

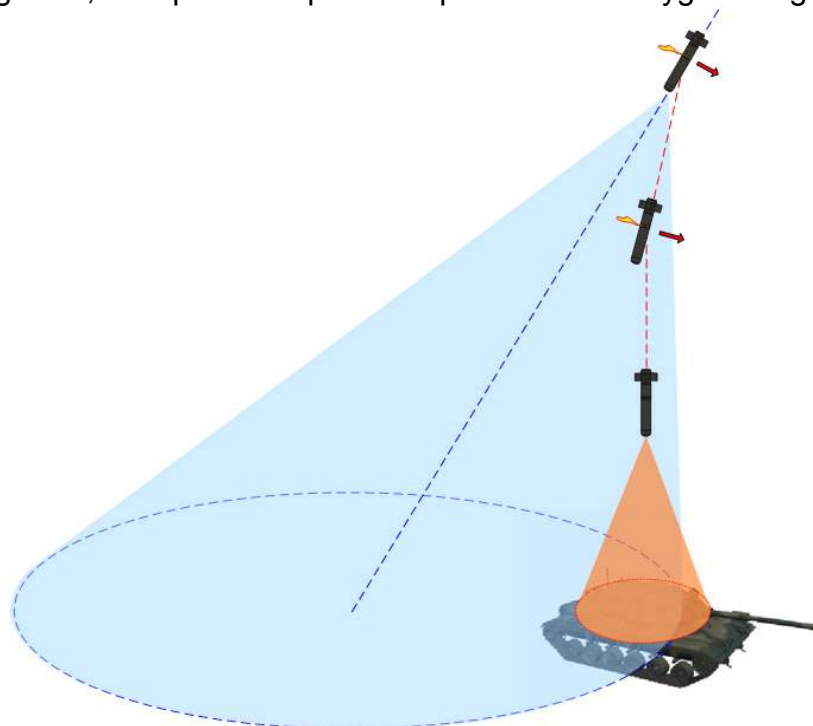
mjr dr inż. Krzysztof MOTYL
dr inż. Bogdan MACHOWSKI
dr inż. Józef PASZULA
dr hab. inż. Bogdan ZYGMUNT
Wojskowa Akademia Techniczna

DOŚWIADCZALNE BADANIA PROCESU GAZODYNAMICZNEGO STEROWANIA OBIEKTEM

W referacie przedstawiono wyniki badań doświadczalnych wpływu oddziaływania pojedynczego raketowego silniczka korekcyjnego na dynamikę pocisku raketowego. Wyznaczenie charakterystyk balistycznych raketowego silniczka korekcyjnego oraz zbadanie ich wpływu na dynamikę makiety pocisku, przeprowadzono na stanowisku badawczym, opracowanym specjalnie do realizacji tego zagadnienia.

1. Wstęp

Idea gazodynamicznego sterowania lub korygowania trajektorii lotu obiektów znalazła zastosowanie zarówno w odniesieniu do pojazdów kosmicznych jak i pocisków raketowych. Zasada gazodynamicznej korekcji toru lotu polega na krótkotrwałym przyłożeniu siły określonej wartości, wywołanej ukierunkowanym strumieniem gazów, w odpowiedni punkt na powierzchni korygowanego obiektu.



Rys. 1. Sposób sterowania impulsowego pociskiem w czasie fazy opadania

Najbardziej użytecznym urządzeniem do wytworzenia takiej siły jest silnik raketowy odpowiedniej konstrukcji na paliwo ciekłe lub stałe. Do korekcji lotu pocisków raketowych wolno wirujących stosuje się małowabarytowe silniki raketowe na paliwo stałe wytwarzające krótkotrwały impuls siły (rys. 1). Optymalizacja parametrów balistycznych takiego silnika korekcyjnego polega na opracowaniu paliwa raketowego o wysokiej liniowej prędkości palenia mało zależnej od temperatury początkowej oraz na zaprojektowaniu konstrukcji komory spalania wraz z układem zapłonowym, jak również kształtów geometrycznych ładunku prochowego.

