

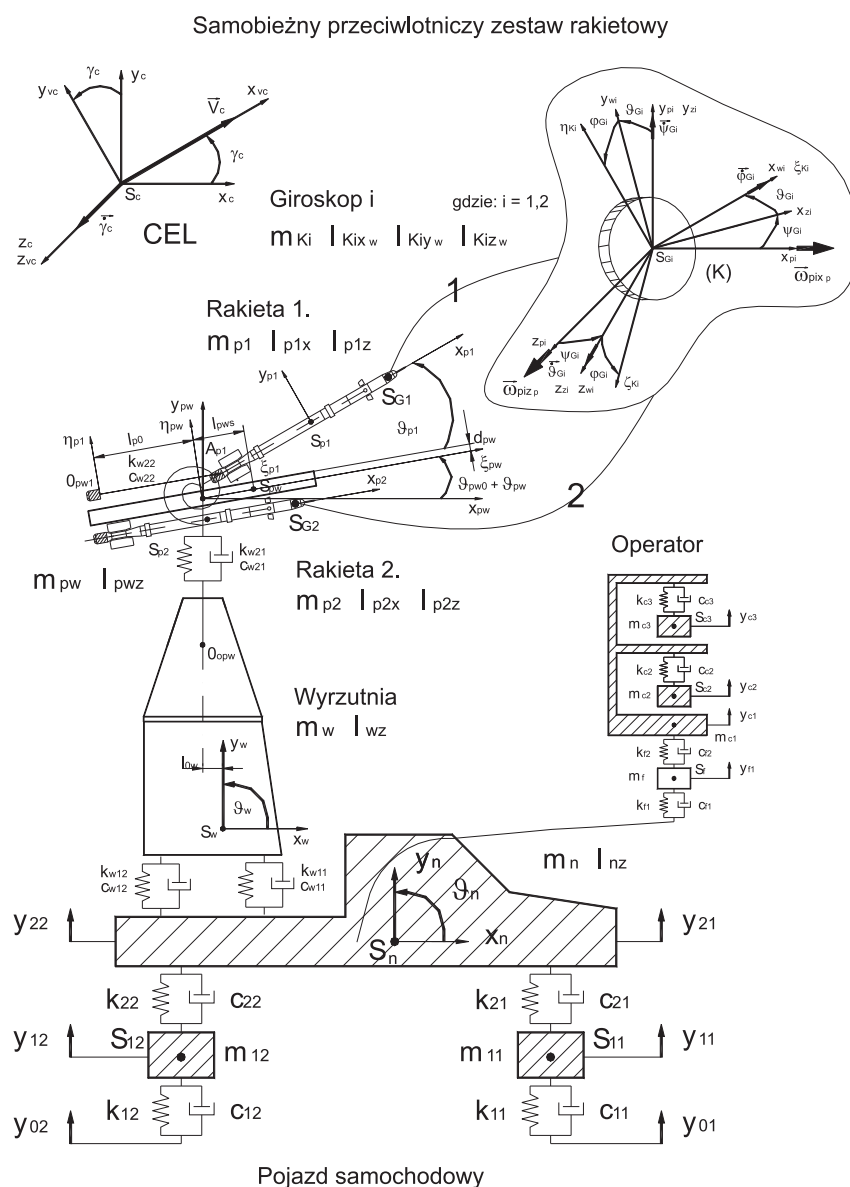
**Zbigniew DZIOPA**  
**Zbigniew KORUBA**  
**Izabela KRZYSZTOFIK**  
Politechnika Świętokrzyska

## **LOT RAKIETY ZDETERMINOWANY PRZEZ POCZĄTKOWE PARAMETRY STARTU**

Analizie poddano przeciwlotniczą rakietę bliskiego zasięgu samonaprowadzającą się na cel. Do naprowadzania rakiety zastosowano aparaturę jednokanałową o działaniu przekąźnikowym. Sterowanie odbywa się z wykorzystaniem pary sterów przerzutowych i dwóch silniczków gazodynamicznych. W chwili opuszczania wyrzutni przez raketę determinowane są początkowe parametry lotu, zwane początkowymi parametrami startu. Dla omawianej klasy rakiet bardzo istotne są szybkie wypracowanie odpowiedniego kąta wyprzedzenia i realizacja trajektorii lotu umożliwiająca zniszczenie wrogiego obiektu. Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot.

