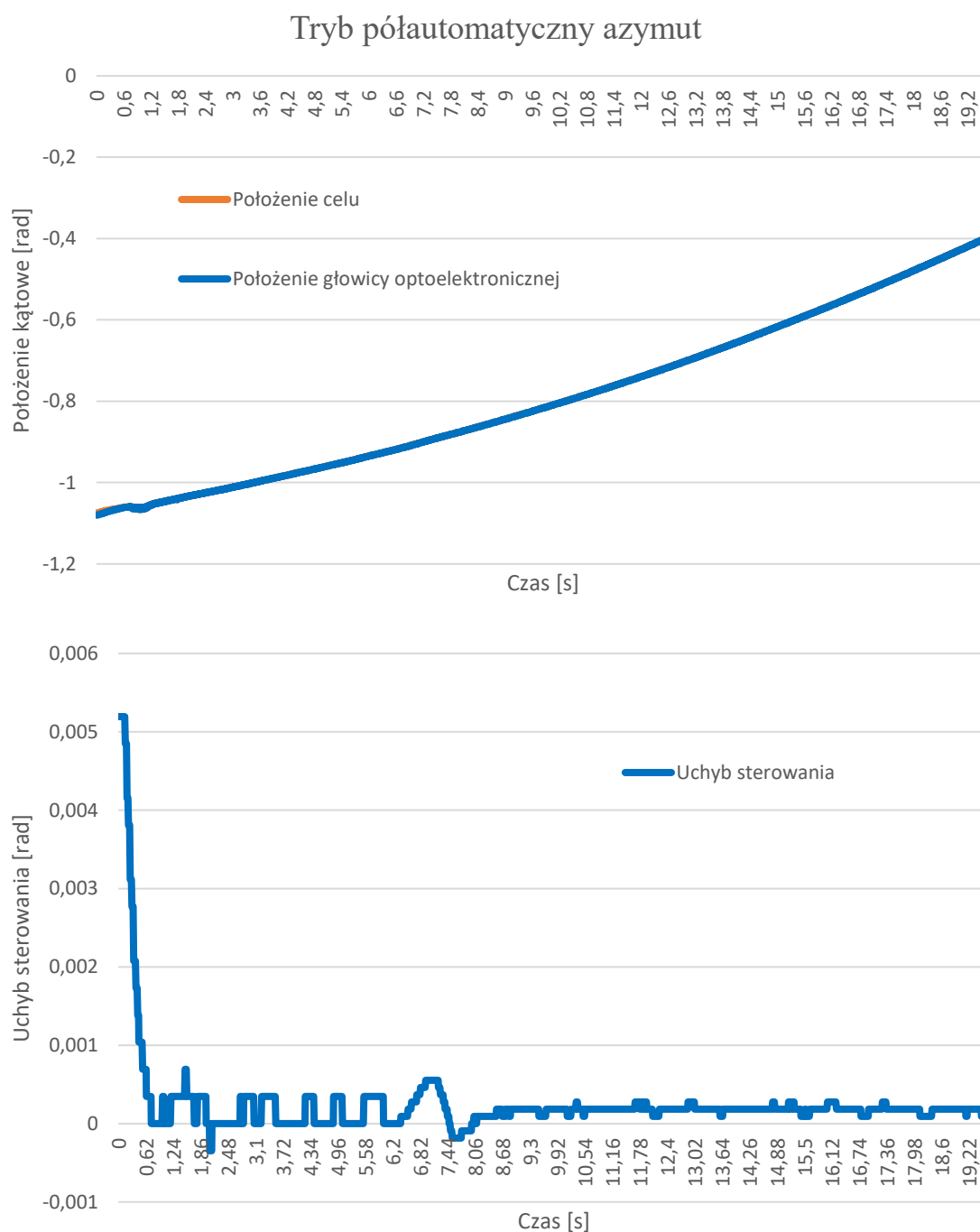
- Czas regulacji – 2,31 [s]
- Uchyb ustalony – 15 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

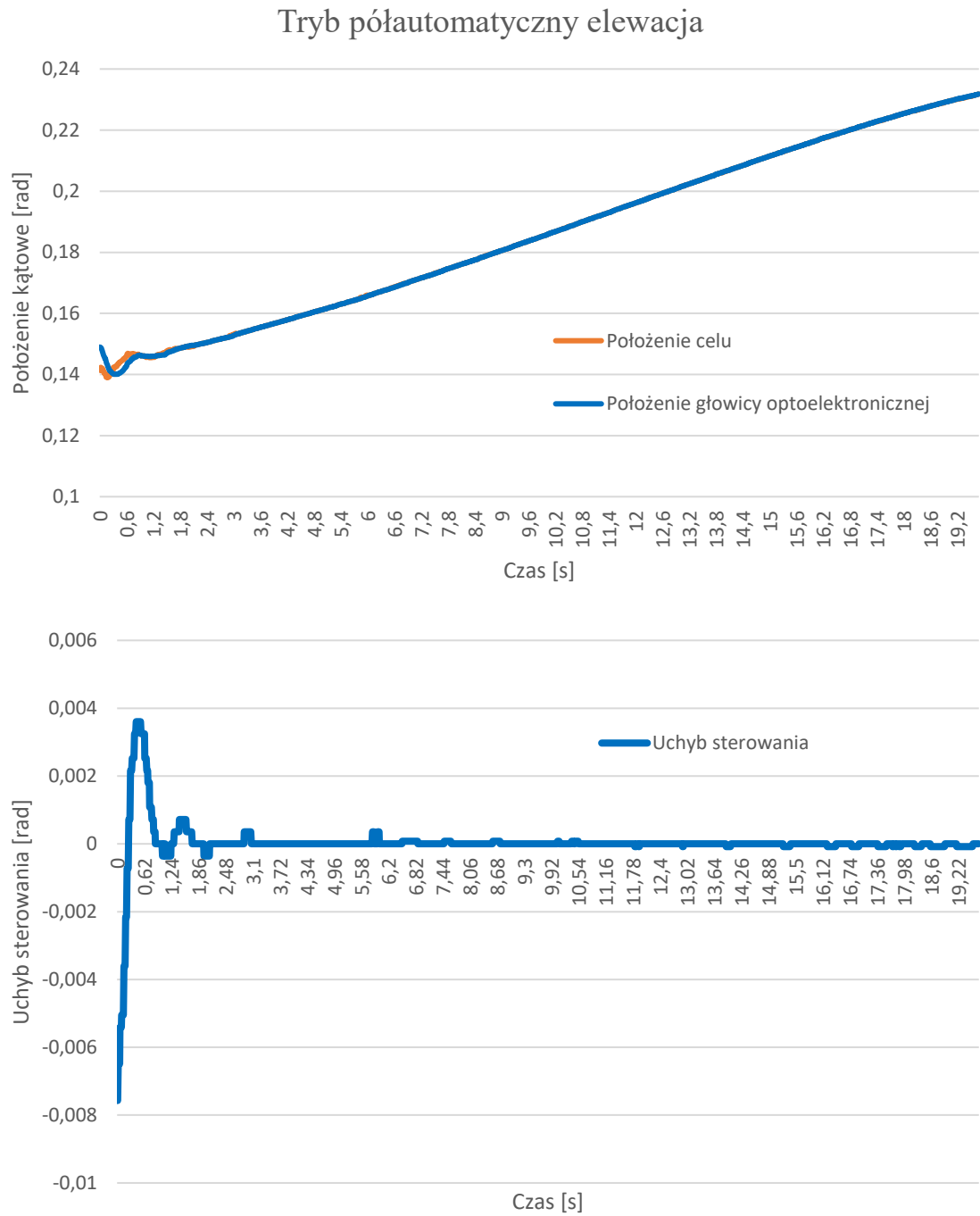
- Czas regulacji – nie określono (ruch ograniczony)
- Uchyb ustalony – nie określono (ruch ograniczony)

W powyższym przypadku można zauważyć dynamikę działania oraz filtrację układu, która podczas zmiany ogniskowej kamery (kąta pola widzenia), pozwala na powrót do poprawnego śledzenia w przeciągu około 1 [s]. Dodatkowo algorytmy umożliwiają zachowanie stabilności po zmianie ogniskowej kamery. Na otrzymanych wykresach widać również wzrost uchybu podczas przelotu samolotu z prędkością rzędu 350 m/s na odległości 1500 m, jednak wartość uchybu chwilowego umożliwia efektywne strzelanie do celu. Ze względu na małą wysokość przelotu samolotu, w trybie automatycznym w elewacji, można zauważyć wyjście jednostki ogniowej z ograniczeń mechanicznych w elewacji i przywrócenie śledzenia obiektu, a także ponowne wejście w strefę ograniczeń

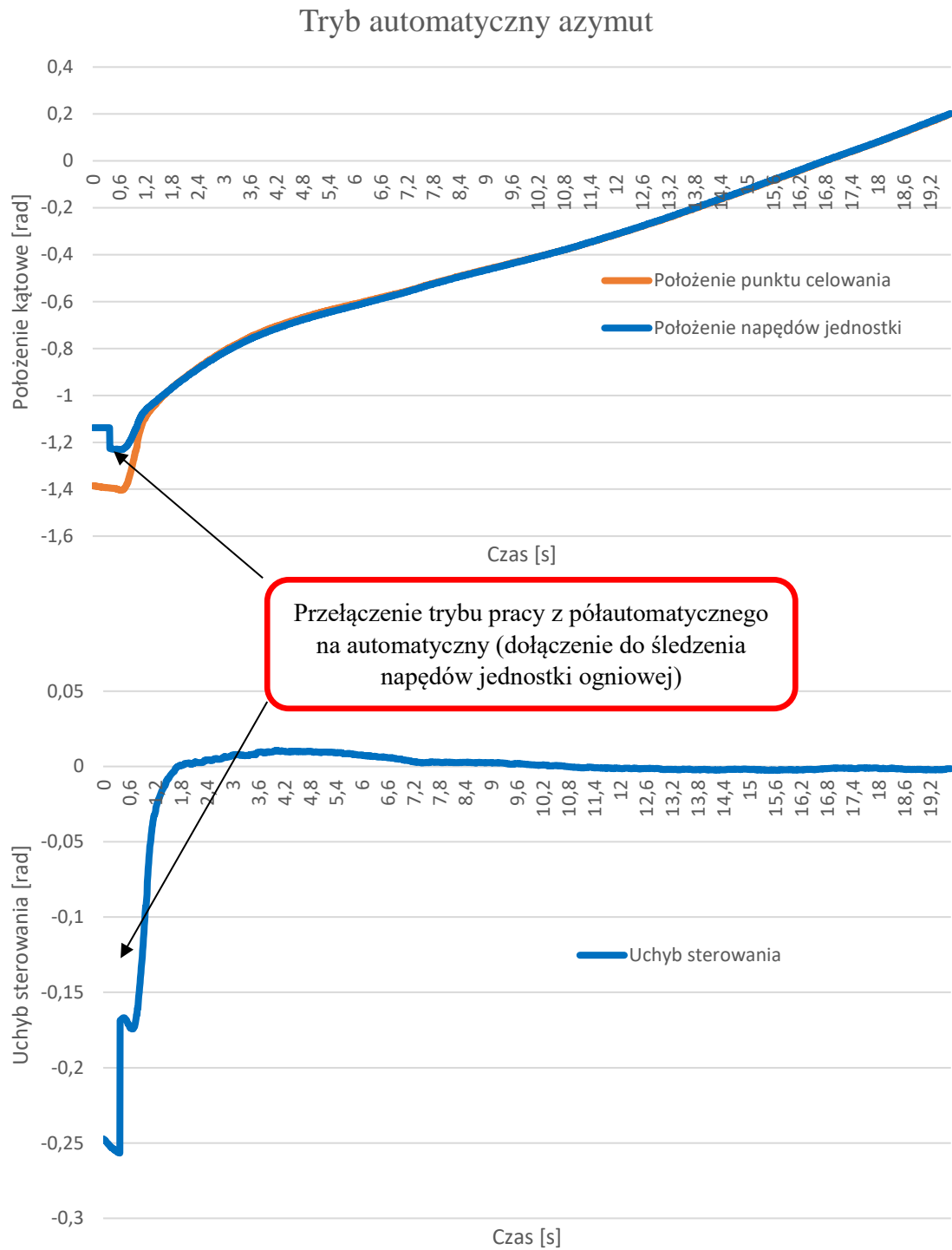
9.3.7. Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22



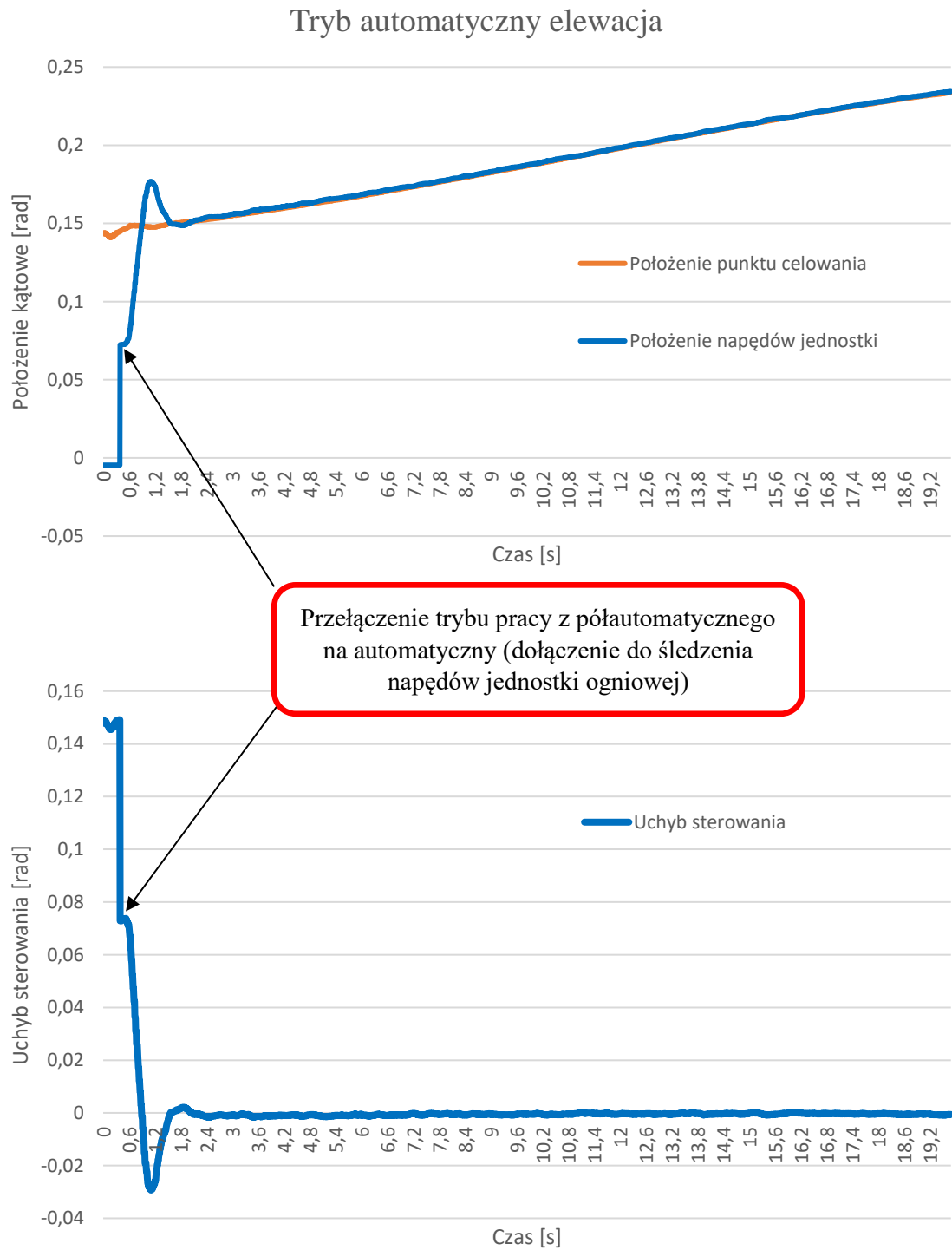
Rys. 94. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu



Rys. 95. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu



Rys. 96. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 97. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.8. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22

Na podstawie wyników Rys. 94 Rys. 97 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,03 [s]
- Uchyb ustalony – 0,18 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 0,83 [s]
- Uchyb ustalony – 0,04 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

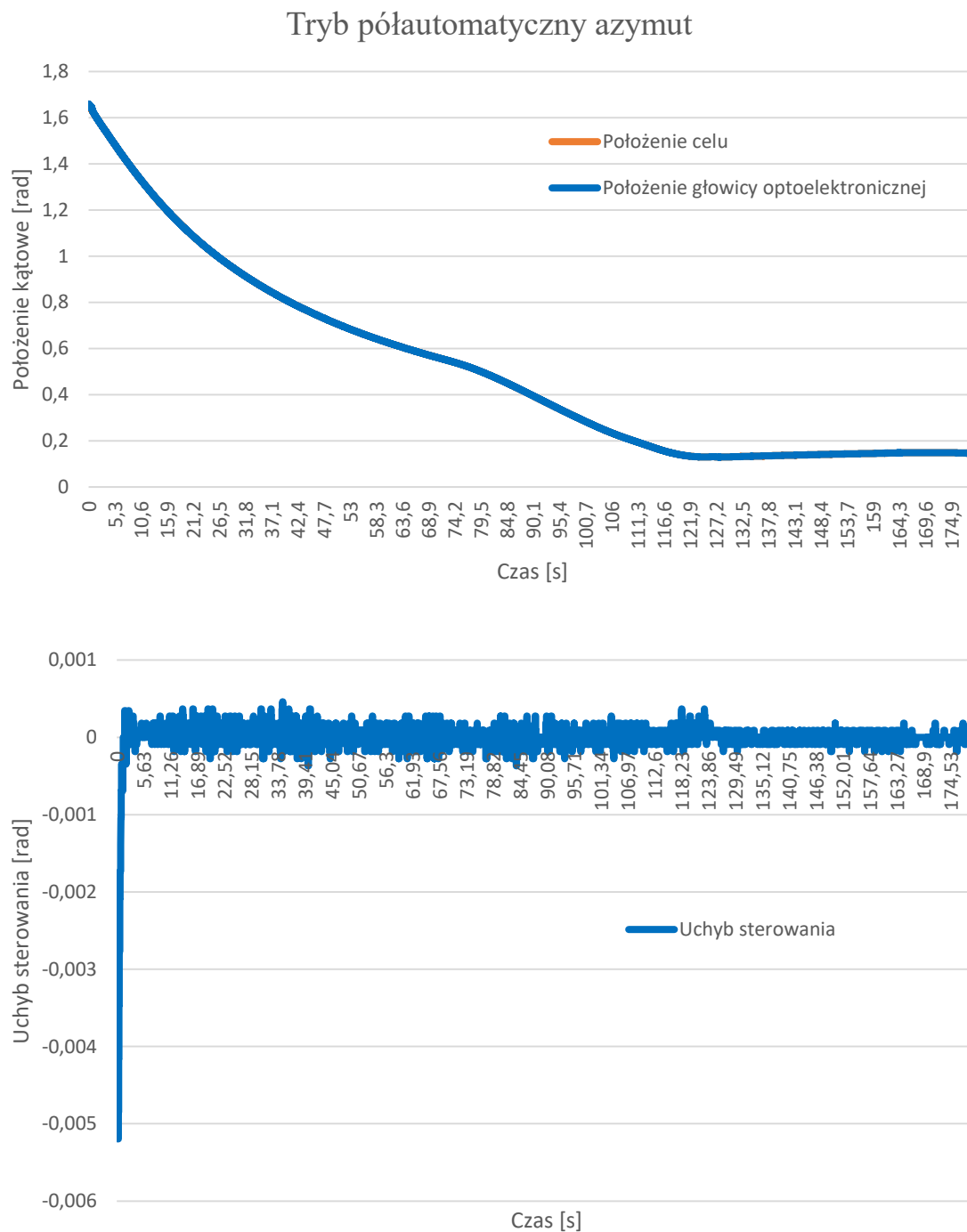
- Czas regulacji – 1,44 [s]
- Uchyb ustalony – 1,3 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