Podstawowym parametrem użytkowym silnika korekcyjnego jest jego czas pracy uzależniony od szybkości ruchu obrotowego pocisku. Przykładowo, dla pocisku wirującego z prędkością 10 obr./s czas pracy silnika nie powinien być większy niż 36 ms (0,1 część obrotu). Maksymalnie możliwe skrócenie czasu pracy silnika korekcyjnego poprawia efektywność korekcji trajektorii pocisku.

O parametrach balistycznych nitroglicerynowych ładunków napędowych decydują w największym stopniu: geometryczne wymiary ładunku, liniowa prędkość palenia ładunku oraz jednostkowe ciepło spalania paliwa (tzw. kaloryczność paliwa raketowego) i związany z tym impuls jednostkowy [3]. Kluczowym zadaniem przy zaprojektowaniu efektywnego silnika korekcyjnego było opracowanie nitroglicerynowego lub pirotechnicznego paliwa raketowego o wysokim impulsie jednostkowym oraz wysokiej stabilnej prędkości palenia, dochodzącej do 50 mm/s, przy średnim zakresie ciśnień (10÷25 MPa) w zakresie temperatur od -40 do +50°C.

2. Opis stanowiska badawczego generacji, pomiaru i rejestracji sygnałów z czujników pomiarowych

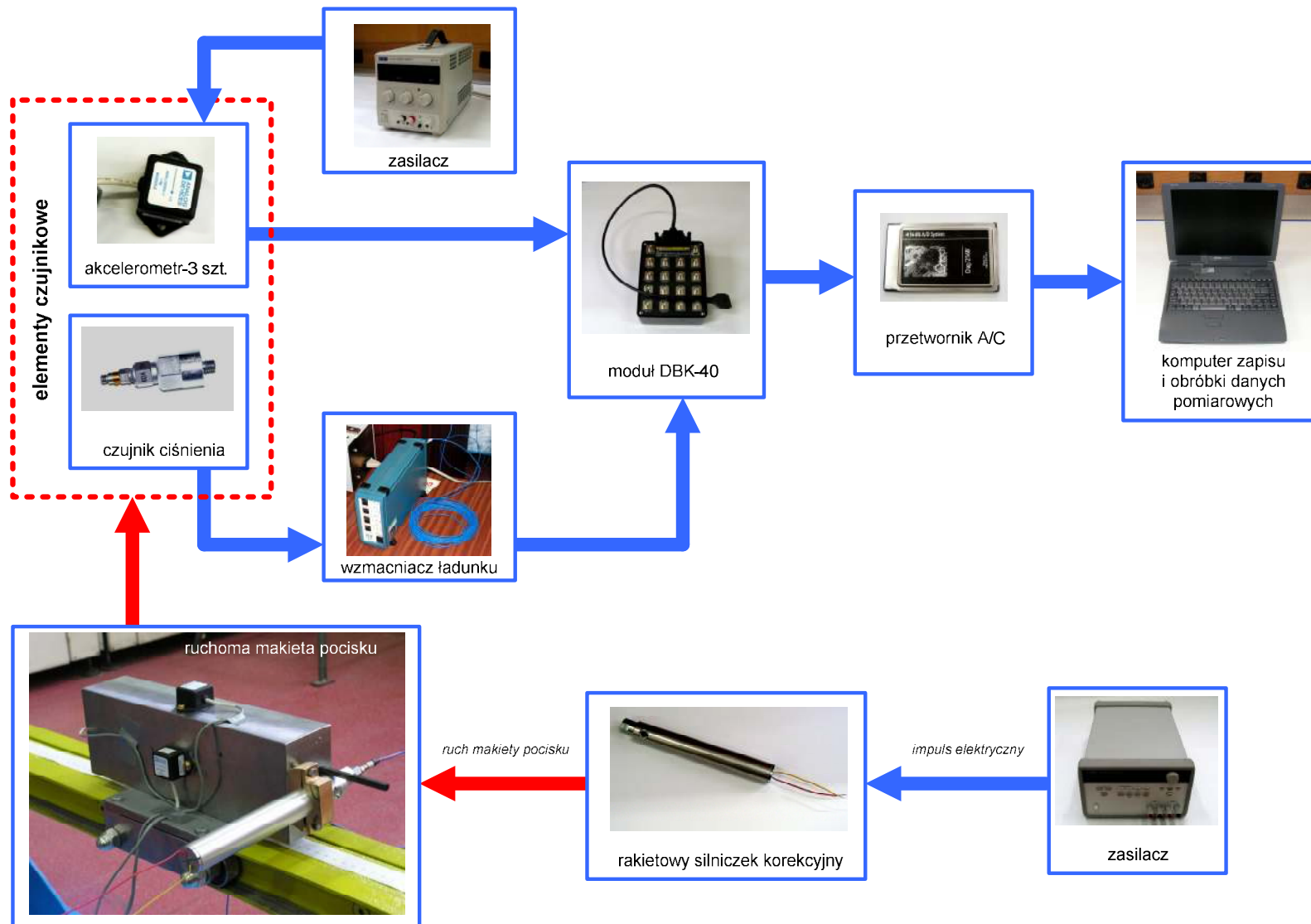
Przeprowadzenie badań doświadczalnych oddziaływania raketowego silniczka korekcyjnego rozpatrywanego pocisku moździerzowego w locie jest kosztowne, chociażby z tego względu, że zainstalowana w kadłubie pocisku specjalistyczna aparatura pomiarowa ulega zniszczeniu. W związku z tym opracowano stanowisko badawcze składające się z części mechanicznej i pomiarowej, na którym możliwa jest symulacja ruchu takiego obiektu.