### **Wstęp**

Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot. Początkowe parametry startu, nazywane również początkowymi parametrami lotu, określane są w chwili opuszczania wyrzutni przez raketę. Każda rakietą przed realizacją lotu musi wystartować z wyrzutni. Jeżeli rakietą startuje z wyrzutni umieszczonej na mobilnym nośniku, to dynamika tego układu może wpływać na charakterystykę początkowych parametrów startu. Przykład takiego nośnika przedstawiono na rys. 1. Na pojazd poruszający się po bezdrożach pola walki działa wymuszenie od strony drogi. Powstające zaburzenie przenosi się na wyrzutnię. Rakietą wraz z prowadnicą tworzy parę kinematyczną o dwóch lub trzech stopniach swobody. Ruch prowadnicy determinowany przez układ pobudzonej do drgań wyrzutni wpływa na zachowanie się rakiety w chwili startu. Jeżeli nośnik, na jakim posadowiona jest wyrzutnia, drga pod wpływem zaistniałych wymuszeń, to startująca w różnych czasach rakietą będzie miała inne początkowe parametry startu. W związku z tym istotne jest zachowanie się rakiety w trakcie lotu rozpoczętego przy różnych początkowych parametrach startu.



Rys. 1. Samobieżny przeciwlotniczy zestaw rakietowy – nośnik wyrzutni rakiet

Nie w każdych okolicznościach panujących na polu walki można uzyskać korzystną charakterystykę warunków startu. Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot. W rozważaniach zastosowano raketę bliskiego zasięgu samo-

naprowadzającą się na cel [2, 5]. Do naprowadzania rakiety wykorzystano parę sterów aerodynamicznych i dwa silniczki gazodynamiczne. Ze względu na zastosowanie do sterowania aparatury jednokanałowej istotny jest obrót rakiety wokół osi podłużnej i przekątnikowe działanie układu wykonawczego [1, 4, 7]. Ze względu na to, że sterowanie aerodynamiczne jest nieefektywne tuż po opuszczeniu wyrzutni w tej fazie lotu wprowadzany jest układ hybrydowy. Dodatkowo wygenerowana gazodynamiczna siła sterująca sprzyja uzyskaniu oczekiwanego kąta wyprzedzenia. Nie w każdym jednak przypadku jest to możliwe. Wyjątkowo niekorzystne początkowe parametry startu mogą prowadzić do nieskuteczności rakiety.

## 1. Model rakiety

Rakieta traktowana jest jako układ zmienny w czasie [6]. Przyjęty w rozważaniach model rakiety przedstawiony jest szczegółowo w publikacji [3].

## 2. Symulacja numeryczna

Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu przeciwlotniczej rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel z wykorzystaniem hybrydowego sterowania jednokanałowego. Rakieta po opuszczeniu wyrzutni rozpoczyna lot, dysponując różnymi parametrami początkowymi. Z przeprowadzanych badań wynika, że największy wpływ na zachowanie się rakiety w trakcie lotu ma jej prędkość kątowa w ruchu pochylenia  $\dot{\vartheta}$  [rad/s]. Jest to prędkość kątowa określona w chwili opuszczenia wyrzutni przez raketę  $\dot{\vartheta}(t=0)$ . Wyniki obejmują pięć wartości początkowej prędkości kątowej:

1.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0$  rad/s.
2.  $\dot{\vartheta}(t=0)=-0,4$  rad/s.
3.  $\dot{\vartheta}(t=0)=-0,8$  rad/s.
4.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0,4$  rad/s.
5.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0,8$  rad/s.

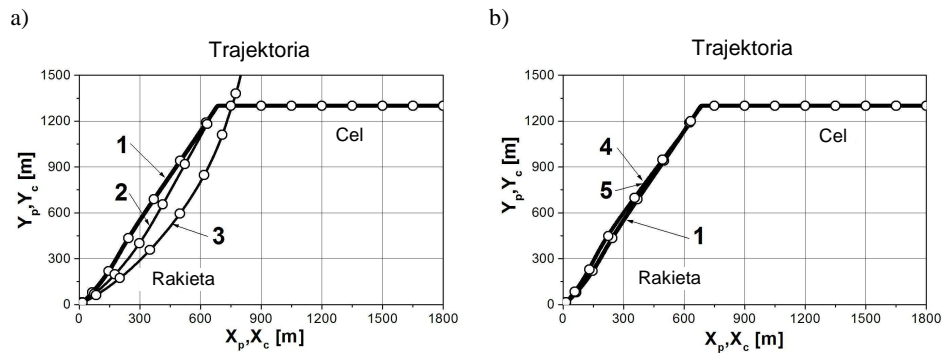
W przypadkach 1., 2., 4. i 5. rakieta trafia w cel, natomiast w przypadku 3. rakieta nie osiąga celu. Uzyskiwane wyniki dla opcji 2÷5. są porównywane z wynikami dla opcji 1. W przypadku 1. warunek jest zerowy, dlatego wyniki tej opcji są tzw. punktem odniesienia.