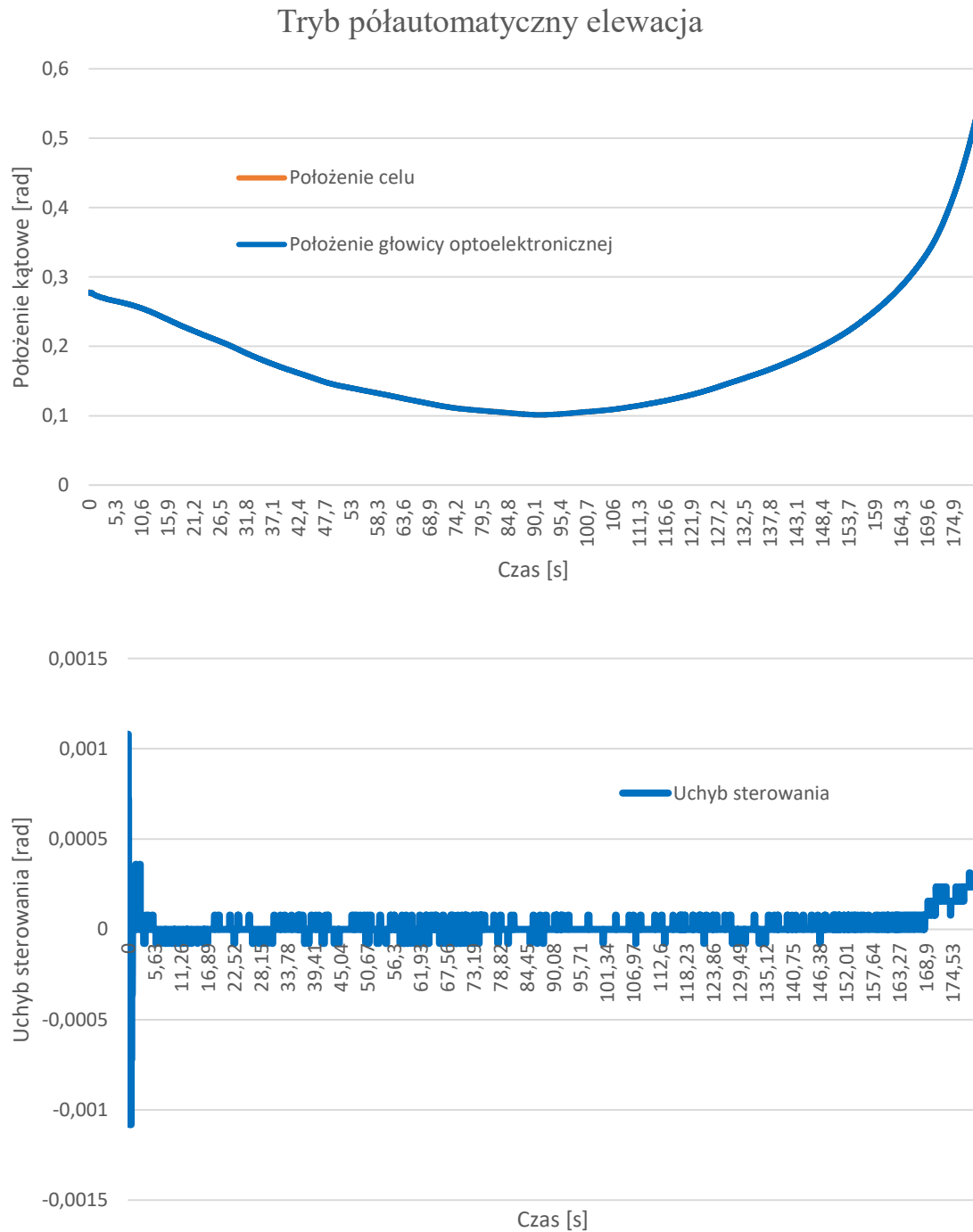
- Czas regulacji – 1,42 [s]
- Uchyb ustalony – 0,5 [mrad]

W powyższym przypadku można zauważyć przełączenie trybu pracy jednostki ogniowej z półautomatycznego na automatyczny w azymucie (śledzenie samą głowicą optoelektroniczną na śledzenie z dołączeniem jednostki ogniowej – armat). Ze względu na dużą odległość przelotu samolotu, prędkość kątowna zmalała, dodatkowo zmniejszając uchyb chwilowy

9.3.9. Wyniki badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu SU-22 (ruch ograniczony)

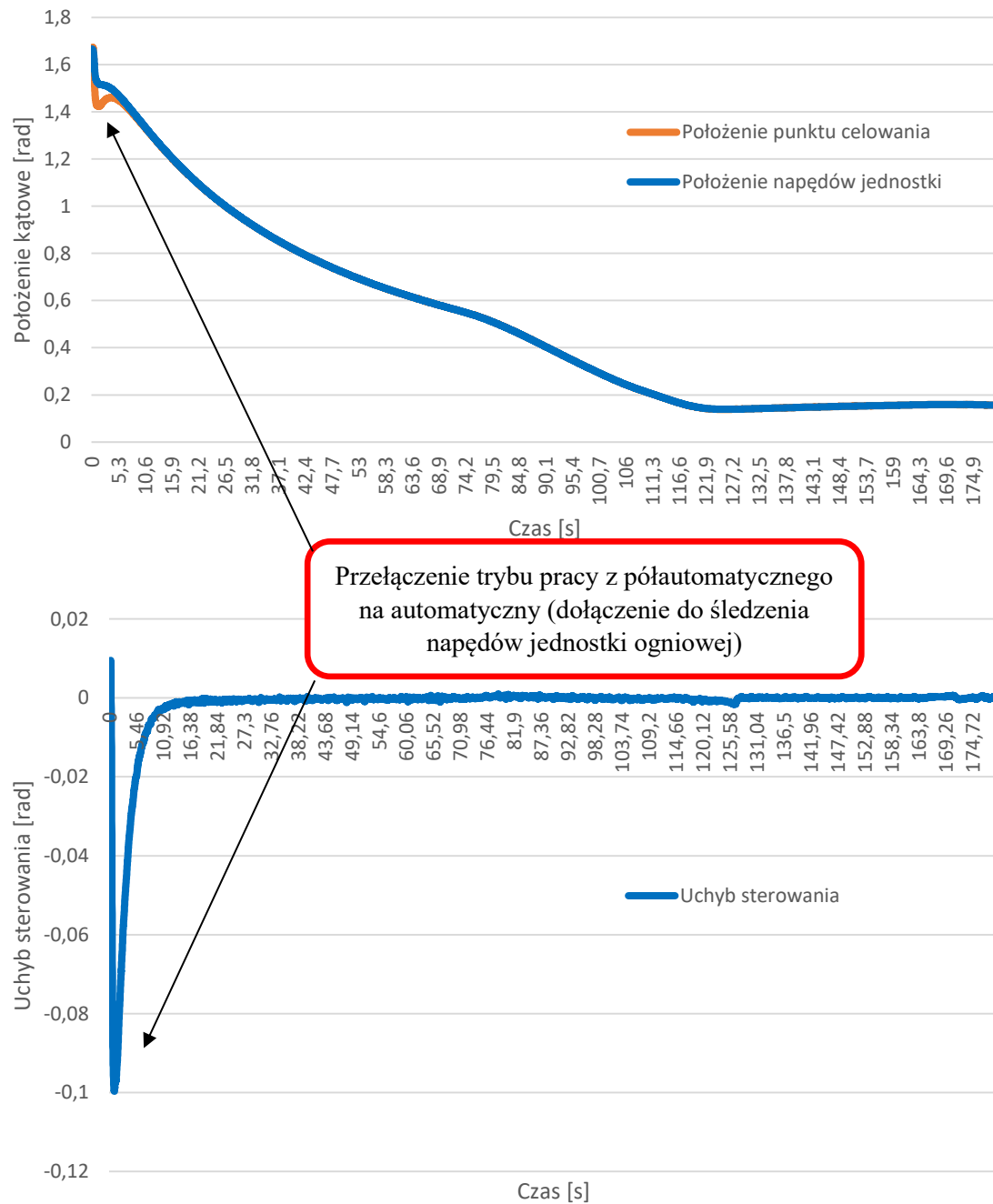


Rys. 98. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu



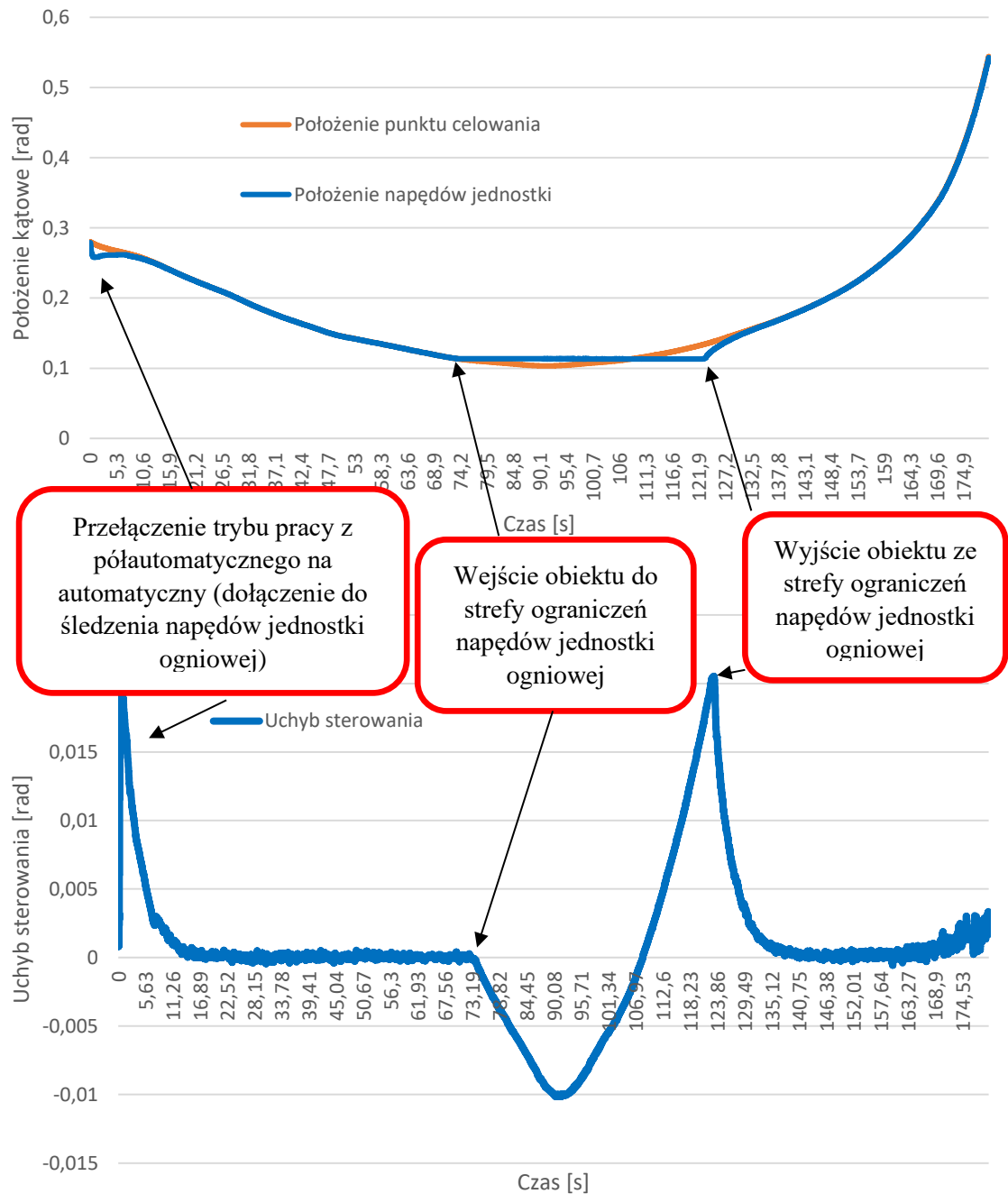
Rys. 99. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym celu

Tryb automatyczny azymut



Rys. 100. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu

Tryb automatyczny elewacja



Rys. 101. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym celu (ograniczonym)

9.3.10. Opis wyników badań kurs spotkaniowy – śledzenie samolotu SU-22

Na podstawie wyników Rys. 98 Rys. 101 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,36 [s]
- Uchyb ustalony – 0,1 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1 [s]
- Uchyb ustalony – 0,02 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

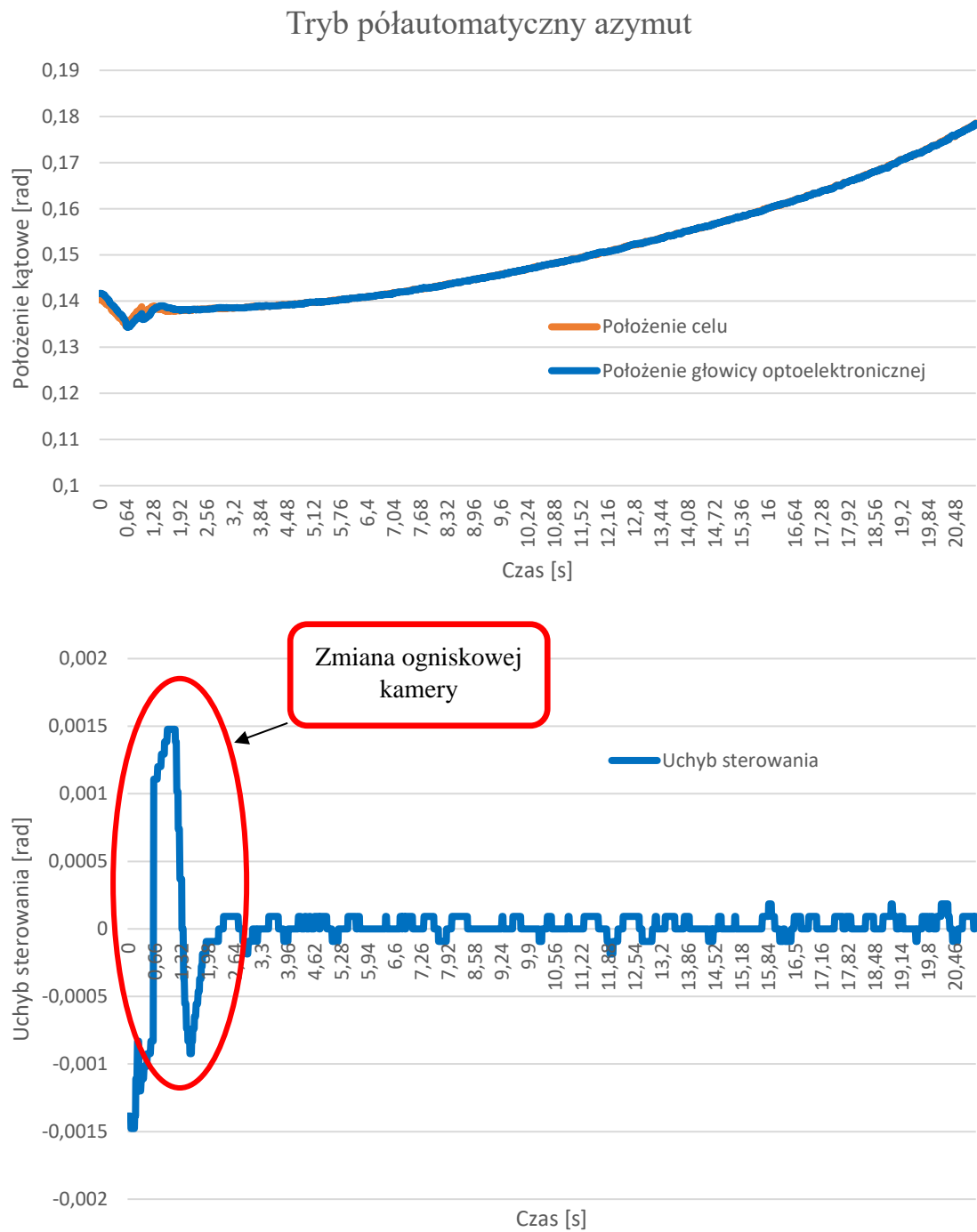
- Czas regulacji – 6 [s]
- Uchyb ustalony – 0,3 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 6 [s]
- Uchyb ustalony – 10 [mrad]