W skład mechanicznej części stanowiska wchodzi: podstawa, prowadnica i makieta pocisku o masie 16 kg. Część pomiarową wykonanego stanowiska badawczego stanowią: piezokwarcowy czujnik ciśnienia, czujnik przyspieszeń liniowych i karta pomiarowa A/D.

Zbudowane stanowisko badawcze umożliwiło doświadczalne wyznaczenie rozkładu ciśnienia w funkcji czasu wylatujących przez dyszę gazów prochowych raketowego silniczka korekcyjnego oraz przyspieszenia poruszającej się makiety pocisku po prowadnicy stanowiska. Pomiar przeprowadzono na stanowisku, którego schemat funkcjonalny przedstawiono na rysunku 2.

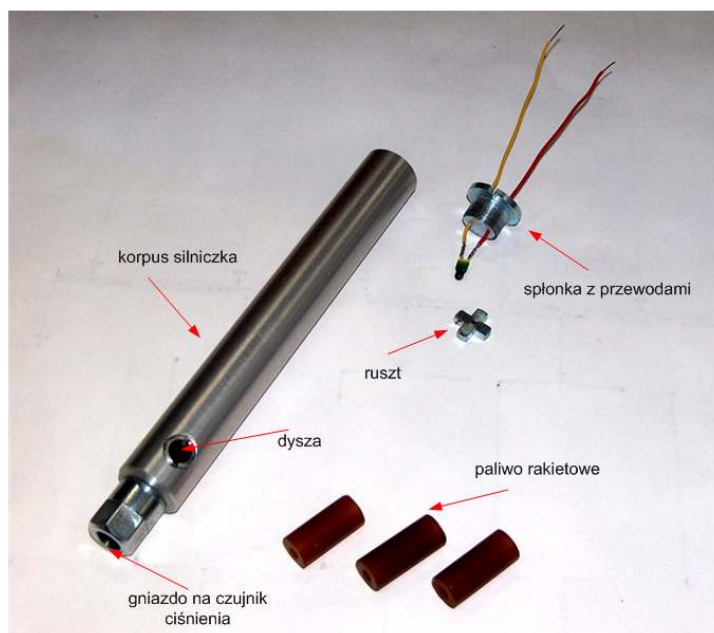
3. Wyniki badań wpływu oddziaływania raketowego silniczka korekcyjnego na dynamikę makiety pocisku

Źródłem wymuszenia impulsowego, powodującego ruch makiety pocisku po prowadnicy jest ciąg raketowego silniczka korekcyjnego (rys. 3).



