

Streszczenie rozprawy doktorskiej

mgr inż. **Mariusz Jacewicz**

temat: ***Dynamika i algorytmy sterowania rakiet w różnych fazach lotu przy użyciu silników korekcyjnych na paliwo stałe***

dziedzina: nauki techniczne /nauki inżynieryjno-techniczne

dyscyplina: budowa i eksploatacja maszyn / inżynieria mechaniczna

promotor pracy: dr hab. inż. Robert Głębocki, prof. uczelni - Politechnika Warszawska Wydział MEiL

Celem rozprawy było opracowanie algorytmów sterowania rakiet wykorzystujących w poszczególnych fazach lotu układy wykonawcze sterowania oparte o silniki korekcyjne na paliwo stałe. W pracy przedstawiono wyniki badań na przykładzie dwóch różnych zagadnień: naprowadzania w pasywnej fazie lotu pocisku klasy ziemia-ziemia kalibru 122 mm oraz manewru „miękkiego” pionowego startu rakiety kalibru 152.4 mm. W celu osiągnięcia zakładanego celu zrealizowano szereg pomniejszych zadań. Dokonano przeglądu rozwiązań konstrukcyjnych pocisków wykorzystujących silniki korekcyjne na paliwo stałe w różnych fazach lotu oraz przeglądu literatury na temat metod naprowadzania rakiet. Opracowano nieliniowy model matematyczny rakiety traktowanej jako bryła o zmiennej masie i sześciu stopniach swobody. Charakterystyki aerodynamiczne rakiet wyznaczono wykorzystując komercyjne pakiety PRODAŚ i MISL3. Na modelu materialnym demonstratora „miękkiego” pionowego startu wykonano serię testów w poddźwiękowym tunelu aerodynamicznym, a wartości sił i momentów sił zmierzono przy pomocy wagi zewnętrznej Witoszyńskiego oraz sześciokomponentowej wagi wewnętrznej. Opracowany model pocisku posłużył do stworzenia oprogramowania symulacyjnego w środowisku MATLAB/Simulink przeznaczonego do badań różnych stanów lotu rakiet. Symulacja rakiety 122 mm została zwalidowana w oparciu o dane z układu telemetrii pokładowej i radaru Dopplera uzyskane w czasie testów w locie rzeczywistego pocisku. Na drodze obliczeń wyznaczono strefy osiągalności (ang. footprint) rakiety 122 mm sterowanej gazodynamicznie, a następnie przebadano dwie metody jej naprowadzania: zmodyfikowany algorytm lotu według trajektorii referencyjnej (ang. trajectory tracking) oraz sposób oparty na predykcji punktu upadku (ang. impact point prediction). Przeanalizowano wpływ wartości impulsu całkowitego silnika korekcyjnego i momentu inicjalizacji procesu naprowadzania na otrzymywany błąd trafienia rakiety ziemia-ziemia. Ocenę jakości badanych metod naprowadzania dokonano w oparciu o stochastyczne symulacje rozrzutu Monte-Carlo. Porównano wyniki dla lotu niekierowanego oraz dwu badanych algorytmów. Przedstawiono dwuwymiarowe estymatory gęstości (ang. kernel density estimators) funkcji prawdopodobieństwa trafienia. Oba sposoby naprowadzania pozwoliły na kilkukrotne zwiększenie skupienia punktów upadku względem lotu niesterowanego przy równoczesnym zachowaniu dokładności trafienia, a metoda oparta na predykcji punktu upadku okazała się skuteczniejsza od śledzenia zadanej trajektorii i pozwoliła na osiąganie kołowego błędu trafienia rzędu pojedynczych metrów. Dla rakiety 152.4 mm opracowano metodę realizacji manewru obrotu nad wyrzutnią opartą o modyfikacje stałych czasowych między uruchomieniami dwu kolejnych silników korekcyjnych. Przebadano wpływ prędkości wyrzutu rakiety, opóźnień między uruchomieniami silników korekcyjnych i uruchomienia głównego zespołu napędowego na sposób realizacji manewru obrotu nad wyrzutnią. Na drodze symulacji stochastycznych sprawdzono wpływ zaburzeń oraz brak stabilizacji rakiety w kanale przechylania na powtarzalność manewru. Zaprezentowano wyniki testów naziemnych gazodynamicznego układu wykonawczego sterowania na specjalnie stworzonym do tego celu stanowisku pomiarowym oraz 13 testów w locie demonstratora „miękkiego” pionowego startu dla sterów umieszczonych zarówno przed jak i za środkiem masy. Finalnie wykonano walidację modelu rakiety 152.4 mm. Prowadzone po raz pierwszy w Polsce badania doświadczalne te same metody w warunkach poligonowych potwierdziły poprawność opracowanych symulacji i udowodniły możliwość uzyskania powtarzalności realizacji miękkiego pionowego startu w przyjętym rozwiązaniu konstrukcyjnym. Wyniki przedstawiono w postaci zestawień tabelarycznych i wykresów. Rezultaty prowadzonych prac mogą zostać wykorzystane do dalszych działań mających na celu rozwój krajowej technologii gazodynamicznych układów wykonawczych sterowania.