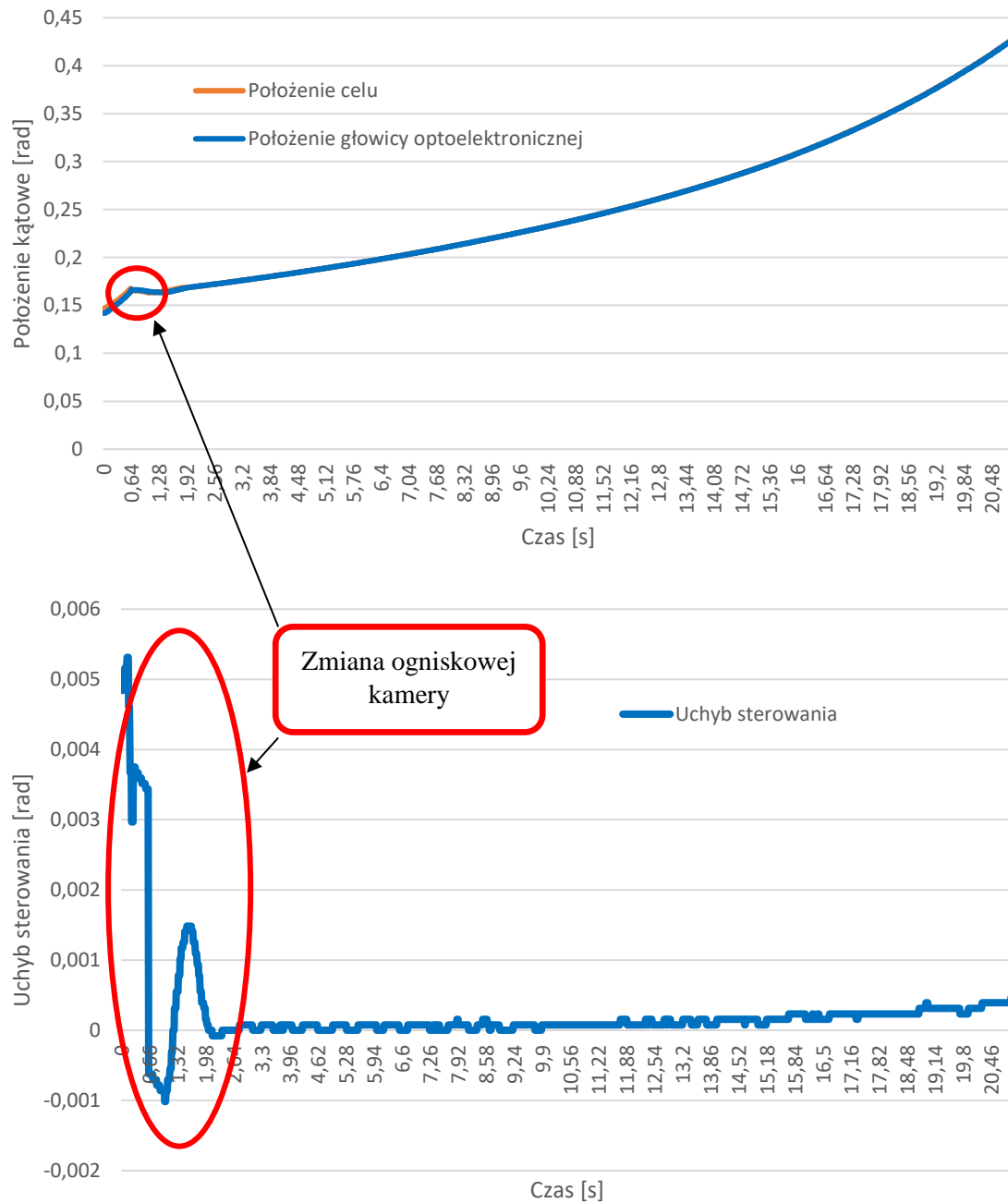
W powyższym przypadku można zauważyć przełączenie trybu pracy jednostki ogniowej z półautomatycznego na automatyczny w azymucie (śledzenie samą głowicą optoelektroniczną na śledzenie z dołączeniem jednostki ogniowej – armat), co skutkuje zwiększeniem czasu regulacji. Ze względu na małą wysokość przelotu samolotu, w trybie automatycznym w elewacji, można zauważyć wyjście jednostki ogniowej z ograniczeń mechanicznych i przywrócenie śledzenia obiektu, a także ponowne wejście w strefę ograniczeń

9.3.11. Wyniki badań kurs spotkaniowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22



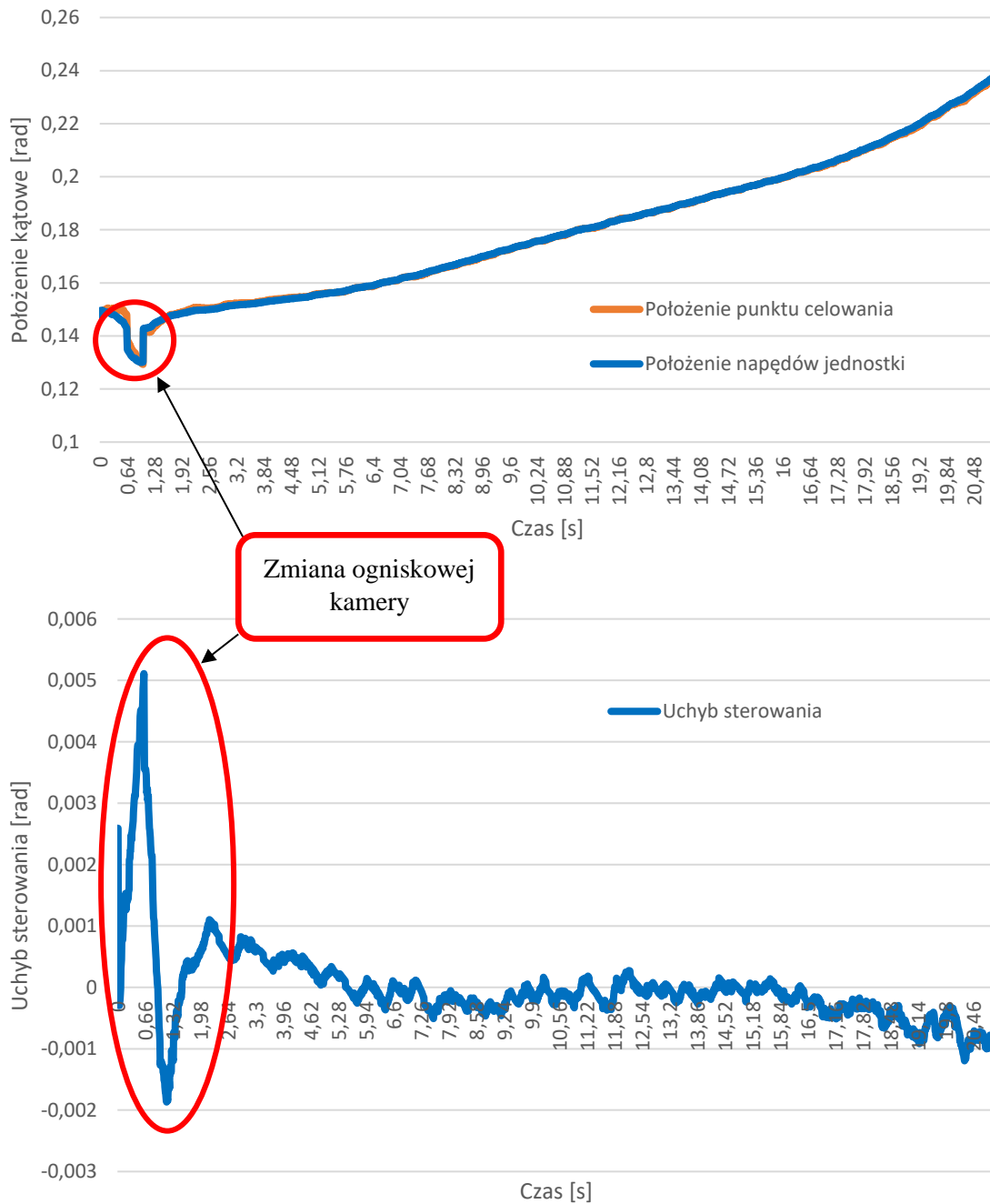
Rys. 102. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu

Tryb półautomatyczny elewacja

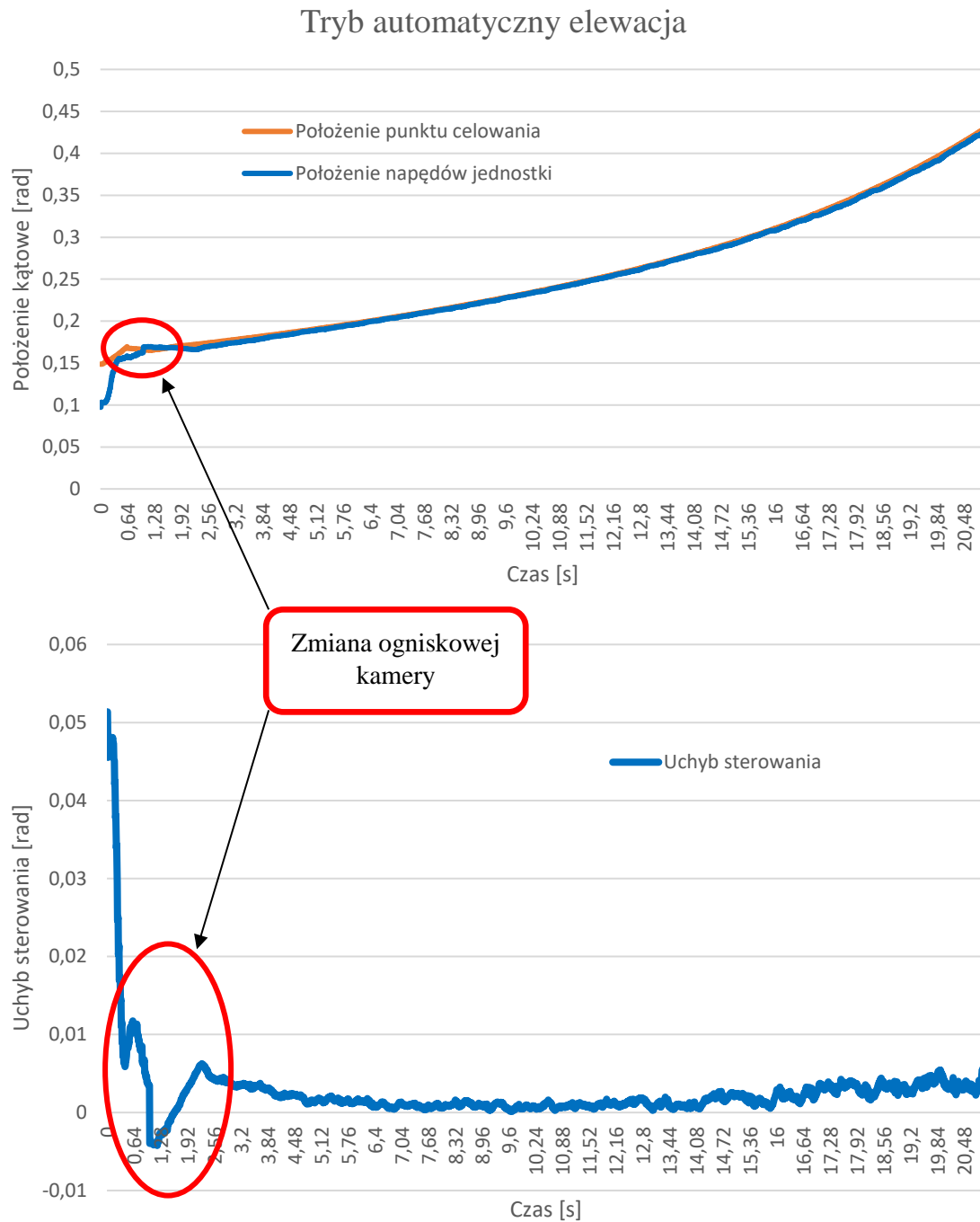


Rys. 103. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie spotkaniowym celu

Tryb automatyczny azymut



Rys. 104. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie spotkaniowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 105. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego samolotu SU-22 w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji przy kursie spotkaniowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.12. Opis wyników badań kurs spotkaniowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie samolotu SU-22

Na podstawie wyników Rys. 102Rys. 105 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 2,25 [s]
- Uchyb ustalony – 0,12 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,98 [s]
- Uchyb ustalony – 0,1 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

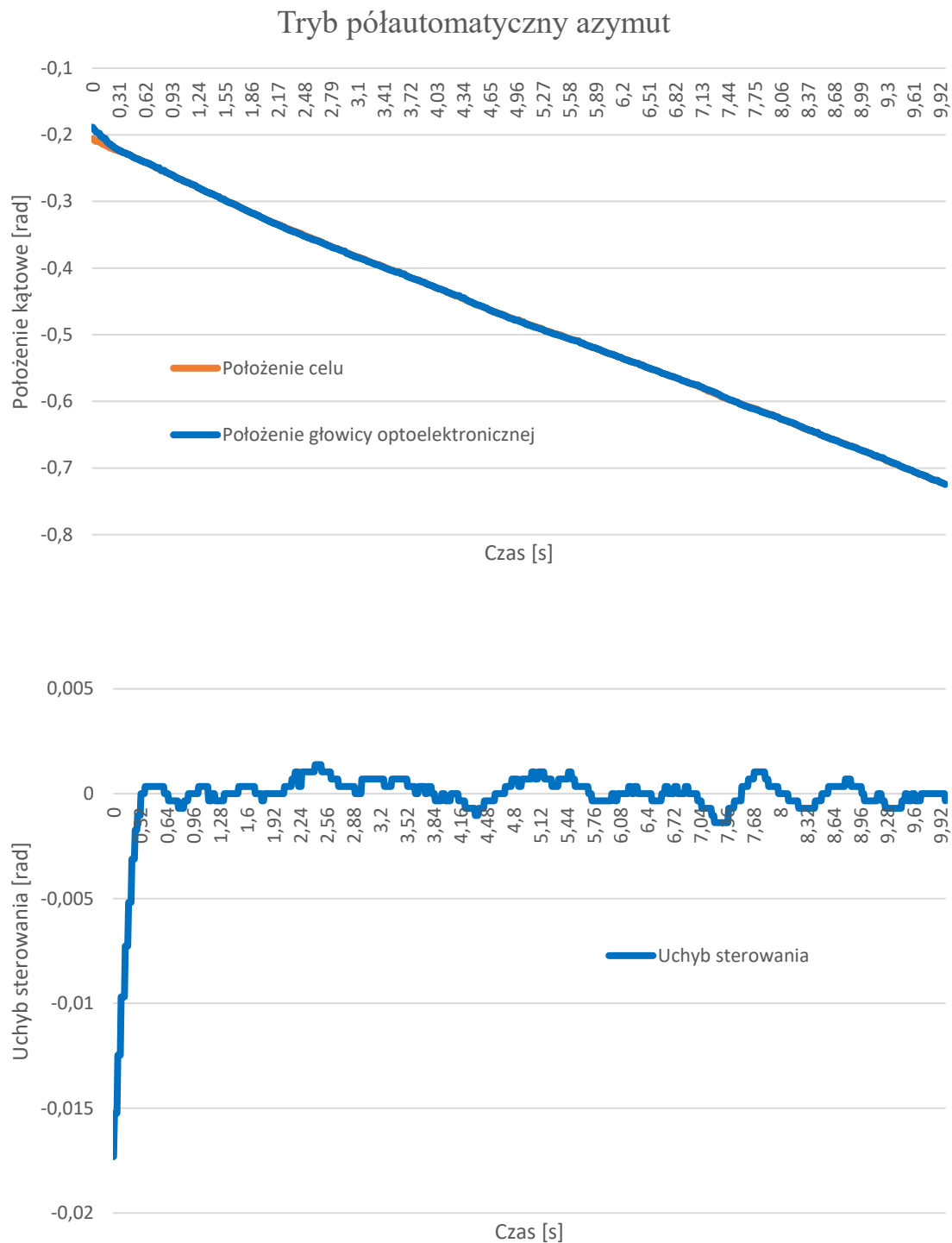
- Czas regulacji – 4,77 [s]
- Uchyb ustalony – 0,34 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 3,94 [s]
- Uchyb ustalony – 0,17 [mrad]

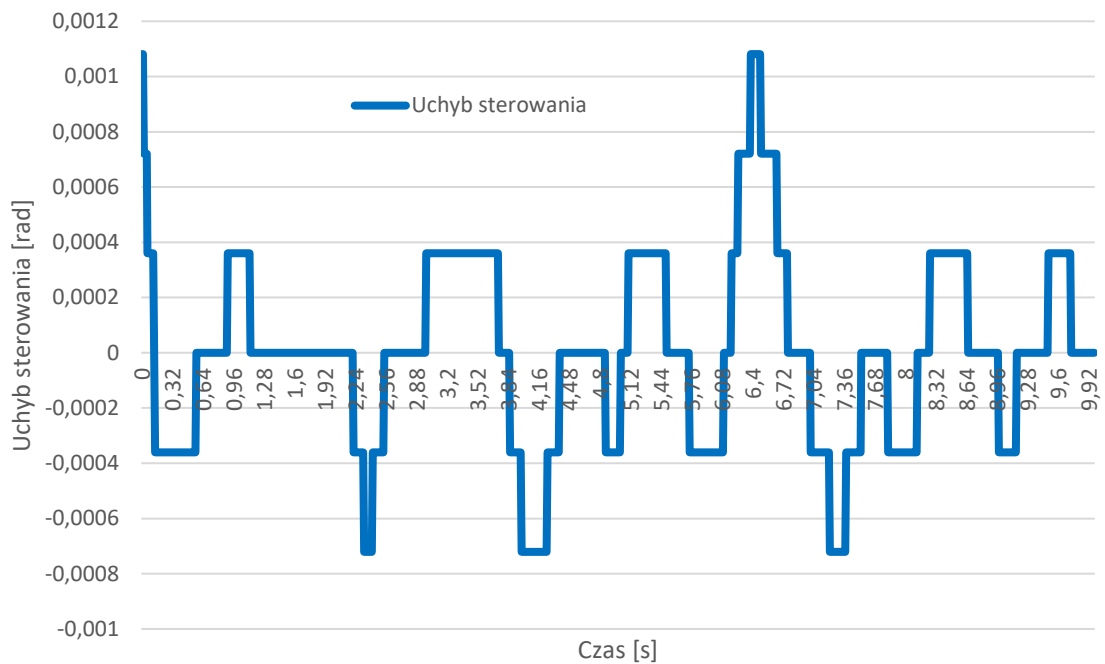
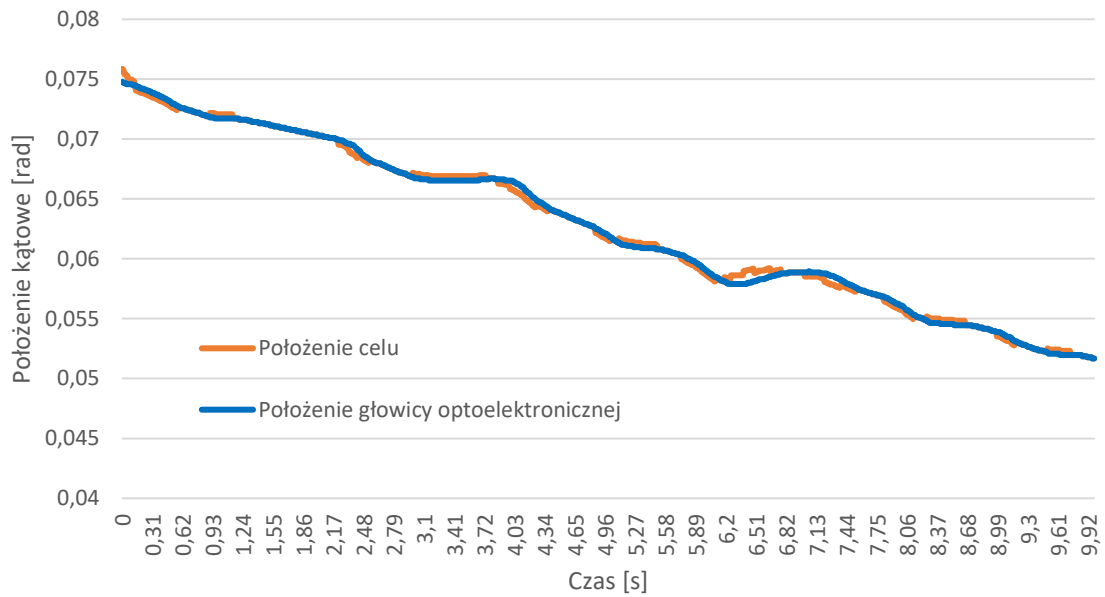
W powyższym przypadku można zauważyć dynamikę działania oraz filtrację układu, która podczas zmiany ogniskowej kamery (kąta pola widzenia), pozwala na powrót do poprawnego śledzenia w przeciągu około 1 [s]. Dodatkowo algorytmy umożliwiają zachowanie stabilności po zmianie ogniskowej kamery. W powyższym przypadku czas regulacji jest nieco większy ze względu na zmianę ogniskowej kamery chwilę po rozpoczęciu śledzenia, zanim układ osiągnął stan ustalony.