Rys. 2. Schemat funkcjonalny stanowiska badawczego

W przyjętym do badań silniczku korekcyjnym zastosowano paliwo raketowe stosowane w silnikach raketowych lotniczych systemów ratunkowych [4]. Jako element czujnikowy wykorzystano piezoelektryczny czujnik ciśnienia typu M102A firmy PCB Piezotronics. Silnik korekcyjny montowany był do ruchomej makiety pocisku.



Rys. 3. Budowa raketowego silniczka korekcyjnego

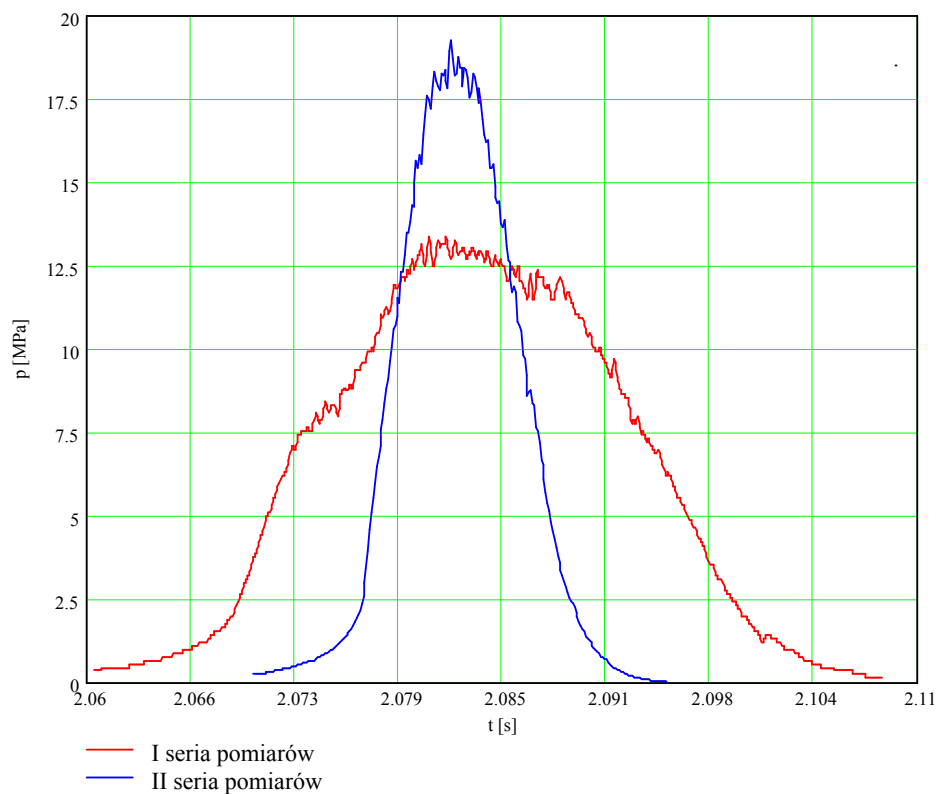
3.1. Doświadczalne wyznaczenie rozkładu ciśnienia gazów prochowych w funkcji czasu pracy raketowego silniczka korekcyjnego

W pierwszym etapie badań wyznaczono doświadczalnie rzeczywisty rozkład ciśnienia gazów prochowych w funkcji czasu działania silniczka raketowego.