Wybrane wyniki przeprowadzonej symulacji przedstawiono na rys. 2÷9. Dodatkowo do każdego rysunku dołączono krótkie wnioski interpretujące uży-

skane przebiegi zmienności odpowiednich parametrów charakteryzujących lot rakiety.

1. Rysunek 2a – rakieta dla opcji 1. i 2. trafia w cel, natomiast dla opcji 3. strzelanie jest nieskuteczne. Różnice w przebiegu zmienności torów lotu są bardzo wyraźne. W przypadku 3. warunki startu powodują, że rakieta nie trafia w cel.

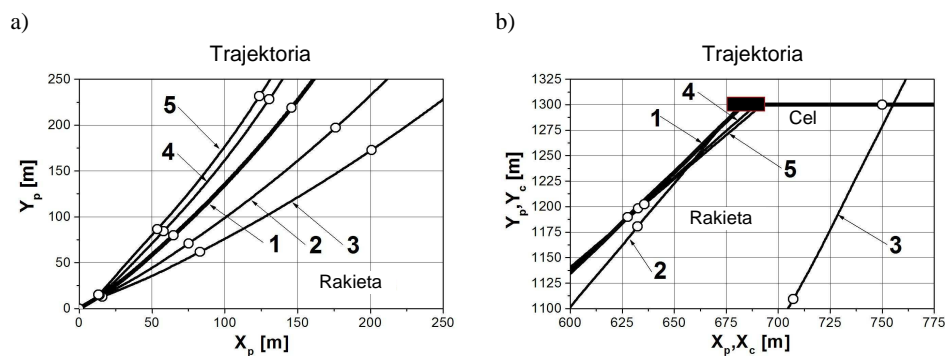
2. Rysunek 2b – rakieta dla opcji 4. i 5. trafia w cel. Różnice w przebiegu zmienności torów lotu są małe i zbliżone do trajektorii dla opcji 1.



Rys. 2. Trajektoria lotu rakiety i celu

3. Rysunek 3a – od momentu zakończenia lotu balistycznego przez raketę tory lotu zaczynają się rozbiegać. Największe różnice dotyczą ujemnych wartości prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety. Wartości ujemne oznaczają kierunek wynikający z pochylenia rakiety w stronę Ziemi.

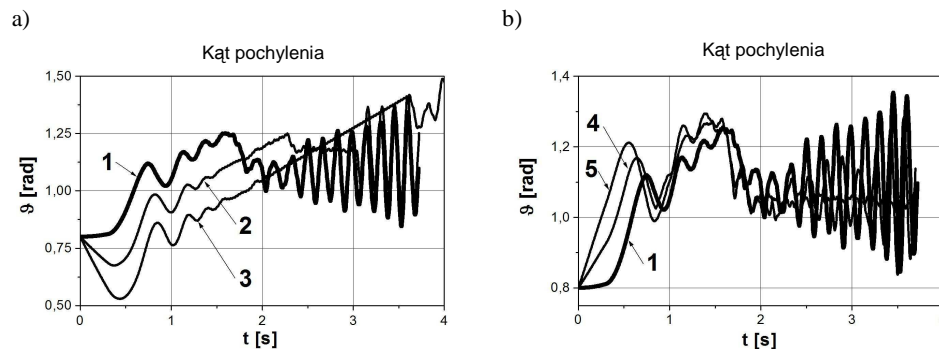
4. Rysunek 3b – w końcowej fazie lotu rakiety jej tory dla opcji 1-3. nie pokrywają się, natomiast trajektorie lotu w przypadku opcji 1., 4. i 5. są do siebie zbliżone, ale punkty osiągnięcia celu są inne.