9.3.13. Wyniki badań kurs defiladowy – śledzenie Bezzałogowego Statku Latającego



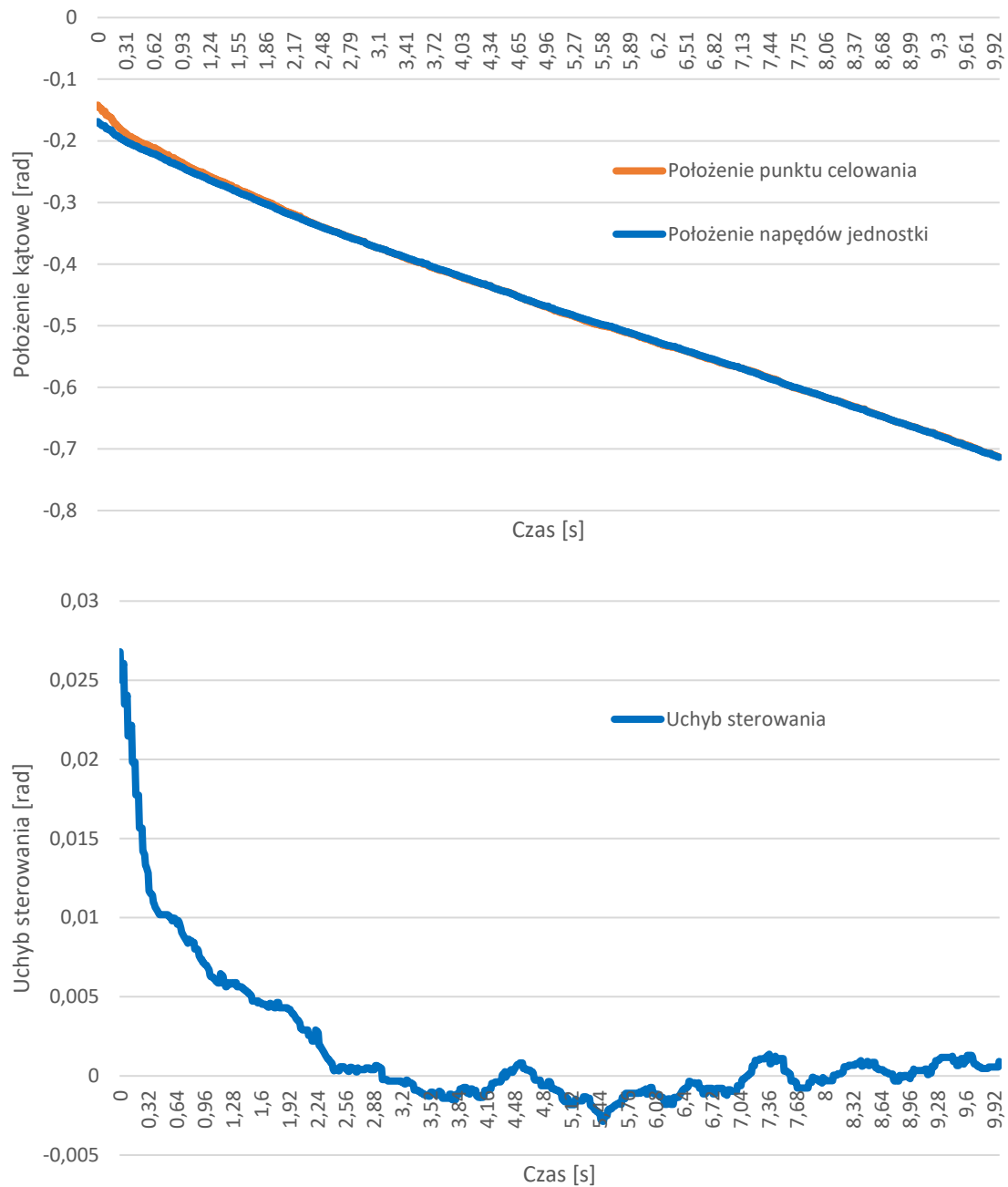
Rys. 106. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu

Tryb półautomatyczny elewacja

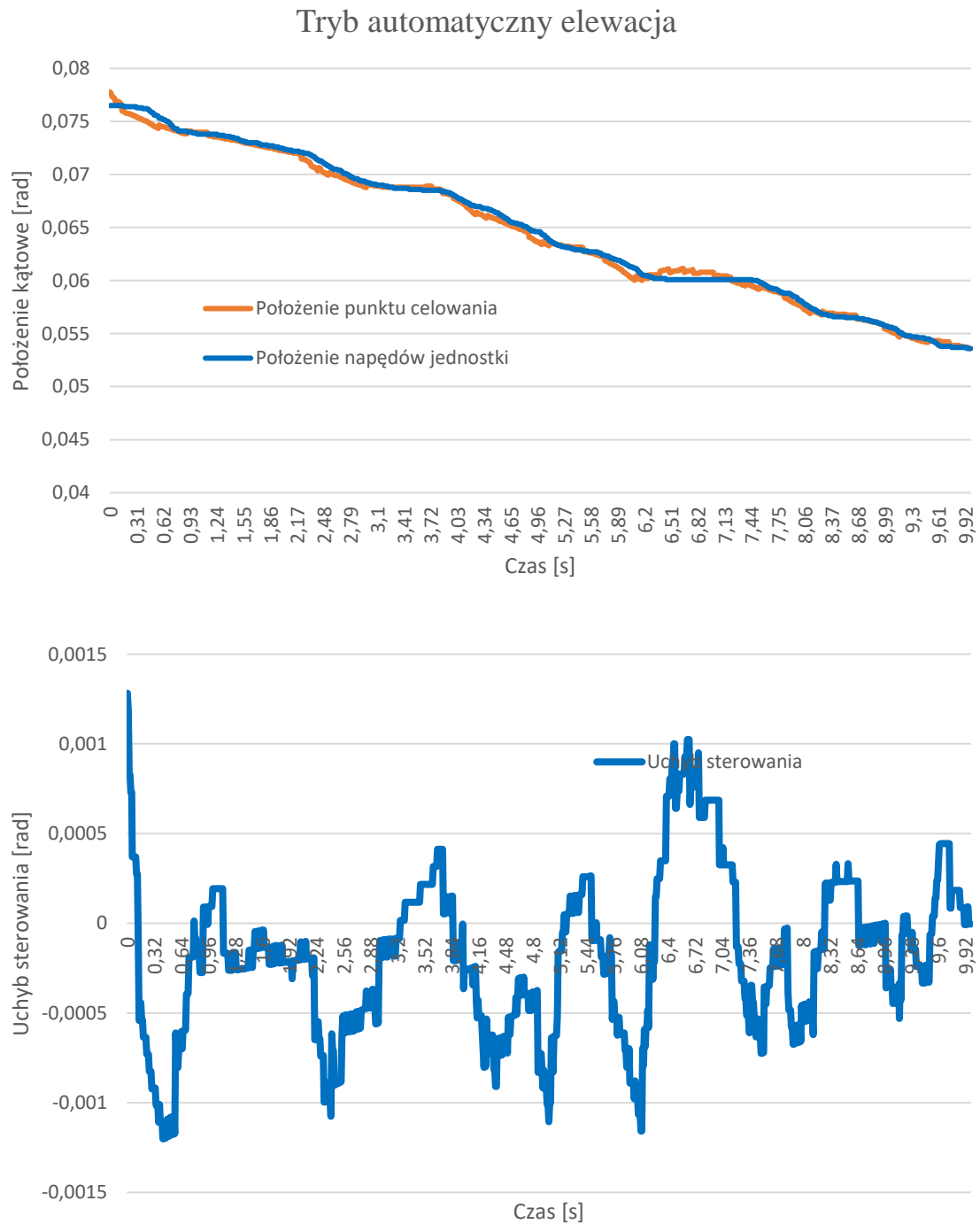


Rys. 107. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu

Tryb automatyczny azymut



Rys. 108. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu



Rys. 109. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu

9.3.14. Opis wyników badań kurs defiladowy – Bezzałogowy Statek Latający

Na podstawie wyników Rys. 106 Rys. 109 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 0,33 [s]
- Uchyb ustalony – 0,4 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 0,57 [s]
- Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

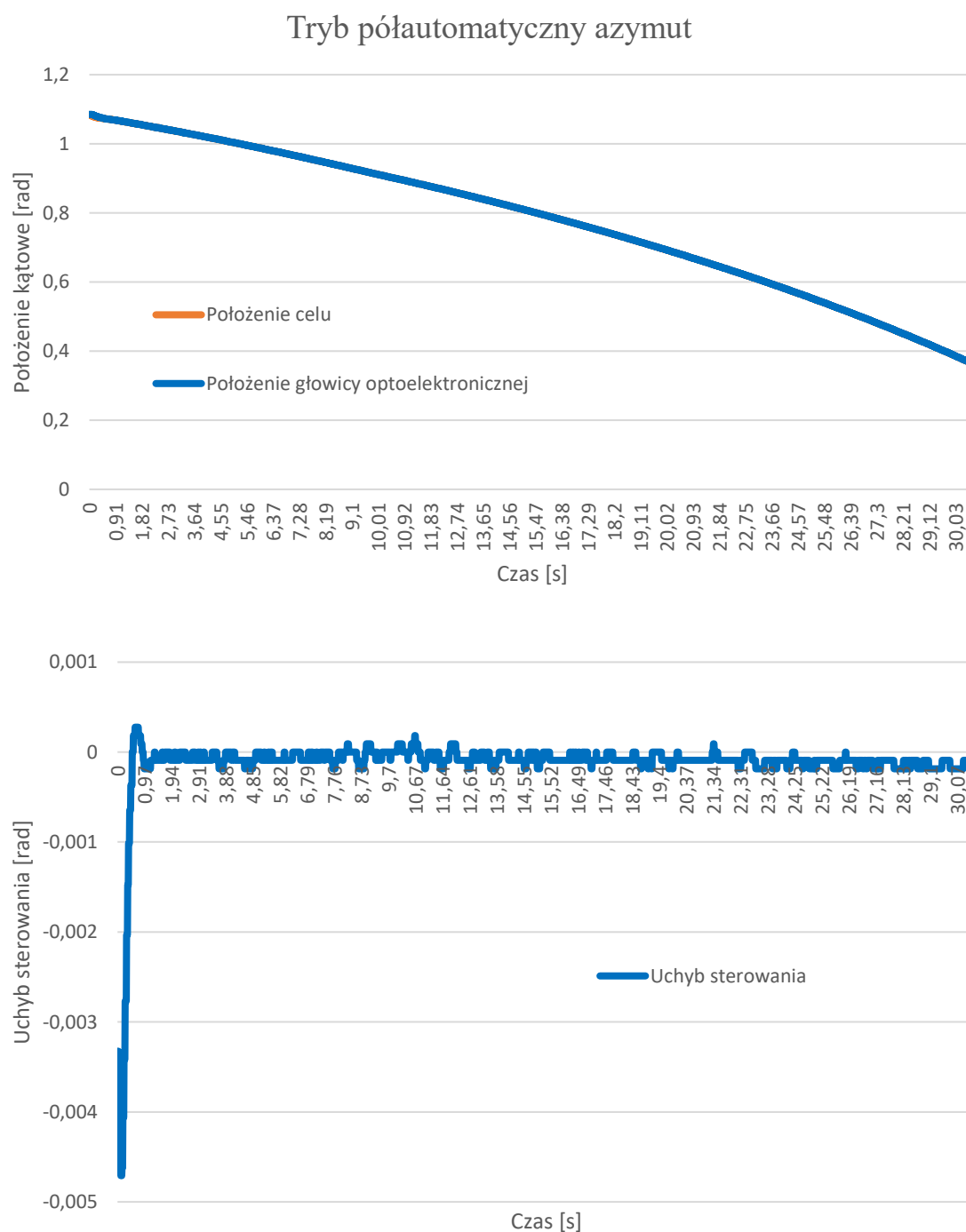
- Czas regulacji – 2,34 [s]
- Uchyb ustalony – 0,7 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

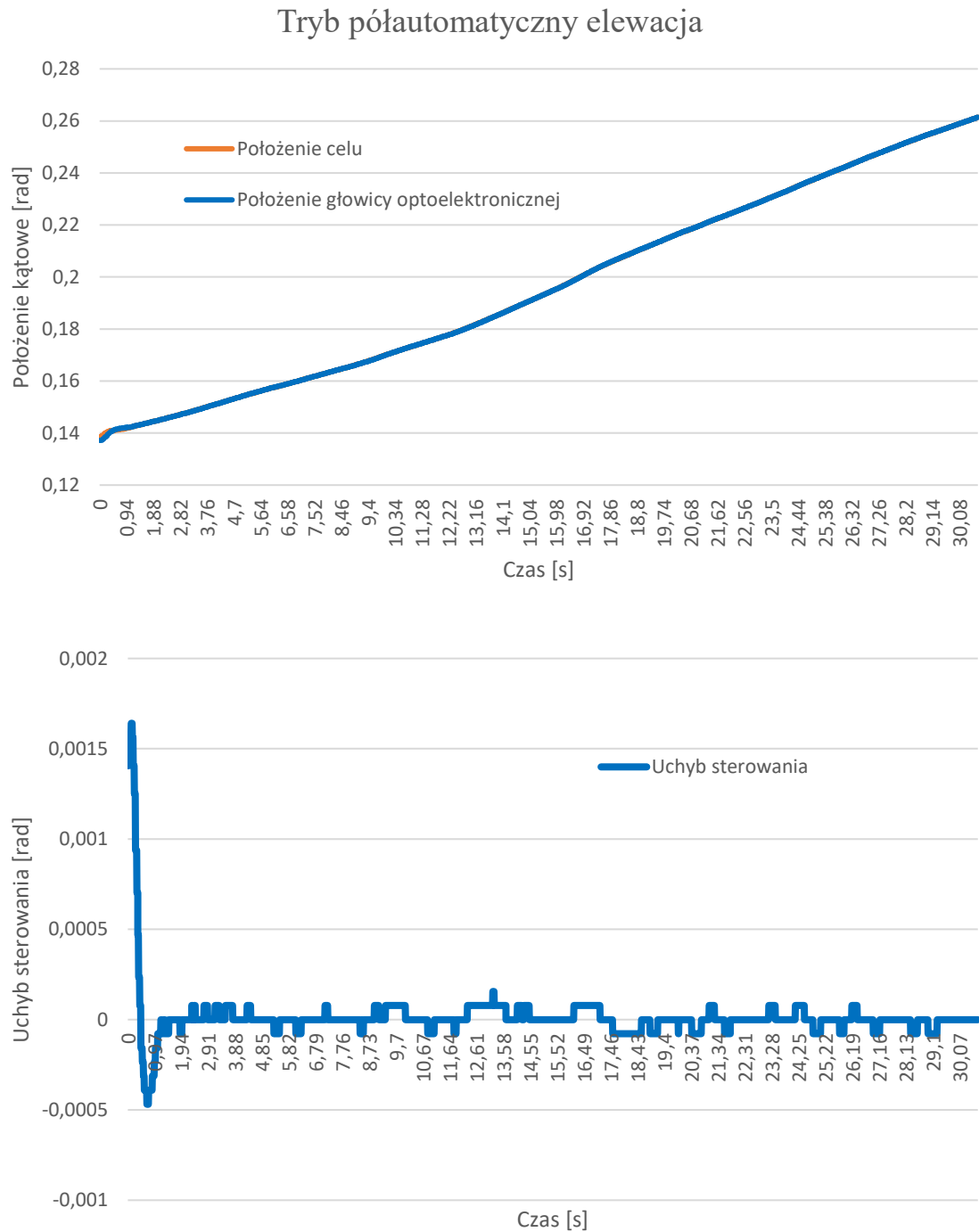
- Czas regulacji – 1,59 [s]
- Uchyb ustalony – 0,39 [mrad]

W powyższym przypadku można zauważyć dynamikę działania oraz filtrację układu, ponieważ badany obiekt jest bardzo mały oraz dynamiczny. Ze względu na rozmiary, a także dynamikę obiektu zarówno w trybie półautomatycznym, jak i automatycznym, wartość uchybu zmienia się skokowo. Spowodowane jest to gwałtownie zmieniającym się obszarem zajmowanym na obrazie, co dla zastosowanych filtrów predykcyjnych oznacza znaczną zmianę położenia, która przenosi się na układ sterowania.