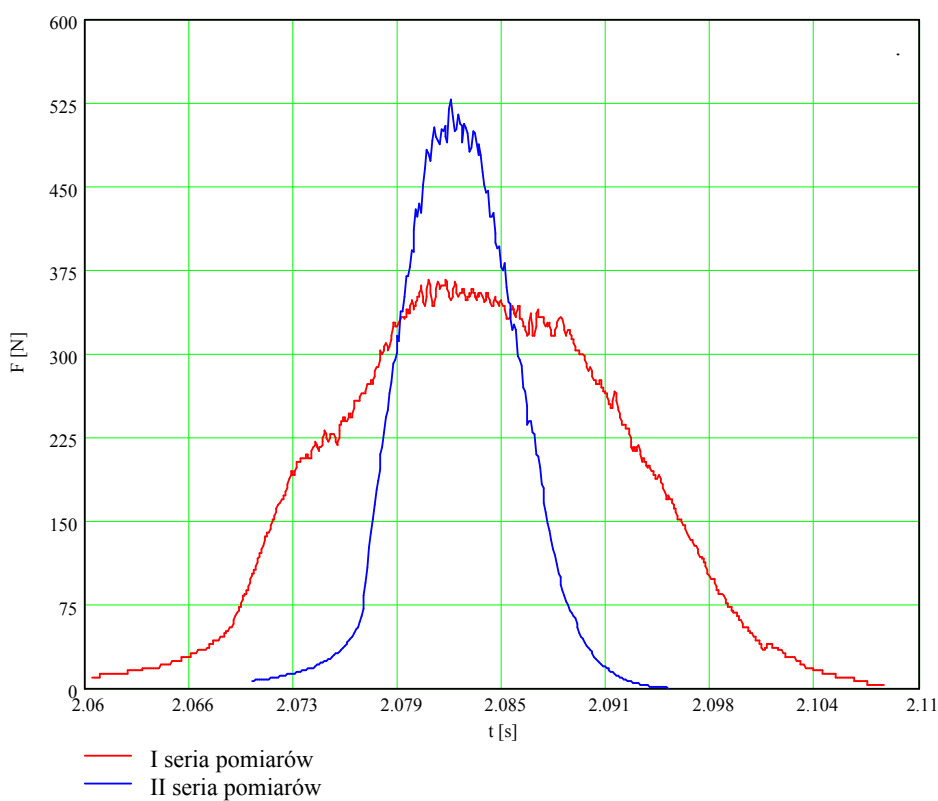
W pierwszych próbach zamierzano określić masę ładunku prochowego umożliwiającą uzyskanie impulsu siły (ciągu) wystarczającą do zaobserwowania efektu korekcji trajektorii w określonym możliwie krótkim odcinku czasu. Parametrem mierzonym był przebieg ciśnienia w komorze silnika. Masa ładunku prochowego wynosiła 7g, zapłon charakteryzował się niskim poziomem impulsu. Na wykresie (rys. 4) przedstawiono przebieg ciśnienia z tych prób. Uzyskane ciśnienie wynosiło średnio 13 MPa a czas pracy silnika ok. 30 ms. Makieta pocisku po zadziałaniu silnika przebyła drogę 52 cm.

W celu określenia możliwości maksymalizacji parametrów balistycznych silnika z zastosowaniem zaproponowanego paliwa raketowego przeprowadzono próbę z ładunkiem o masie 10,5 g. W tej próbie nastąpiło zbyt duże przekroczenie ciśnienia, komora silnika została wyerodowana w okolicach dyszy, natomiast droga makiety przekroczyła zakres mierzalny stanowiska. Określono w ten sposób granicę masy ładunku prochowego dla danej konstrukcji silnika korekcyjnego.

Uwzględniając wyniki z I serii pomiarów, zmniejszono masę ładunku do 5,6 g z jednoczesnym zwiększeniem intensywności zapłonu ładunku poprzez zastosowanie dodatkowego pirotechnicznego wzmacniacza. Oprócz pomiaru ciśnienia w komorze silnika mierzono również przyspieszenia stosując 3 niezależne akcelerometry.