Rys. 3. Trajektoria w początkowej i końcowej fazie lotu rakiety

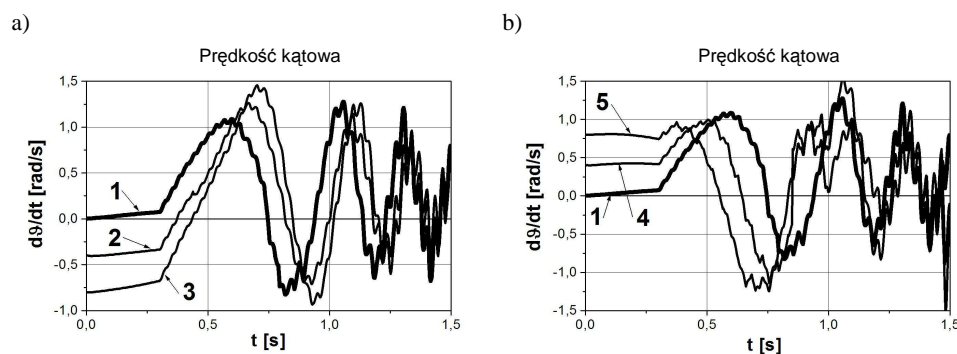
5. Rysunek 4a – przebiegi zmienności kąta pochylenia rakiety podczas lotu dla opcji 1-3. wyraźnie się różnią. W początkowej fazie lotu dla opcji 1. podłużna oś rakiety odchyła się nieznacznie w kierunku przeciwnym do powierzchni Ziemi. Natomiast dla opcji 2. i 3. rakieta wyraźnie pochyla się w kierunku Ziemi. Fluktuacje wartości kąta pochylenia wynikają z procesu sterowania rakieta obracającą się wokół osi podłużnej, dla której wypadkowa wartość siły sterującej określana jest po każdym obrocie.

6. Rysunek 4b – przebiegi zmienności kąta pochylenia rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 1., 4. i 5. nie różnią się w sposób zdecydowany. W początkowej fazie lotu dla opcji 4. i 5. podłużna oś rakiety odchyła się wyraźnie w kierunku przeciwnym do powierzchni Ziemi.



Rys. 4. Przebieg zmienności w czasie kąta pochylenia rakiety

7. Rysunek 5a – przebiegi zmienności prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety dla opcji 1-3. wyraźnie różnią się w pierwszej fazie lotu. Wynika to z innej wartości prędkości kątowej w chwili opuszczania wyrzutni przez rakieta  $t = 0$ . W dalszej części lotu wykresy funkcji niewiele różnią się od siebie.

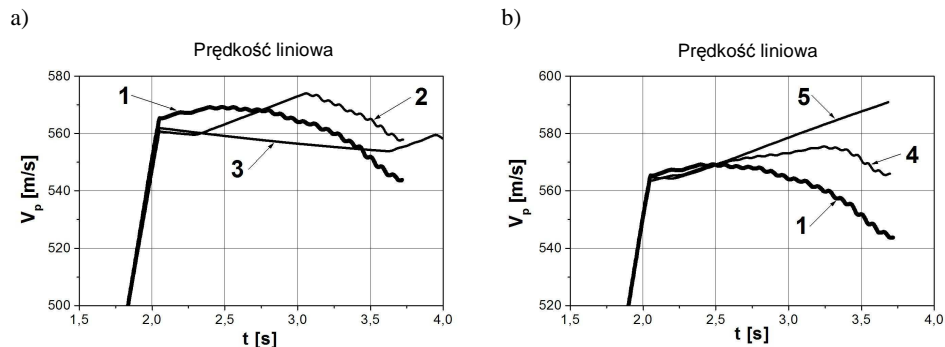


Rys. 5. Przebieg zmienności w czasie prędkości kątowej rakiety w ruchu pochylenia

8. Rysunek 5b – podobną tendencję do tej, która wynika z rys. 5a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety dla opcji 1., 4. i 5.

9. Rysunek 6a – od chwili uruchomienia silnika raketowego o ciągu marszowym przebiegi zmienności prędkości liniowej rakiety dla opcji 1.-3 wyraźnie różnią się od siebie.