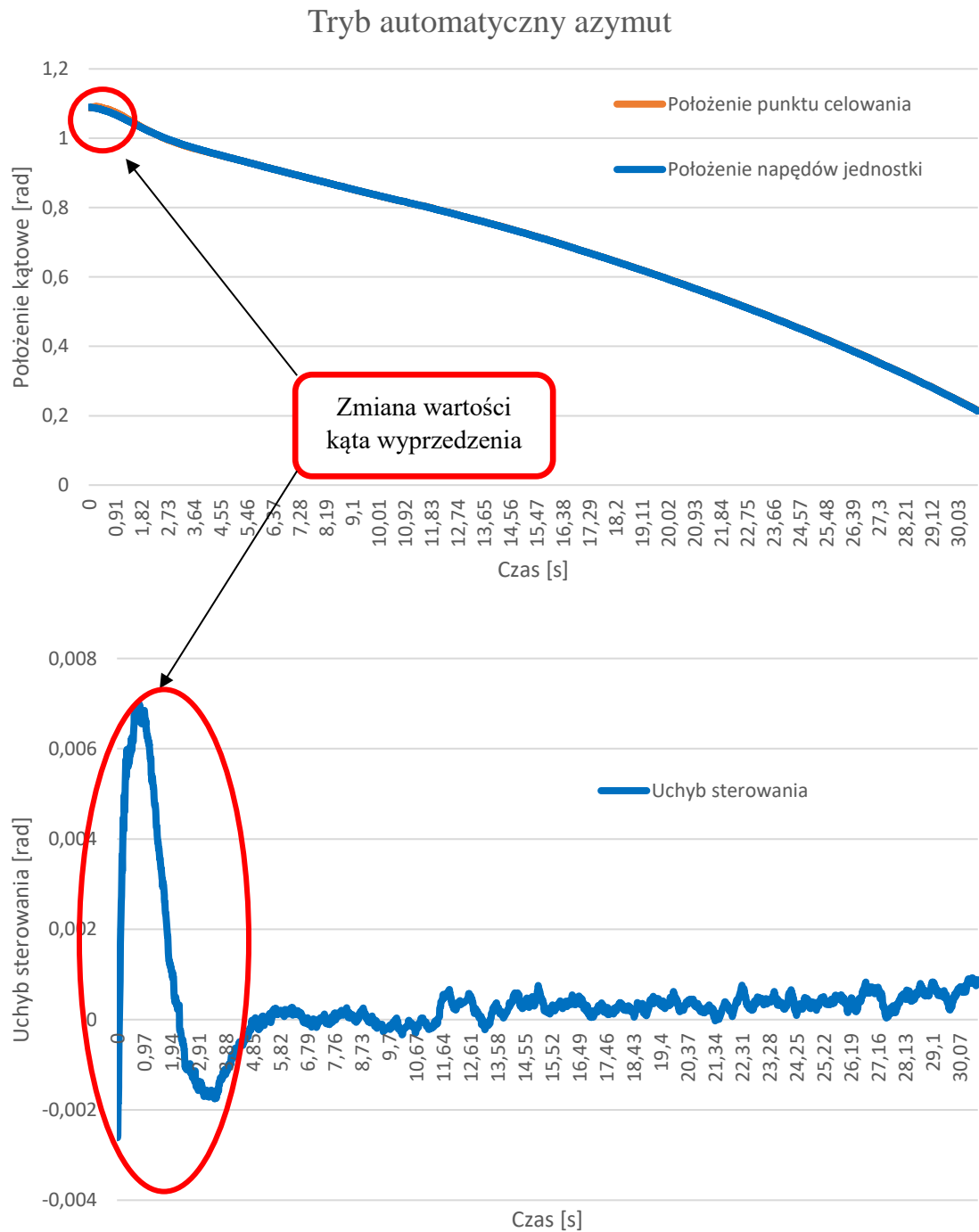
9.3.15. Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – śledzenie Bezzałogowego Statku Latającego



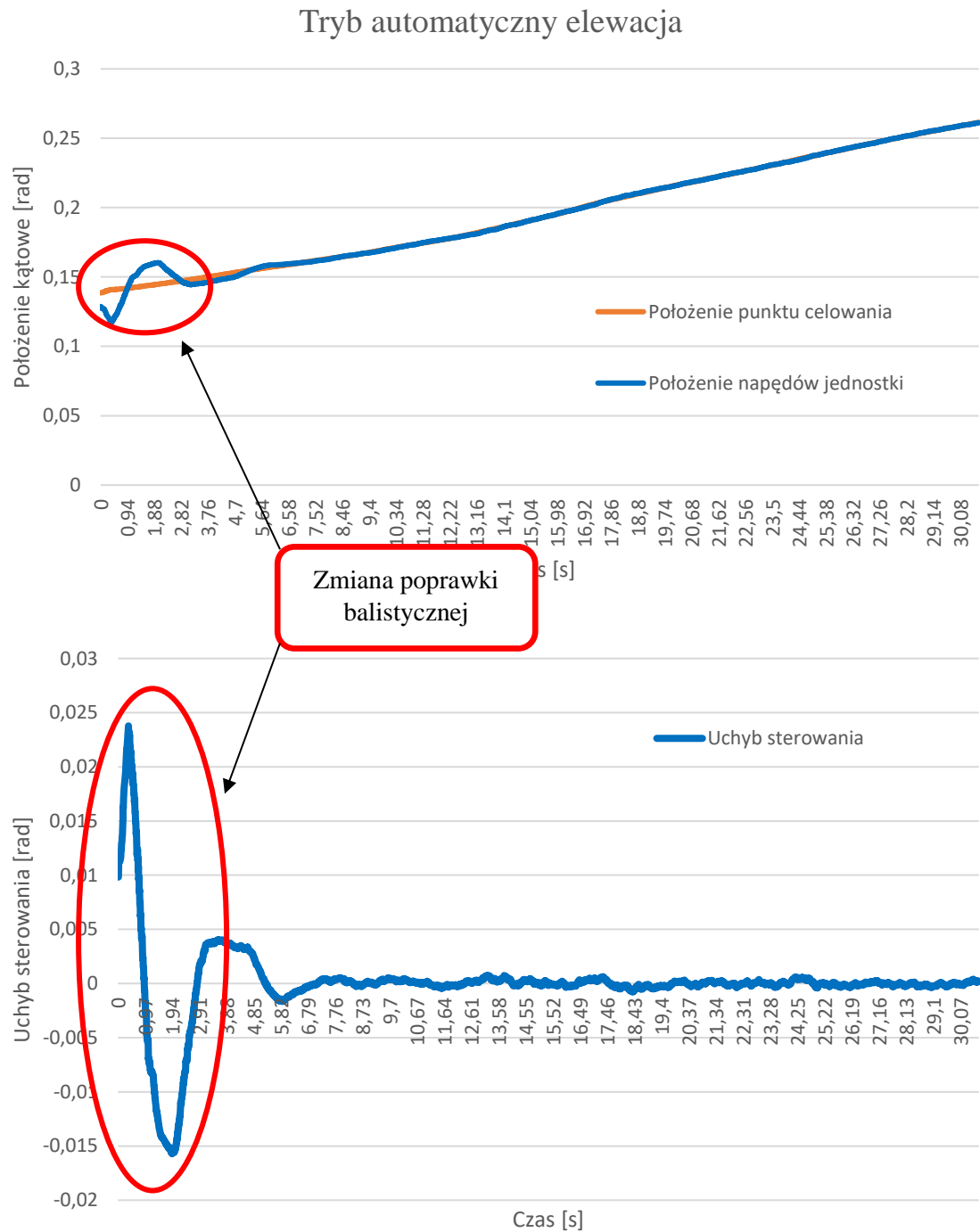
Rys. 110. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie półautomatycznym w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu



Rys. 111. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu



Rys. 112. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 113. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.16. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Bezzałogowy Statek Latający

Na podstawie wyników Rys. 110 Rys. 113 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,19 [s]
- Uchyb ustalony – 0,09 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,48 [s]
- Uchyb ustalony – 0,04 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

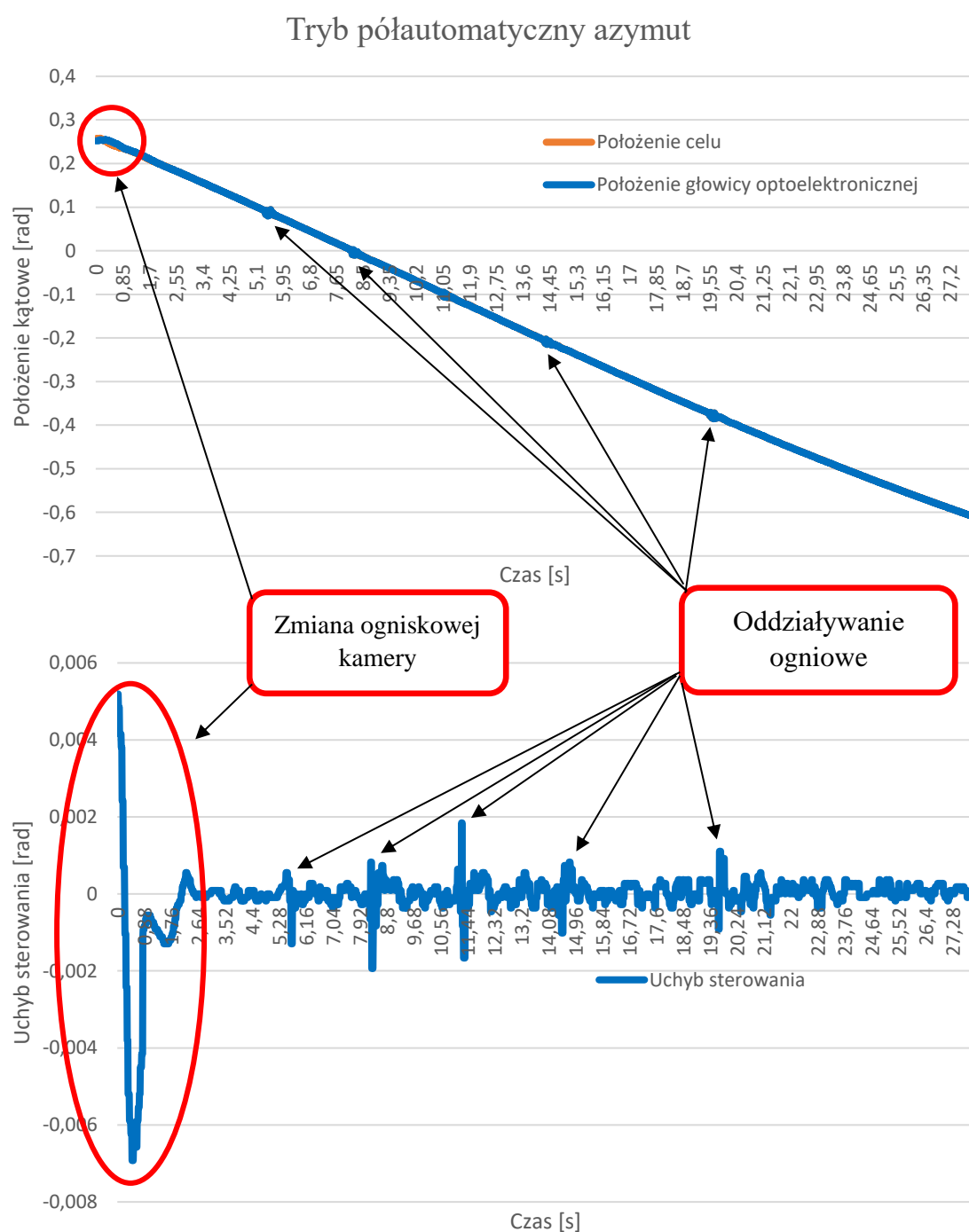
- Czas regulacji – 3,91 [s]
- Uchyb ustalony – 0,38 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 5,18 [s]
- Uchyb ustalony – 0,26 [mrad]

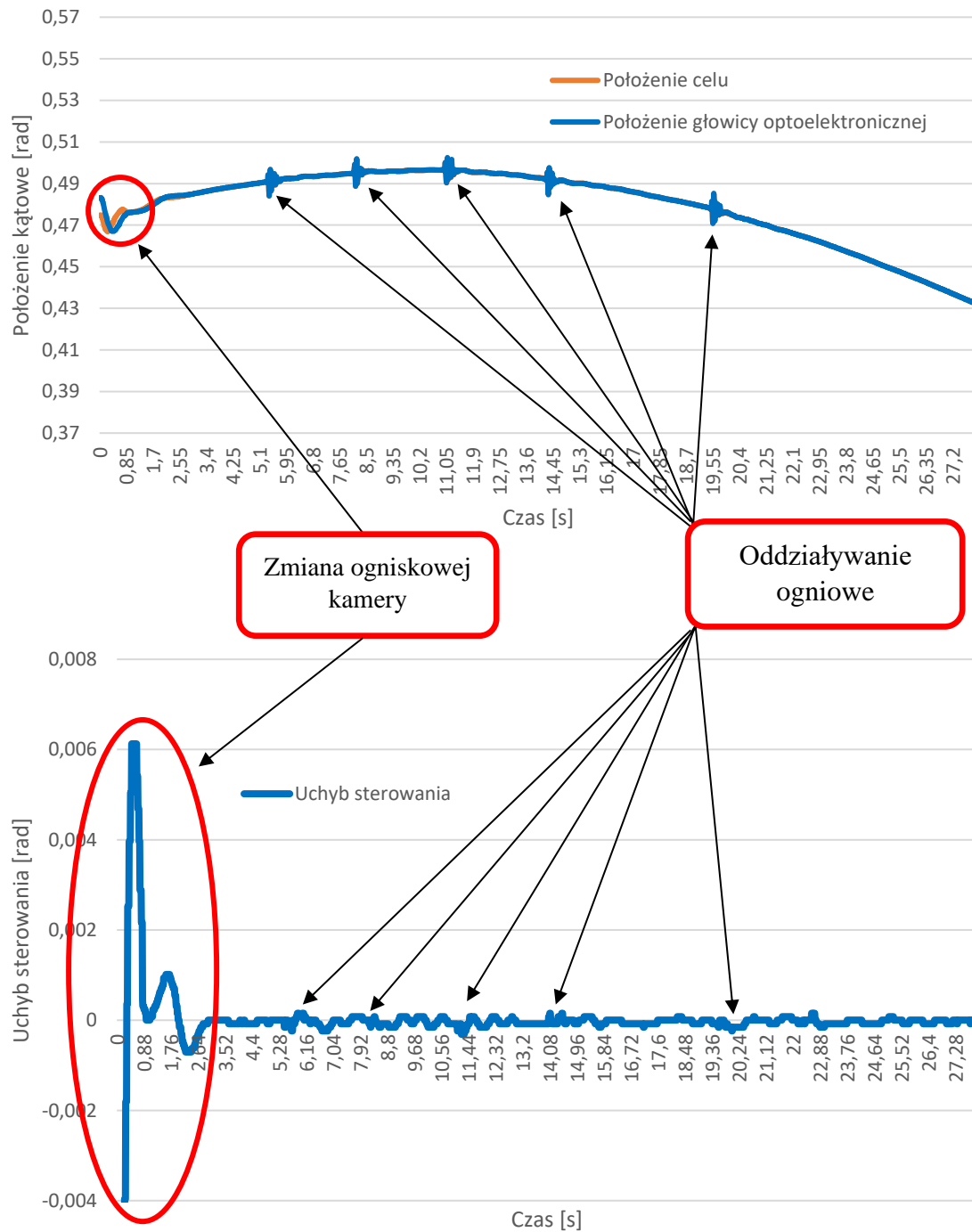
W powyższym przypadku można zauważyć wpływ zmiany wartości przelicznika balistycznego. Operator rozpoczął śledzenie w trybie artyleryjskim, co spowodowało natychmiastowe rozpoczęcie obliczeń balistycznych. Przelicznik dostarczył pierwsze wartości kąta wyprzedzenia i poprawki balistycznej przed osiągnięciem stanu ustalonego, co spowodowało chwilową niestabilność, dlatego też czas regulacji dla trybu automatycznego wydłużył się.

9.3.17. Wyniki badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – oddziaływanie ogniowe na Bezzałogowy Statek Latający Szerszeń

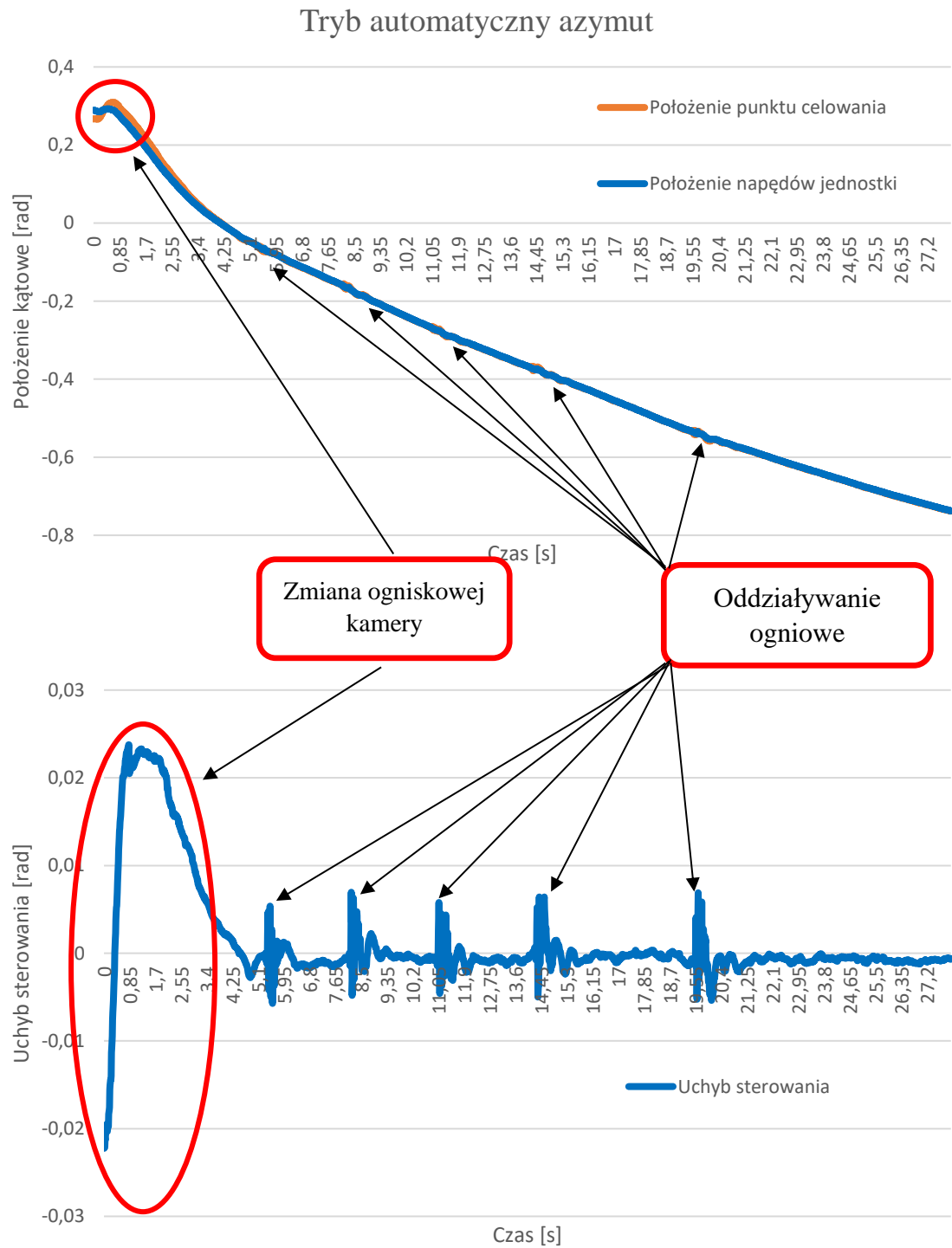


Rys. 114. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego Szerszeń podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu

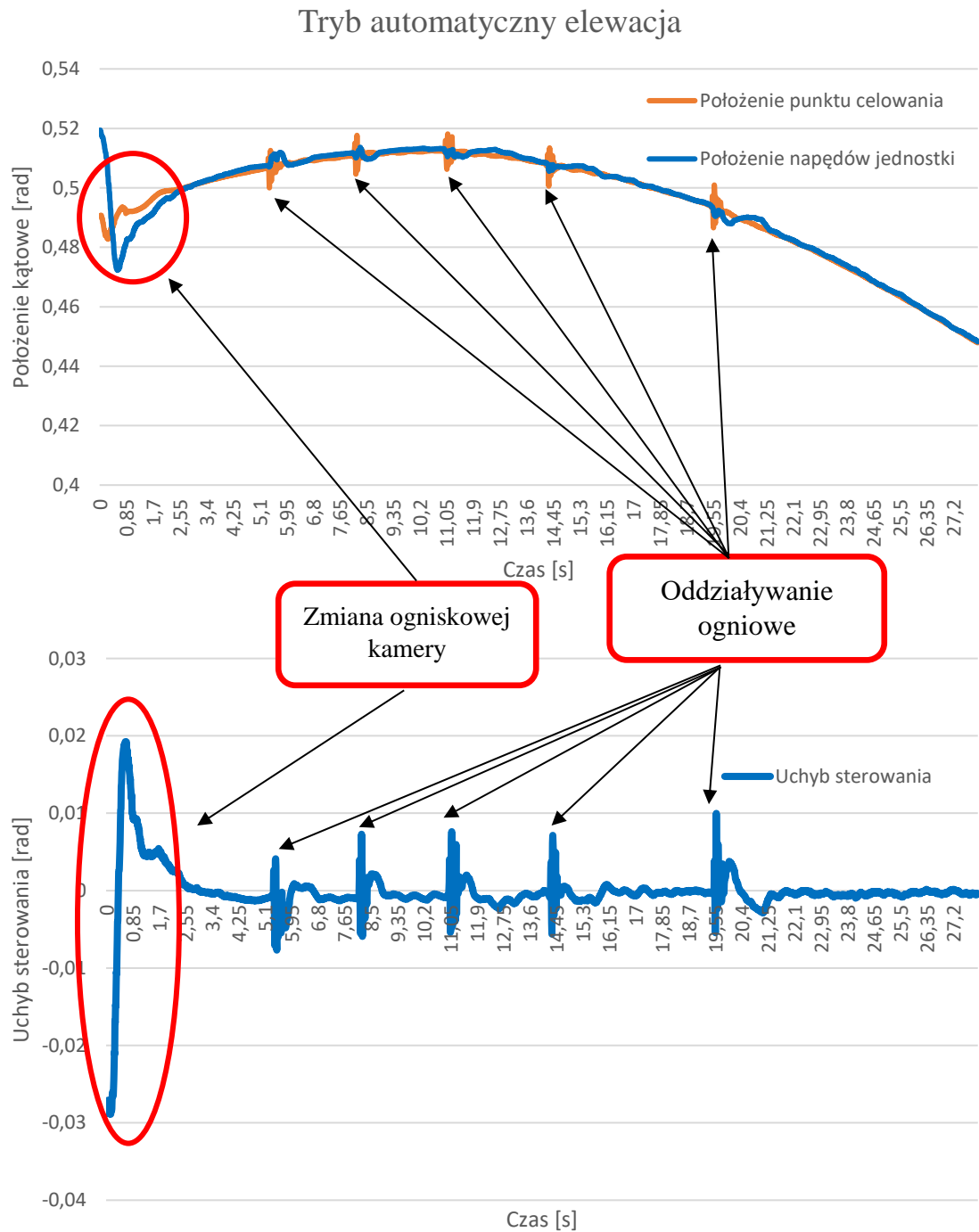
Tryb półautomatyczny elewacja



Rys. 115. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego Szerszeń podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu



Rys. 116. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego Szerszeń podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 117. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Bezzałogowego Statku Latającego Szerszeń podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.18. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Bezzałogowy Statek Latający Szerszeń

Na podstawie wyników Rys. 114Rys. 117 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,92 [s]
- Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 2,08 [s]
- Uchyb ustalony – 0,1 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

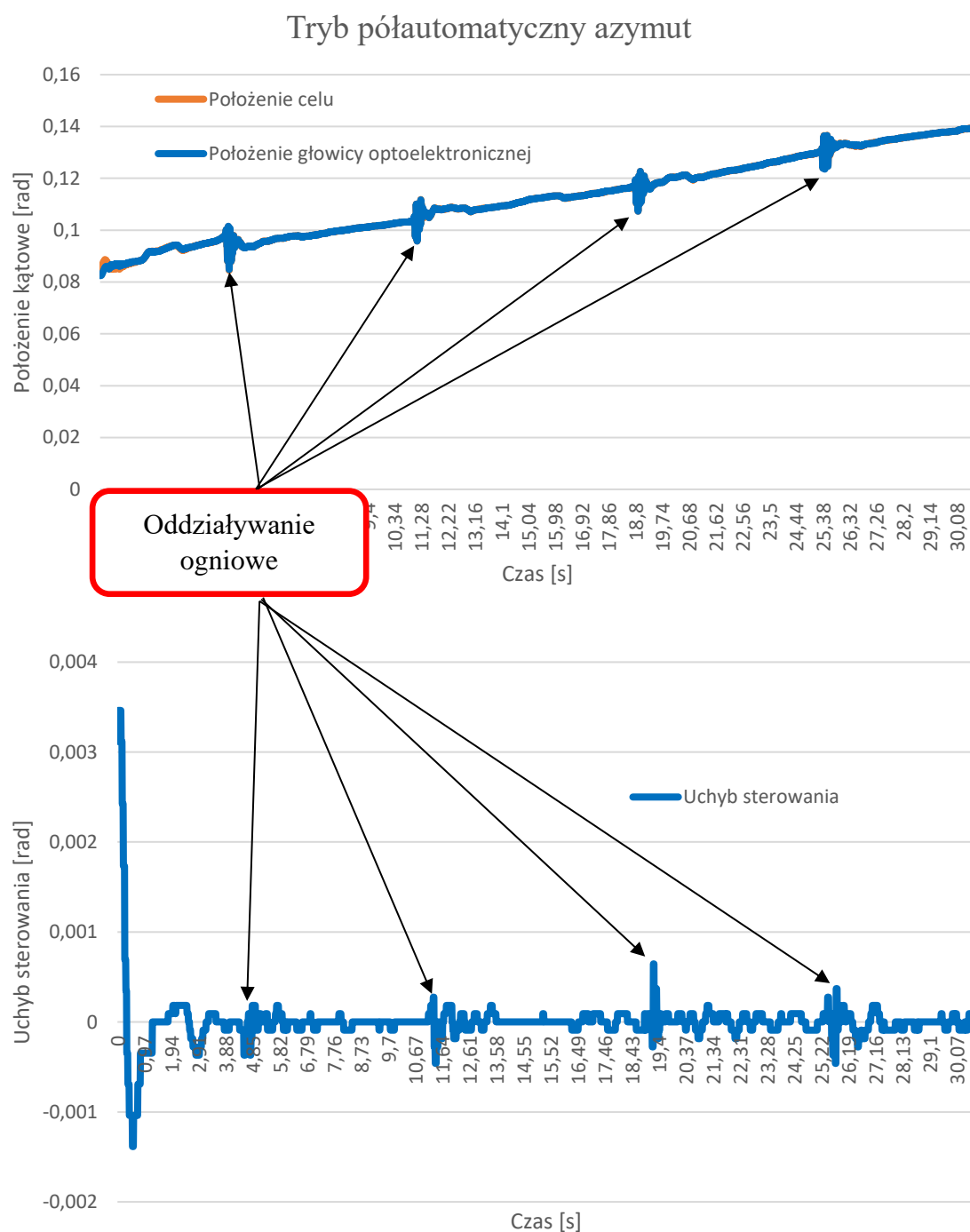
- Czas regulacji – 2,31 [s]
- Uchyb ustalony – 0,7 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 4,32 [s]
- Uchyb ustalony – 0,5 [mrad]

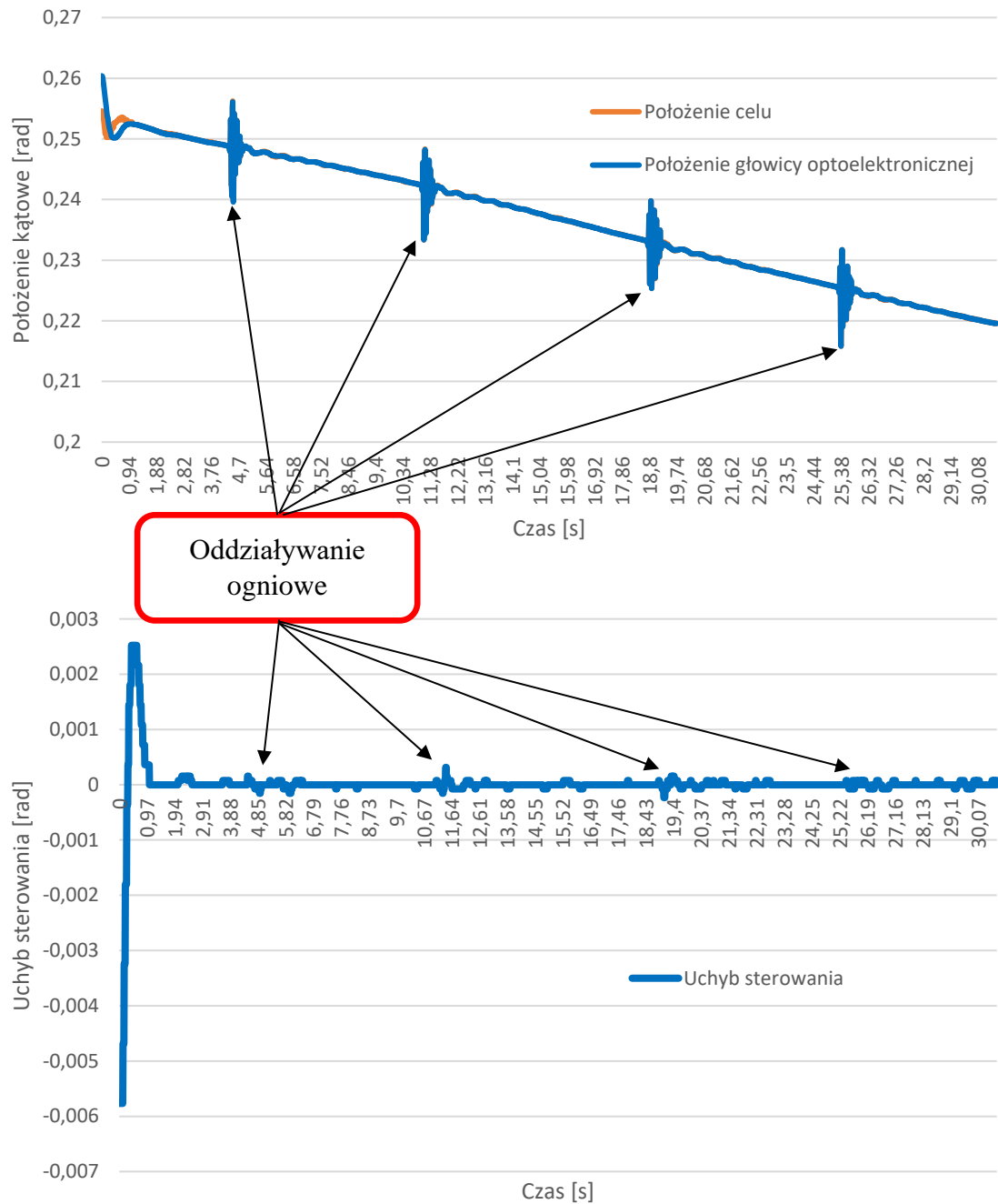
W powyższym przypadku można zauważyć, że operator od razu po rozpoczęciu śledzenia wymusił zmianę ogniskowej kamery. Zmiana przed osiągnięciem stanu ustalonego, dla trybu półautomatycznego i automatycznego, spowodowała chwilową niestabilność i wydłużenie czasu regulacji układu. Dodatkowo w dalszym etapie ruchu, można zauważyć wpływ oddziaływania ogniowego (strzelania) na układ sterowania. Kolejne wymuszanie spustu powodowało przesłonięcie celu oraz drgania mechaniczne układu, jednak zastosowana filtracja wraz z układem przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom, pozwoliły na przywrócenie układu w stan stabilny w czasie około 1 [s].

9.3.19. Wyniki badań kurs opadający z przelicznikiem balistycznym – oddziaływanie ogniowe na Imitator ICP-1

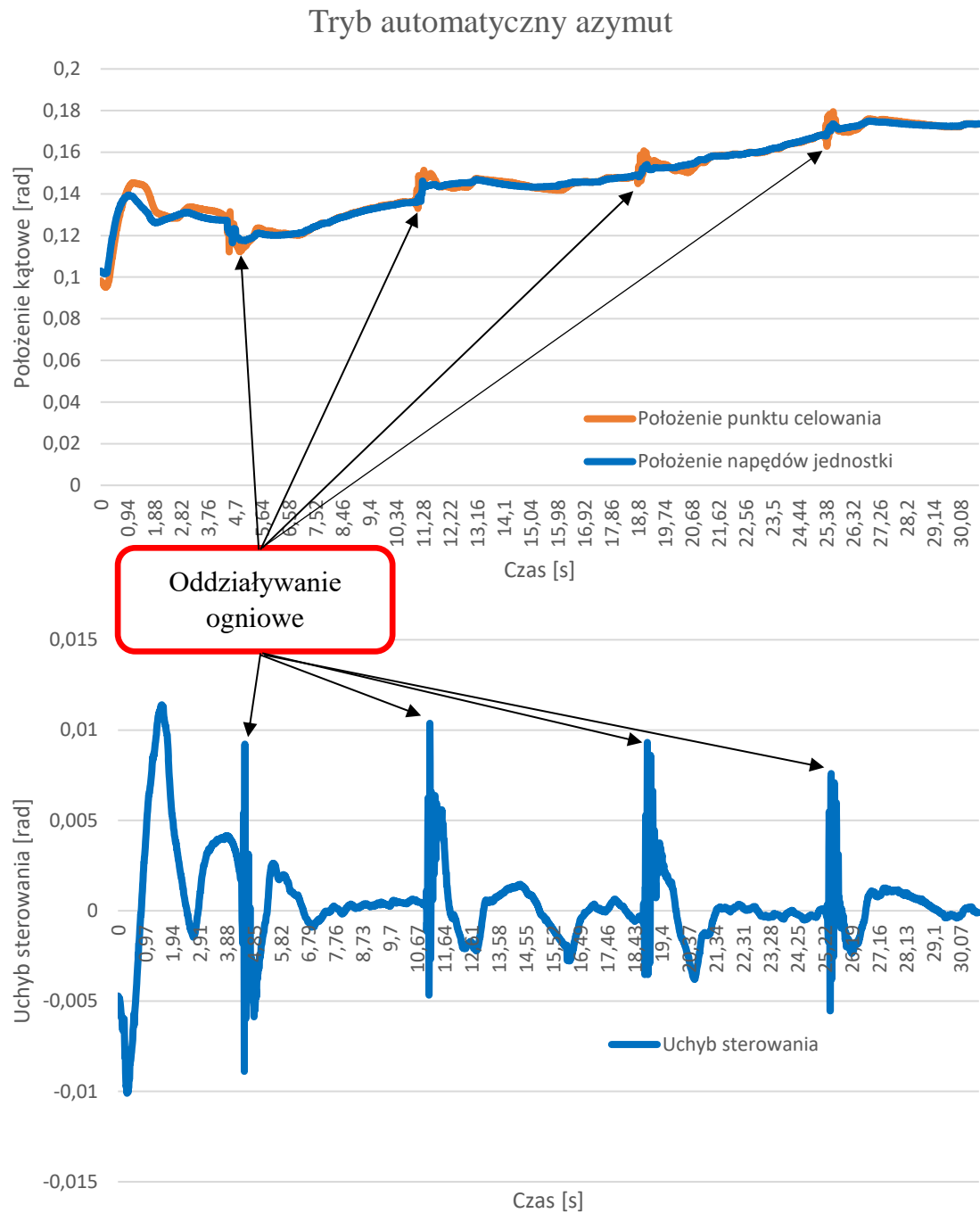


Rys. 118. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-1 podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie opadającym celu

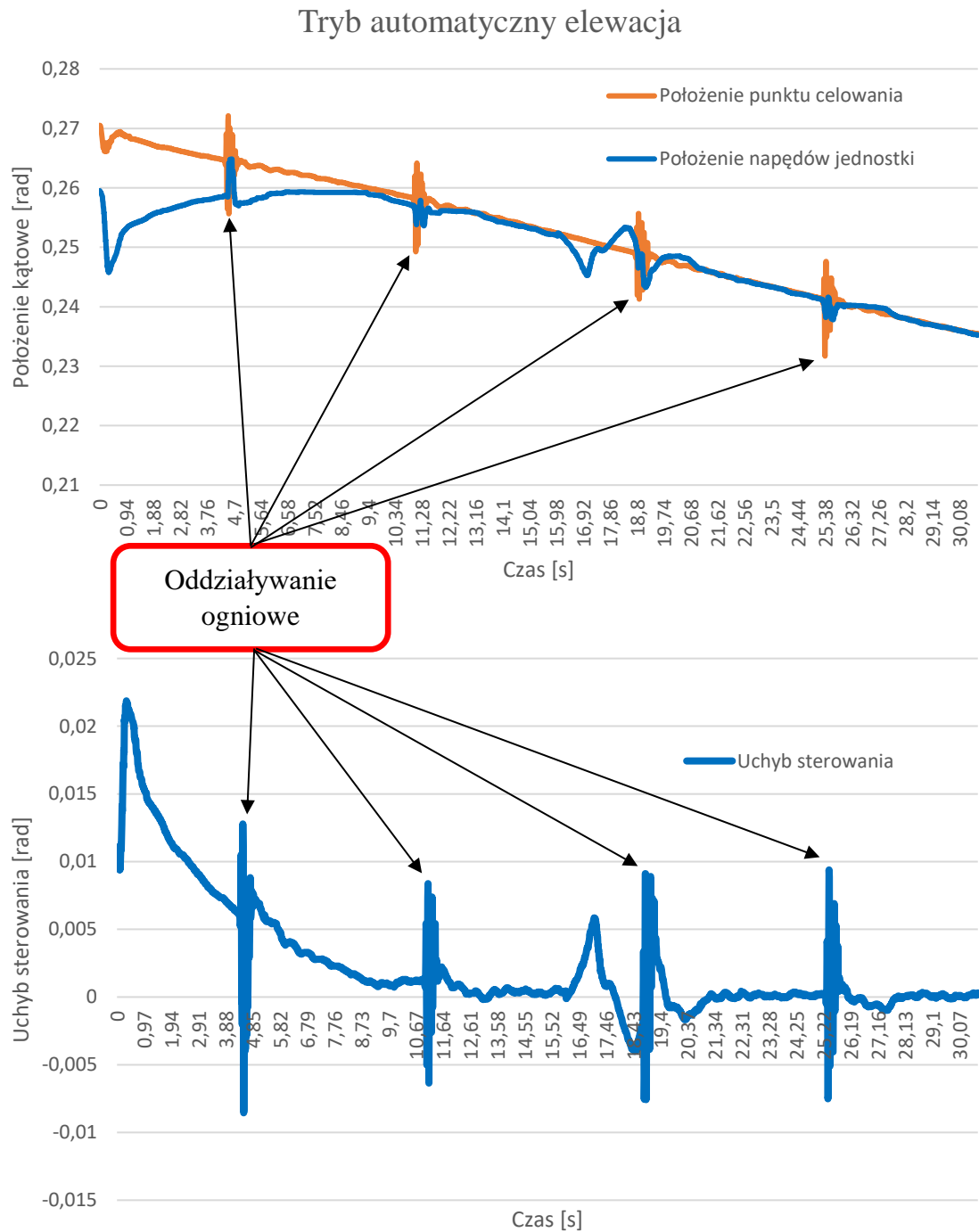
Tryb półautomatyczny elewacja



Rys. 119. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-1 podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie opadającym celu