Rys. 4. Wyznaczony doświadczalnie rzeczywisty rozkład ciśnienia gazów prochowych w funkcji czasu pracy raketowego silniczka korekcyjnego (I i II seria pomiarów)



Rys. 5. Wyznaczony rzeczywisty rozkład ciągu w funkcji czasu pracy raketowego silniczka korekcyjnego (I i II seria pomiarów)

Uzyskano powtarzalne wyniki pomiarów: ciśnienie w komorze silnika wynosiło $14 \div 18$ MPa, czas trwania impulsu wynosił ok. 12 ms, a droga przebyta przez model pocisku wyniosła $77 \div 86$ cm. Na rysunku 4 przedstawiono przebieg ciśnienia w komorze silnika dla powyższych warunków przeprowadzenia pomiaru.

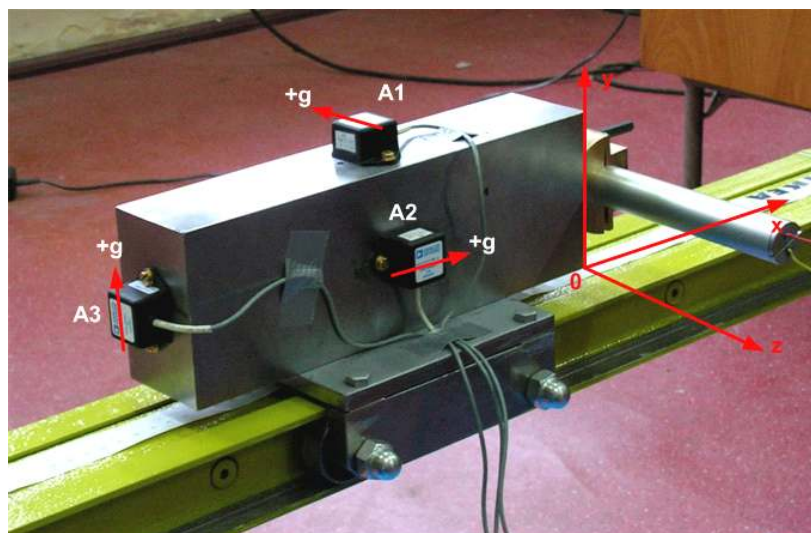
Na uwagę zasługuje bardzo krótki czas trwania impulsu, przy umiarkowanym poziomie ciśnienia w silniku. Stwarza to przesłanki do dalszego zwiększania parametrów balistycznych silnika z wykorzystaniem opracowanego paliwa raketowego.

Dysponując wyznaczonym doświadczalnie rozkładem ciśnienia w czasie wylatujących gazów prochowych przez dyszę silniczka, znając parametry paliwa raketowego i przekrój krytyczny dyszy, wyznaczono rozkład ciągu w funkcji czasu pracy opracowanego silniczka korekcyjnego.

Przykładowe wyniki badań doświadczalnych przedstawiające rzeczywisty rozkład ciągu w czasie pracy silniczka raketowego zamieszczono w formie wykresu na rysunku 5.

3.2. Doświadczalne wyznaczenie przyspieszenia poruszającej się makiety pocisku po prowadnicy stanowiska badawczego

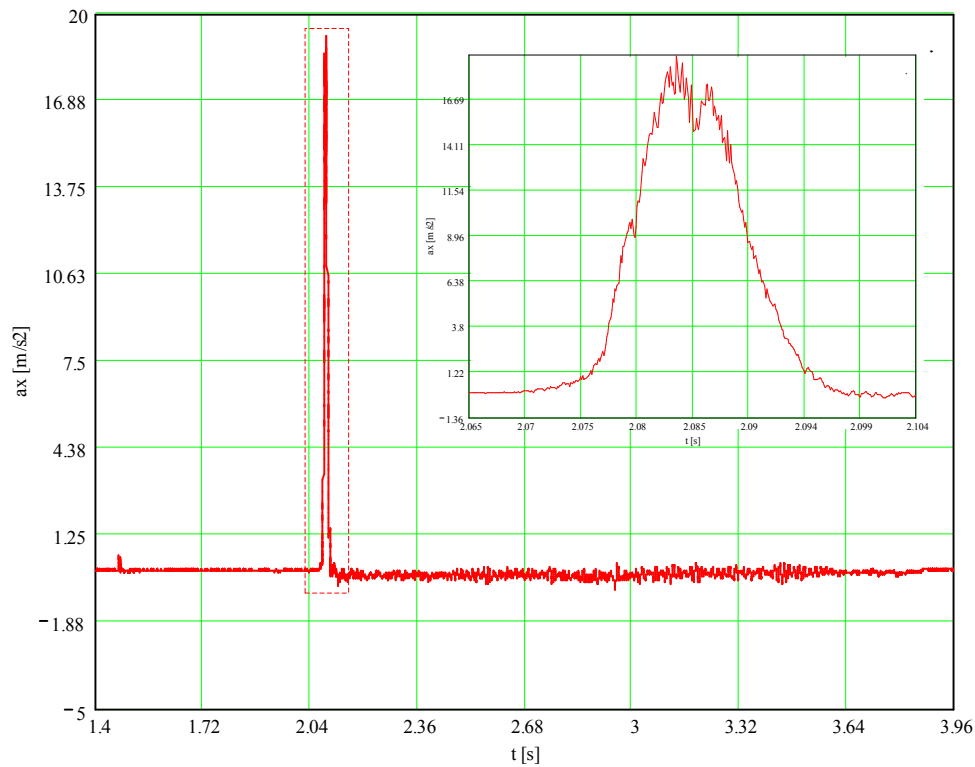
W drugim etapie badań wyznaczono doświadczalnie składowe przyspieszenia w funkcji czasu makiety pocisku poruszającej się po prowadnicy stanowiska badawczego. Do wyznaczenia składowych przyspieszenia zastosowano 3 niezależne akcelerometry zamocowane do makiety pocisku (rys. 6). Akcelerometr **A1** umożliwił pomiar przyspieszenia badanego obiektu w osi $0z$, akcelerometr **A2** – przyspieszenie styczne do toru ruchu pocisku, natomiast akcelerometr **A3** – składową przyspieszenia w osi $0y$



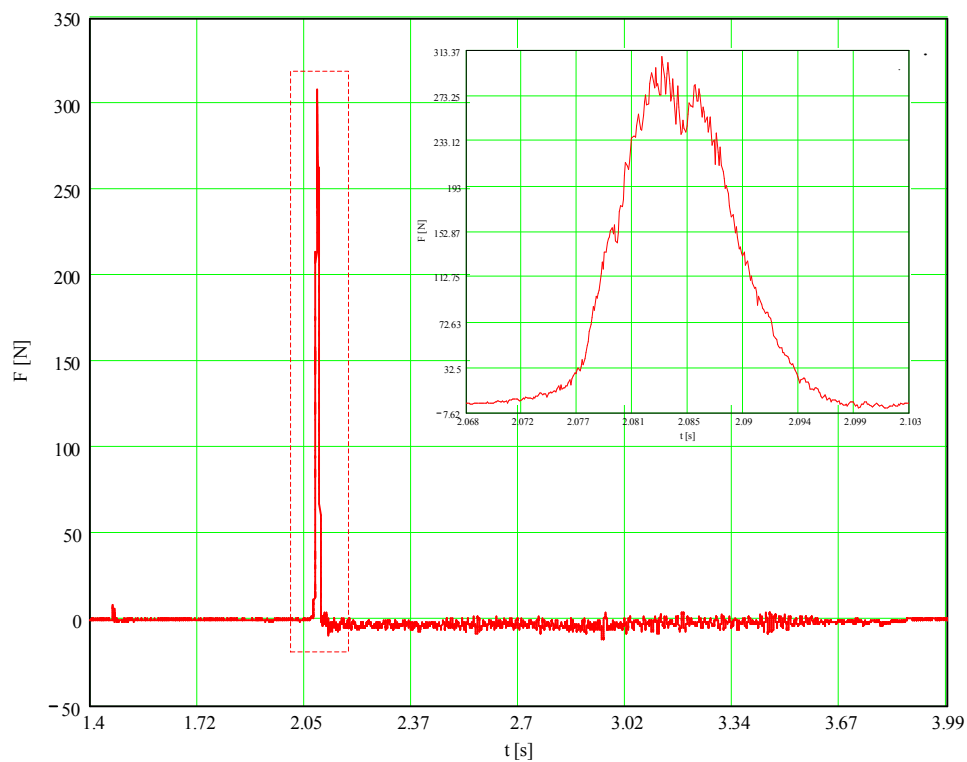
Rys. 6. Sposób zamocowania akcelerometrów do makiety pocisku
(na rysunku zaznaczono strzałkami osie czułości akcelerometrów)