Rys. 120. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-1 podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie opadającym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 121. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-1 podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie opadającym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.20. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Imitator ICP-1

Na podstawie wyników Rys. 118 Rys. 121 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 1,25 [s]
- Uchyb ustalony – 0,07 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,05 [s]
- Uchyb ustalony – 0,03 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

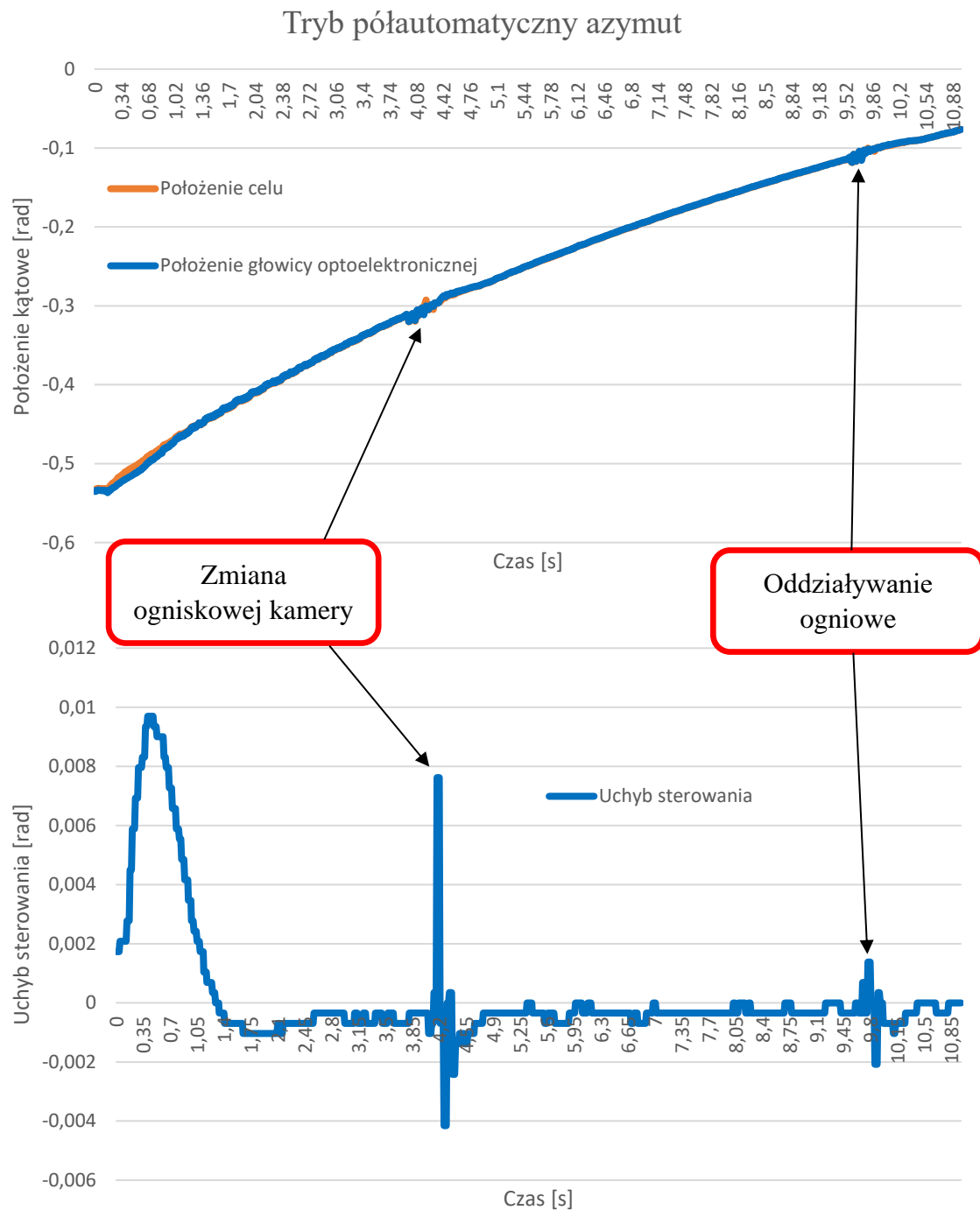
- Czas regulacji – 2,44 [s]
- Uchyb ustalony – 0,49 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

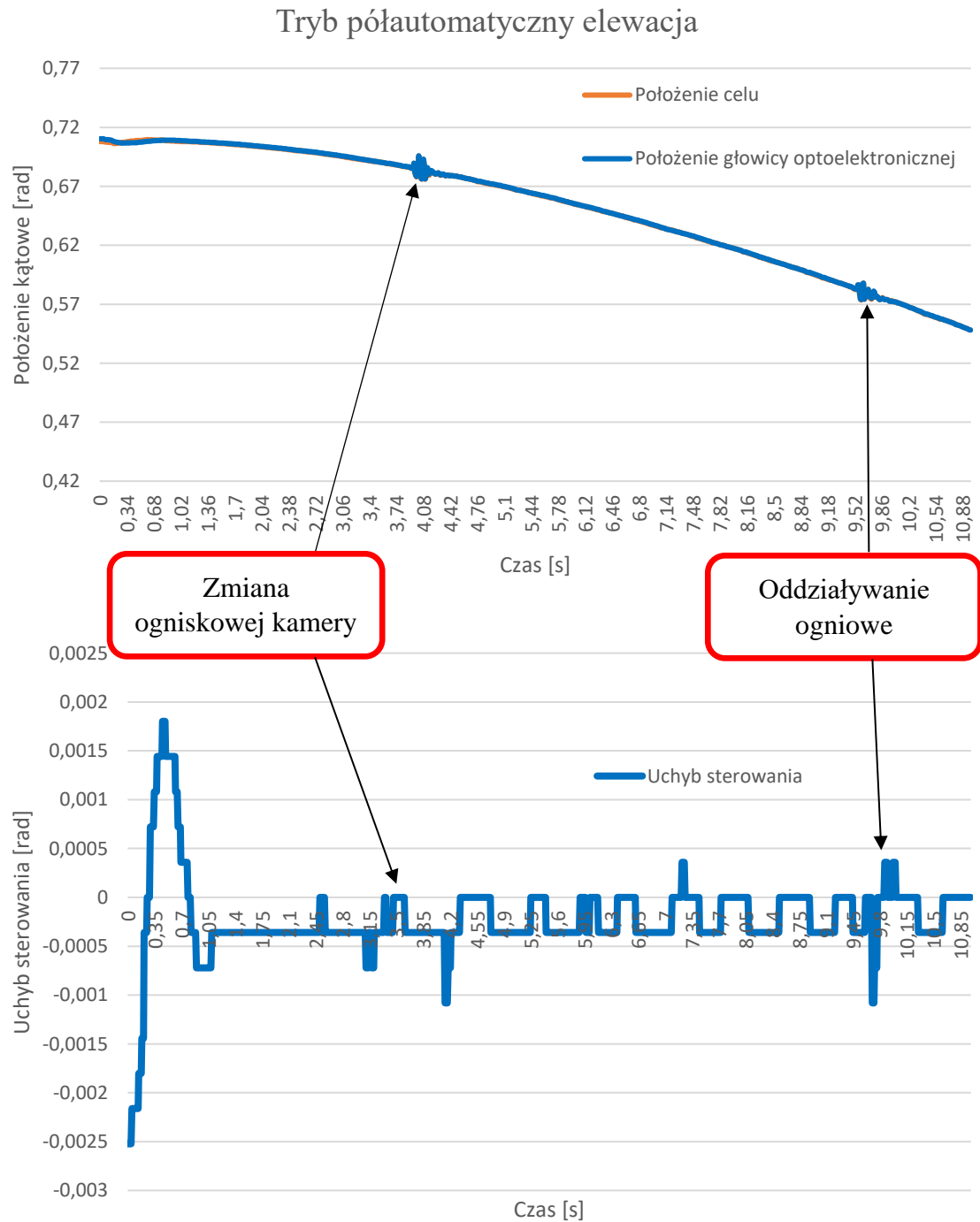
- Czas regulacji – 8,85 [s]
- Uchyb ustalony – 0,37 [mrad]

W powyższym przypadku można zauważyć, że operator od razu po rozpoczęciu śledzenia rozpoczął oddziaływanie ogniowe (strzelanie). Strzelanie przed osiągnięciem stanu ustalonego powodowało chwilową niestabilność i wydłużenie czasu regulacji układu. W dalszym etapie ruchu można zauważyć wpływ strzelania na układ sterowania. Kolejne uruchomienie spustu powodowało przesłonięcie celu oraz drgania mechaniczne układu, jednak zastosowana filtracja wraz z układem przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom pozwoliły na przywrócenie układu w stan stabilny w czasie około 1 [s].

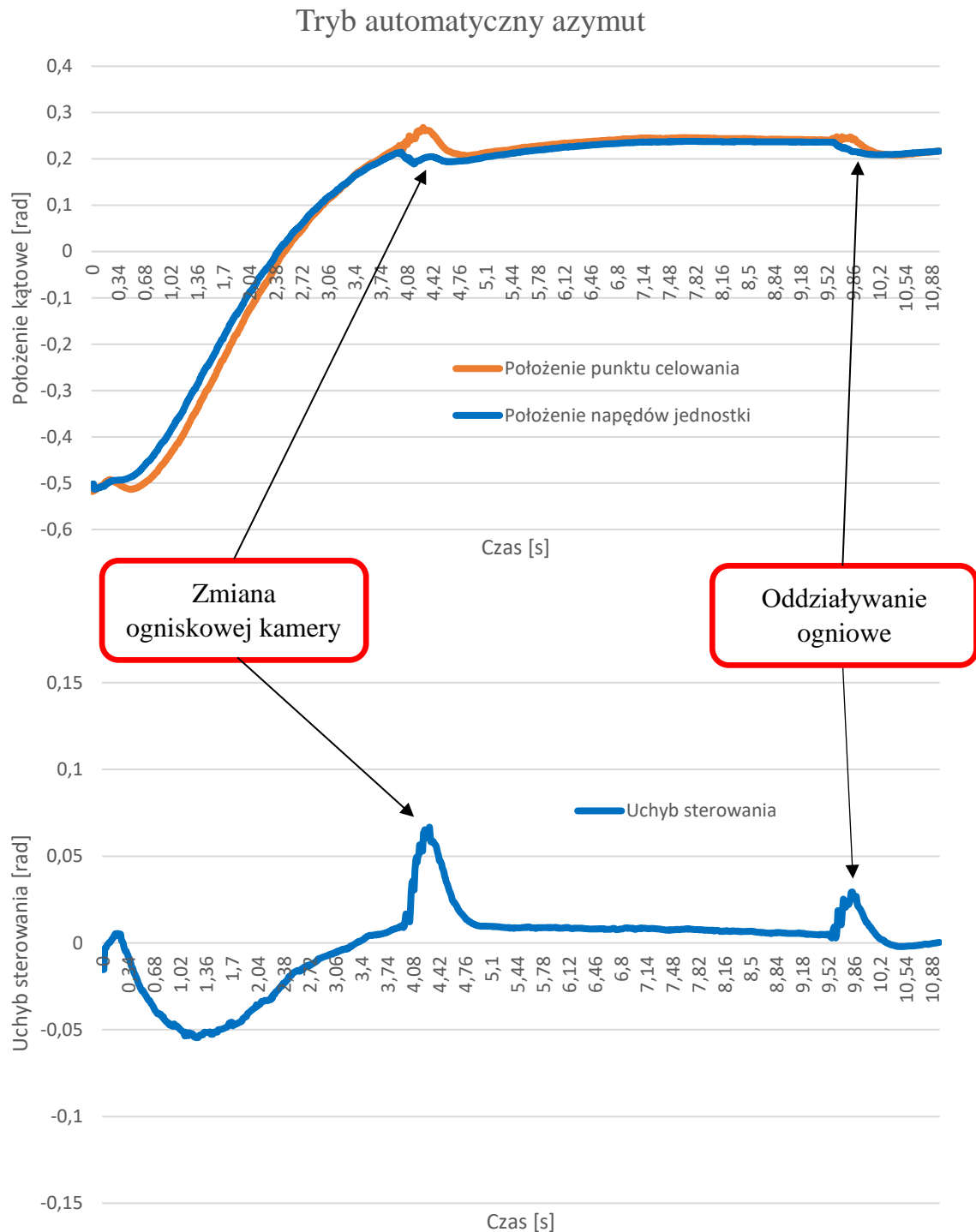
9.3.21. Wyniki badań kurs defiladowy – oddziaływanie ogniowe na Imitator ICP-R



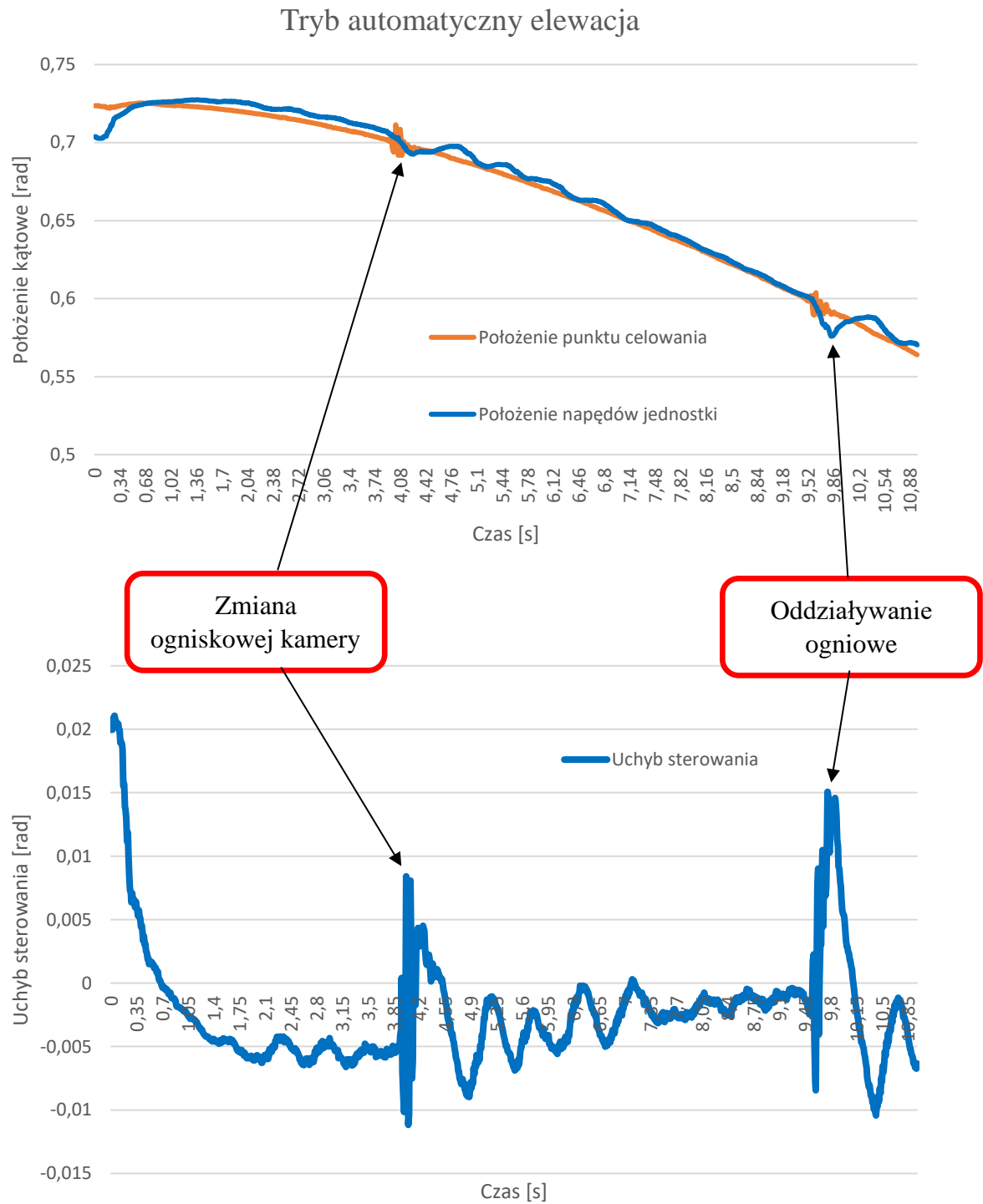
Rys. 122. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-R podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu



Rys. 123. Położenie i uchyb położenia (głowicy optoelektronicznej) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-R podczas strzelania w trybie półautomatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu



Rys. 124. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-R podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie azymutu, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych



Rys. 125. Położenie i uchyb linii celowania (armat) zestawu PZRA względem śledzonego Imitatora Celu Powietrznego ICP-R podczas strzelania w trybie automatycznym, w płaszczyźnie elewacji, przy kursie defiladowym celu, z uwzględnieniem przeliczeń balistycznych

9.3.22. Opis wyników badań kurs defiladowy z przelicznikiem balistycznym – Imitator ICP-R

Na podstawie wyników Rys. 122Rys. 125 można określić parametry regulatora PID z układami wspomagającymi w warunkach rzeczywistych. Osiągnięte parametry w poszczególnych wariantach konfiguracji PZRA:

Tryb półautomatyczny – azymut

- Czas regulacji – 2,57 [s]
- Uchyb ustalony – 0,3 [mrad]

Tryb półautomatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 1,11 [s]
- Uchyb ustalony – 0,2 [mrad]

Tryb automatyczny – azymut

- Czas regulacji – 3,31 [s]
- Uchyb ustalony – 0,9 [mrad]

Tryb automatyczny – elewacja

- Czas regulacji – 3,94 [s]
- Uchyb ustalony – 1,2 [mrad]

W powyższym przypadku można zauważyć, że dynamika układu pozwala odpracować uchyb dla szybkiego celu (około 350 m/s) i umożliwia rozpoczęcie strzelania podczas przebywania obiektu w strefie zagrożenia. Strzelanie rozpoczęło się chwilę po osiągnięciu stanu ustalonego, dlatego układ sterowania działał stabilnie podczas całego ruchu. Dodatkowo w dalszym etapie ruchu, można zauważyć wpływ strzelania na układ sterowania. Kolejne wymuszanie spustu powodowało przesłonięcie celu oraz drgania mechaniczne układu, jednak zastosowana filtracja wraz z układem przeciwdziałania chwilowym niestabilnościom, pozwoliły na przywrócenie układu w stan stabilny w czasie około 1 [s].