Otrzymane wyniki badań doświadczalnych pozwoliły na przeprowadzenie analizy wpływu krótkotrwałego impulsu siły na dynamikę makiety pocisku. Przykładowe wyniki badań doświadczalnych przedstawiające rzeczywisty przebieg zarejestrowanej składowej przyspieszenia a_x zamieszczono w formie wykresu na

rysunku 7. Przykładowe wyniki siły F_x działającej na obiekt zamieszczono w formie wykresu na rysunku 8.



Rys. 7. Wyznaczony doświadczalnie przebieg składowej przyspieszenia a_x ruchu makiety pocisku po prowadnicy stanowiska badawczego



Rys. 8. Wyznaczona doświadczalnie składowa siły F_x działająca na makiętę pocisku w czasie ruchu po prowadnicy stanowiska badawczego

6. Wnioski

1. Przedstawione wyniki badań doświadczalnych w formie wykresów umożliwiają bezpośrednie porównanie oddziaływania impulsu siły na efekt dynamiczny w postaci siły działającej na makietę pocisku. Kształty impulsów są do siebie zbliżone, różnią się wartością. Przyczyną tego zjawiska jest tarcie w łożyskach i na styku łożysko-prowadnica.
2. Uzyskane wyniki badań doświadczalnych pozwoliły na szeroką analizę wpływu rzeczywistego wymuszenia impulsowego raketowego silniczka korekcyjnego na dynamikę makietę pocisku, zastępującą rozpatrywany w badaniach symulacyjnych pocisk moździerzowy.
3. Zbudowano stanowisko laboratoryjne, które może być wykorzystywane zarówno w dydaktyce jak i do badań pewnej grupy pocisków wykorzystywanych w technice raketowej i cywilnych rozwiązaniach technicznych. Przygotowano narzędzie badawcze w postaci stanowiska do analizy wpływu dynamicznych wymuszeń na rozpatrywany układ dynamiczny.
4. Wyniki badań mogą być bezpośrednio wykorzystane w pracach obejmujących zagadnienia gazodynamicznego sterowania wirujących obiektów latających o niewielkiej masie.

7. Spis wykorzystanych źródeł

- [1] MACHOWSKI B., PIETRZYKOWSKI D., *Analiza wpływu dokładności czujnika przyspieszeń liniowych na możliwość określania parametrów przestrzennego lotu pocisku*. VIII Konferencja Naukowa Sterowanie i regulacja w radiolokacji i obiektach latających, tom II, Jelenia Góra 1997.
- [2] MOTYL K., *Analiza dynamiki lotu przestrzennego wirującego pocisku moździerzowego sterowanego gazodynamicznie*. Rozprawa doktorska, Warszawa 2002.
- [3] TORECKI S., *Silniki raketowe*. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1984.
- [4] ZYGMUNT B., *Prochowe ładunki napędowe do foteli wyrzucanych samolotów bojowych*. V Międzynarodowa Konferencja. Uzbrojeniowa „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia”, Waplewo, 9÷11.10.2004, Materiały Konferencji, s. 1191-1200.