9.4. Podsumowanie badań poligonowych

Typ celu	Trajektoria ruchu	Przelicznik balistyczny	Tryb pracy	Płaszczyzna	Czas regulacji [s]	Uchyb ustalony [mrad]
Samolot Hercules	Kurs defiladowy	Nie	Półautomatyczny	Azymut	1,51	0,06
				Elewacja	1,51	0,02
			Automatyczny	Azymut	4,66	0,19
				Elewacja	3,27	0,1
	Kurs spotkaniowy (ruch ograniczony)	Nie	Półautomatyczny	Azymut	1,35	0,09
				Elewacja	1,98	0,03
Automatyczny			Azymut	2,95	0,17	
			Elewacja	-	-	
Samolot SU-22	Kurs defiladowy (ruch ograniczony)	Nie	Półautomatyczny	Azymut	1	2
				Elewacja	2,47	1,5
			Automatyczny	Azymut	2,31	15
				Elewacja	-	1,2
		Tak	Półautomatyczny	Azymut	1,03	0,18
				Elewacja	0,83	0,04
	Automatyczny		Azymut	1,44	1,3	
			Elewacja	1,42	0,5	
	Kurs spotkaniowy	Nie	Półautomatyczny	Azymut	1,36	0,1
				Elewacja	1	0,02
			Automatyczny	Azymut	6	0,3
				Elewacja	6	10
Tak		Półautomatyczny	Azymut	2,25	0,12	
			Elewacja	1,98	0,1	
	Automatyczny	Azymut	4,77	0,34		
		Elewacja	3,94	0,17		

BSL	Kurs defiladowy	Nie	Półautomatyczny	Azymut	0,33	0,4
				Elewacja	0,57	0,2
		Tak	Automatyczny	Azymut	2,34	0,7
				Elewacja	1,59	0,39
			Półautomatyczny	Azymut	1,19	0,09
				Elewacja	1,48	0,04
Automatyczny	Azymut	3,91	0,38			
	Elewacja	5,18	0,26			
BSL - Szerszeń	Kurs defiladowy	Tak	Półautomatyczny	Azymut	1,92	0,2
				Elewacja	2,08	0,1
			Automatyczny	Azymut	2,31	0,7
				Elewacja	4,32	0,5
ICP-1	Opadający	Tak	Półautomatyczny	Azymut	1,25	0,07
				Elewacja	1,05	0,03
			Automatyczny	Azymut	2,44	0,49
				Elewacja	8,85	0,37
ICP-R	Kurs defiladowy	Tak	Półautomatyczny	Azymut	2,57	0,3
				Elewacja	1,11	0,2
			Automatyczny	Azymut	3,31	0,9
				Elewacja	3,94	1,2

9.5. Ocena strzelań poligonowych

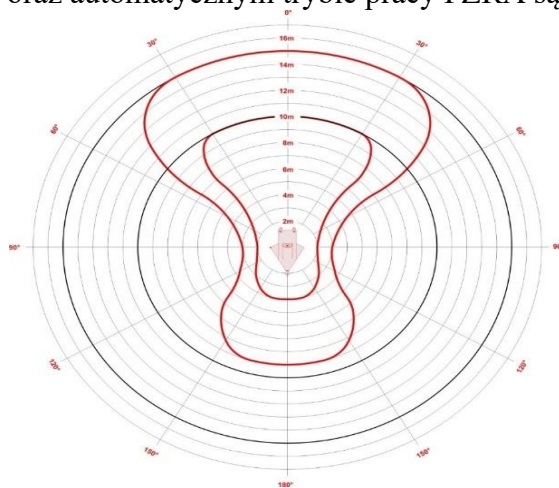
Badania poligonowe potwierdziły zgodność opracowanego modelu matematycznego z modelem rzeczywistym w warunkach poligonowych. Zaprojektowane w środowisku Matlab/Simulink układy sterowania zostały poprawnie zaimplementowane, a także pozwoliły na uzyskanie zadowalających wyników. Wyniki badań poligonowych pokazują, że opracowane układy sterowania pozwalają na optymalne śledzenie obiektów poruszających się z różnymi prędkościami. Uzyskane podczas badań parametry, potwierdzają skuteczność zastosowanych układów wspomagających regulator PID. Osiągnięte parametry czasu regulacji, a także uchybu ustalonego pozwalają stwierdzić, że system umożliwia śledzenie szybkich celów. Dodatkowo średni czas regulacji umożliwia rozpoczęcie strzelania w przeciągu około 3 sekund, umożliwiając zwalczanie obiektów, które przez krótki czas przebywają w strefie zwalczania.

Zaprojektowany model matematyczny z bardzo dużą dokładnością odzwierciedla rzeczywisty model jednostki ogniowej. Umożliwiło to przeprowadzenie wstępnych badań symulacyjnych, które pozwoliły na zoptymalizowanie układów sterowania w warunkach laboratoryjnych. Otrzymane podczas badań symulacyjnych parametry zostały przeniesione do rzeczywistego systemu, co pozwoliło uzyskać wyniki badań poligonowych zbliżone do wyników badań symulacyjnych.

Oddziaływania ogniowe prowadzone do samolotu BSL Szerszeń poruszającego się z rękawem, umożliwiły ocenę strzelań poligonowych. Samolot posiada specjalny system oceny oddziaływania ogniowego poprzez zliczanie kolejnych pocisków przelatujących w określonych odległościach od rękawa. System posiada dwa obszary rejestracji trafień, pierwsza strefa obejmuje przestrzeń w promieniu 10 metrów od rękawa, natomiast druga strefa obejmuje przestrzeń w promieniu ok. 15 metrów od rękawa.

Przedstawione wyniki badań oddziaływania ogniowego do samolotu szerszeń poruszającego się ze średnią prędkością 145 km/h, na odległości 1200 m, na wysokości 700 m. W strefie bliższej wykrytych zostało 18 pocisków, natomiast w strefie dalszej 31 pocisków, przy całkowitej liczbie oddanych strzałów około 400. Osiągnięto prawdopodobieństwo około 8 %, zbliżone do oddziaływania ogniowego do nieruchomej tarczy, które wynosi około 10 % [25].

Według opinii obecnych specjalistów wojskowych, wyniki przeprowadzonych strzelań ostrą amunicją w pół- oraz automatycznym trybie pracy PZRA są w pełni zadowalające.



Rys. 126. Rozkład stref wykrywania pocisków [25]

10. Podsumowanie

Przeprowadzone badania symulacyjne oraz badania poligonowe pozwalają na stwierdzenie poprawności działania opracowanych algorytmów sterowania jednostki ogniowej.

Badania symulacyjne przeprowadzone zostały dla celów o różnej dynamice oraz różnej trajektorii lotu, umożliwiając w ten sposób kompleksowe wykorzystanie opracowanego modelu matematycznego układów sterowania. Na podstawie wyników badań symulacyjnych można stwierdzić pozytywny wpływ zastosowania dodatkowych elementów regulatora PID. Zastosowanie dodatkowych elementów w układzie sterowania zmniejsza czas regulacji poszczególnych układów, nie zmieniając dynamiki oraz stabilności układów. Badania dla różnych prędkości kątowych w poszczególnych płaszczyznach (azymut i elewacja) umożliwiło stwierdzenie poprawności działania układów w trybie półautomatycznego i automatycznego śledzenia. Modele matematyczne zostały zidentyfikowane z dokładnością pozwalającą na projektowanie układów sterowania z wykorzystaniem środowiska Matlab. Warunki symulacyjne uwzględniały rzeczywisty wpływ zakłóceń oraz opóźnień układów sterowania. Jedynymi elementami, których nie można zrealizować podczas badań symulacyjnych był wpływ zmiany ogniskowej kamer termowizyjnej i telewizyjnej oraz wpływ mechanicznych oddziaływań strzelania krótkimi seriami na zobrazowanie i zachowanie układów sterowania. Wspomniane elementy mogły mieć wpływ na stabilność układu podczas badań poligonowych oraz na uchyby sterowania w poszczególnych wariantach prowadzenia ognia.

Zaprojektowane modele matematyczne układów sterowania z wykorzystaniem regulatora PID wraz z elementami wspomagającymi, zapewniają spełnienie wymagań zawartych w pkt. 4.

Badania poligonowe przeprowadzone na Centralnym Poligonie Sił Powietrznych w Ustce pozwoliły określić poprawność implementacji algorytmów sterowania oraz odzwierciedlić rzeczywiste warunki pracy układów sterowania. Badania symulacyjne nie pozwalały przewidzieć zachowania układu podczas prowadzenia strzelań oraz wpływu zachowania videotrackera i niedokładności związanych ze śledzeniem obiektów przez ten układ. Badania poligonowe wykazały poprawność zaimplementowanych algorytmów sterowania oraz umożliwiły stwierdzenie dokładności śledzenia na podstawie wizualnych błędów rozbieżności układów jednostki z obiektami powietrznymi oraz na podstawie rejestrowanych wyników śledzenia obiektów oraz oddziaływania ogniowego na cele powietrzne. Podczas badań poligonowych przeloty różnego rodzaju statków powietrznych, takich jak samolot Hercules, samolot SU-22, BSL Szerszeń z rękawem oraz imitatorów celów powietrznych ICP-1i ICP-R, umożliwiły przebadanie systemu kierowania ogniem dla różnych prędkości kątowych celu, różnej charakterystyki obiektów (rozmiar, kształt, charakterystyki termiczne). Analizując wyniki badań można stwierdzić, że algorytmy sterowania umożliwiają śledzenie obiektów z minimalnym błędem, który nawet przy dużych prędkościach kątowych (śledzenie SU-22) umożliwia trafienie celu, uwzględniając przeliczenia balistyczne i kąty wyprzedzenia. Badania systemu kierowania ogniem pozwalają również stwierdzić, że opracowane algorytmy niezależnie od rodzaju obiektu, jego prędkości, a także trajektorii ruchu (kurs defiladowy, kurs spotkaniowy) umożliwia przechwycenie oraz śledzenie różnych celów powietrznych. Dodatkowo można stwierdzić, że niezależnie od rodzaju obiektu

powietrznego, współpraca algorytmów sterowania i przelicznika balistycznego umożliwia skuteczne oddziaływanie ogniowe dla każdego z badanych obiektów.

Podczas badań poligonowych przebadany został również wpływ zmiany ogniskowej kamer termowizyjnej i telewizyjnej oraz wpływ oddziaływania mechanicznego w trakcie strzelania na stabilność układu. Wyniki badań prezentują prawidłowe zachowanie układów sterowania na zmianę ogniskowej kamer. Podczas zmiany kąta pola widzenia występuje niewielka niestabilność wynikająca z uchybów generowanych przez videotracker (filtry predykcyjne, zmiana rozmiarów i położenia obiektu na obrazie), jednakże układ sterowania po krótkim czasie (1-2 s) powraca do stanu stabilnej pracy. Można również stwierdzić, że układ sterowania jest odporny na intensywne oddziaływania mechaniczne w trakcie prowadzenia ognia.

Zastosowane metody przetrzymywania ostatniej klatki video przed oddaniem strzału oraz zastosowana funkcji predykcji położenia celu w układzie sterowania, umożliwia zachowanie stanu śledzenia po zakończeniu strzelania, dodatkowo zachowując stabilność całego SKO. Rozpatrując wyniki badań poligonowych, można stwierdzić, że przelicznik balistyczny przy dużych prędkościach kątowych linii armat zachowywał się niestabilnie, co wpływało niekorzystnie na układ sterowania, jednak zastosowanie odpowiednich filtrów zapewniło stabilne działanie systemu kierowania ogniem.

Wszystkie wyniki badań potwierdzają osiągnięcie wymaganego czasu regulacji oraz uchybu ustalonego – podstawowych wymaganych parametrów PZRA. Przekroczenie wymaganego czasu regulacji (czas, po którym uchyb osiąga wartość 2% uchybu początkowego) spowodowane jest głównie małym uchybem początkowym, który od razu po rozpoczęciu śledzenia jest mniejszy niż wymagany, co umożliwia natychmiastowe zwalczanie obiektu. W niektórych przypadkach dodatkowym elementem wpływającym negatywnie (zwiększającym) na czas regulacji jest załączenie przelicznika balistycznego niezwłocznie po rozpoczęciu śledzenia, co powoduje znaczną zmianę wartości zadanej (skok) przed osiągnięciem stanu ustalonego.

Analizując wyniki badań poligonowych można stwierdzić, że opracowane w rozprawie algorytmy sterowania PZRA spełniają wymagania taktyczno-techniczne określone w pkt. 4.

Ocena wyników badań poligonowych pozwala stwierdzić, że opracowane w rozprawie algorytmy śledzenia pozwalają na skuteczny ostrzał celu powietrznego. Uwzględniając wartość rozrzutu pocisków artyleryjskich można zauważyć, że prawdopodobieństwo trafienia jest zgodne z oddziaływaniem ogniowym do celów nieruchomych (tarczy strzelniczej). Poprawnie opracowane przez napędy jednostki ogniowej oraz głowicy optoelektronicznej parametry strzelania pozwalają na skuteczne zwalczanie różnorodnych celów powietrznych. Zebrane eksperymentalne dane potwierdzają poprawność koncepcji i wykonania systemu kierowania ogniem PZRA Pilica.

Na podstawie wyników badań poligonowych można potwierdzić poprawność sformułowanej na wstępie rozprawy tezy oraz zrealizowania postawionych celów. Zastosowane w rozprawie nowoczesne metody analityczno-symulacyjne pozwoliły na opracowanie algorytmów sterowania umożliwiających wykrycie, śledzenie i efektywne oddziaływanie ogniowe na cel.

Opisane w rozdziale 8 zakrojone na szeroką skalę badania poligonowe jednostki ogniowej PZRA Pilica odbyły się pod nadzorem komisji MON kwalifikującej system uzbrojenia PZRA do wojsk obrony przeciwlotniczej.

Kierunkiem dalszych prac badawczych dotyczących zwiększania możliwości bojowych PZRA Pilica może być implementacja algorytmu rozpoznawania obiektów powietrznych poprzez sztuczną inteligencję, a w konsekwencji dobieranie odpowiednich nastaw układów sterowania uwzględniając właściwości rozpoznanego celu powietrznego. Takie działanie umożliwi dokładniejsze śledzenie celów w zakresie dużych prędkości kątowych, a także w przypadku obiektów o wysokiej manewrowości. Konieczne jest również uzupełnienie badań użytkowych PZRA o badania poligonowe z użyciem rakiet Grom. W programie strzelań raketowych należy sprawdzić poprawność selekcji SKO wobec celów powietrznych znajdujących się poza zasięgiem armat 23 mm a będących w zasięgu PPZR Grom.

11. Literatura

- [1] K. Motyl, B. Zygmunt, K. Sienicki, J. Noga, Z. Puzewicz, *Koncepcja zmian parametrów balistycznych PPZR Grom do zwalczania pocisków manewrujących*, Problemy Mechatroniki, 8, 4(30), 2017, 111-122
- [2] *Encyclopedia Astronautica*, <http://www.astronautix.com/lvs/bulava.htm>, 2010
- [3] D. C. Aronstein, *Advanced Tactical Fighter to F-22 Raptor: Origins of the 21st Century Air Dominance Fighter*, AIAA, 1998
- [4] W. Giernacki, *Drony i bezzałogowe statki powietrzne (UAV): ku lotom autonomicznym grup latających robotów wielowirnikowych operujących w otoczeniu bliskim człowiekowi*, Politechnika Poznańska, 2018
- [5] K. Boon, D. Lovelace, *The Drone Wars of the 21st Century: Costs and Benefits*, Oxford University Press, 2014
- [6] J. Sabak, *Pilica - raketowo-artyleryjski zestaw przeciwlotniczy*, <https://www.defence24.pl/pilica-raketowo-artyleryjski-zestaw-przeciwlotniczy>, Defence24
- [7] <http://magnum-x.pl>
- [8] M. Gyűrösi, *Zestaw przeciwlotniczy Pancyr (cz. I)*, Nowa Technika Wojskowa, 2010
- [9] M. Gyűrösi, *Hybrydowy zestaw przeciwlotniczy Pancyr-SI (cz. II)*, Nowa Technika Wojskowa, 2010
- [10] ZMT Tarnów, *Samobieżny Zestaw Artyleryjsko-Rakietowy ZSU 23-4 MP "Biała"*, 2017
- [11] J. C. O'Halloran, *Jane's Land-Based Air Defence 2005–2006*, Janes Information Group, 2005
- [12] IBP, Inc., *Korea South Army Weapon Systems Handbook Volume 1 Strategic Information and Major Weapon Systems*, 2007
- [13] K. Sienicki, K. Motyl, T. Zawada, *Koncepcja zautomatyzowanego systemu obrony przeciwlotniczej rozproszonej baterii lub dywizjonu 35 mm*, Problemy Mechatroniki, 3, 4(10), 2012, 99-112
- [14] U.S. Army Air Defense Artillery School, *Air Defense Artillery*, 1997
- [15] Aselsan, *Medium Range Air Defence Missile System HISAR-O*, 2018
- [16] Army Technology, *Avenger Low Level Air Defence System, USA*, 2019
- [17] Borowczyk W., Kaczmarek W., *Wyznaczenie wybranych parametrów stanowiska laboratoryjnego do badania optoelektronicznych głowic śledzących*, Mechanik, 8(7CD), 2013, 41-52
- [18] PCO S.A., *Stabilizowana Głowica Obserwacyjno-Śledząca GOS-1 AURORA*, Ulotka firmowa
- [19] Wiwtech DSP, *Videotracker VT-17*, Ulotka firmowa
- [20] Kaczmarek W., Panasiuk J., Sienicki K., Śmietański W., Wojtyra D., *Badanie przelicznika balistycznego z wykorzystaniem głowicy optoelektronicznej*, Mechanik 7(89), 2016, 714-715
- [21] <http://stackoverflow.com>
- [22] B. Zygmunt, K. Sienicki, D. Wojtyra, *Mathematical Model of the Surveillance, Tracking and Fire Control System of the Short-Range ADGM System*, Problems of mechatronics - Armament, aviation, safety engineering, 2019, 10, 1(35), 49-58.
- [23] T. Zawada, *Rozprawa doktorska, Sterowanie optymalne obrotowych układów elektromechanicznych o dużych masach*, Politechnika Warszawska, Wydział Elektryczny

- [24] <https://www.armyrecognition.com/>
- [25] ITWL, *Sprawozdanie ze strzelań poligonowych*, 2019, Ustka
- [26] Söderström T., Stoica P., *Identyfikacja systemów*, PWN, 1998, Warszawa
- [27] Eykhoff P., *Identyfikacja układów dynamicznych*, PWN, 1980, Warszawa
- [28] Awrejcewicz J., *Matematyczne modelowanie systemów*, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, 2007, Warszawa
- [29] Mańczak K., Nahorski Z., *Komputerowa identyfikacja obiektów dynamicznych*, 1983, Państwowe Wydawnictwo Naukowe
- [30] Żyluk A., Żurek J., *Modelowanie systemów*, Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych
- [31] Borowczyk W., Kaczmarek W., *Badanie wpływu poprawek na dokładność wyliczania nastaw działowych w oparciu o uproszczone tabele balistyczne*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, 9(54), 2005, 39-48
- [32] Borowczyk W., Kaczmarek W., *Analiza i ocena błędów wyliczania nastaw działowych w przelicznikach przeciwlotniczych zestawów artyleryjskich bliskiego zasięgu*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej, 1(57), 2008, Warszawa, 19-29
- [33] Kaczmarek W., Sienicki K., *Mechatroniczne aspekty projektowania rozproszonych systemów obrony przeciwlotniczej*, Mechanik 10, 1(35), 2010, Warszawa, 501-508