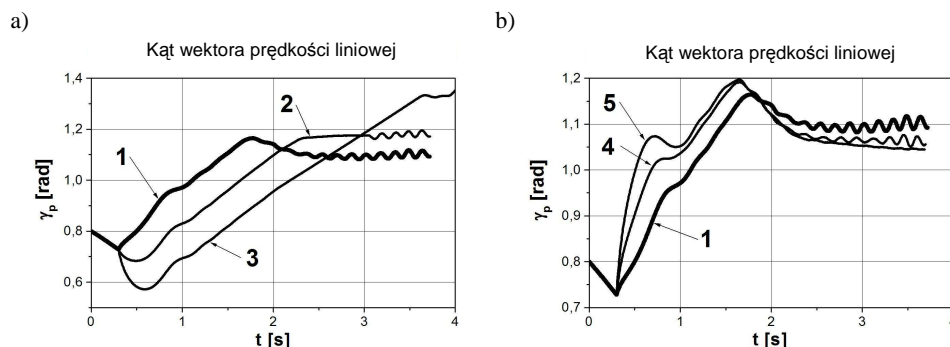
10. Rysunek 6b – podobną tendencję do tej, która wynika z rys. 6a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności prędkości liniowej rakiety dla opcji 1., 4. i 5.



Rys. 6. Przebieg zmienności w czasie modułu wektora prędkości liniowej rakiety

11. Rysunek 7a – w trakcie lotu balistycznego wartość kąta pochylenia wektora prędkości rakiety zmniejsza się liniowo. Od chwili uruchomienia silnika raketowego o startowym ciągu wartość tego kąta dla opcji 1. rośnie. Po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Dla opcji 2. i 3. po uruchomieniu silnika raketowego wartość kąta pochylenia wektora prędkości liniowej najpierw zmniejsza się, a następnie rośnie. W przypadku 2. po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Natomiast w przypadku opcji 3. marszowy ciąg silnika nie powoduje zmiany kąta. Przebiegi zmienności kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 1-3. wyraźnie się różnią.

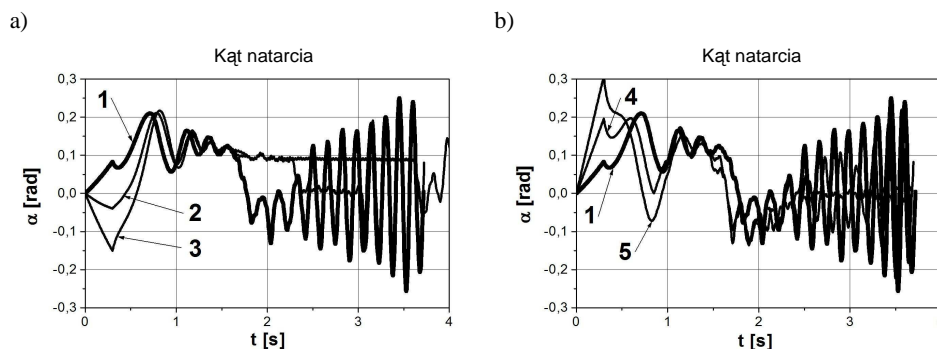
12. Rysunek 7b – w trakcie lotu balistycznego wartość kąta pochylenia wektora prędkości rakiety zmniejsza się liniowo. Od chwili uruchomienia silnika raketowego o startowym ciągu wartość tego kąta dla opcji 4. i 5. zdecydowanie rośnie. Po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta stabilizuje się i oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Przebiegi zmienności kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 4. i 5. po upływie pierwszej sekundy niewiele różnią się od siebie.



Rys. 7. Przebieg zmienności w czasie kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety

13. Rysunek 8a – przebieg zmienności kąta natarcia zależy od położenia osi podłużnej rakiety w stosunku do położenia jej wektora prędkości liniowej. Lot balistyczny rakiety dla opcji 1-3. powoduje wyraźną różnicę w przebiegu zmienności kąta natarcia w funkcji czasu. Po uruchomieniu silnika rakietowego o startowym ciągu zmniejsza się rozbieżność pomiędzy funkcjami. Natomiast uruchomienie silnika rakietowego o marszowym ciągu powoduje ponowny wzrost rozbieżności pomiędzy funkcjami. W końcowej fazie lotu kąt natarcia dla opcji 1. i 2. oscyluje wokół wartości zero i ma podobny przebieg, który wyraźnie różni się od opcji 3.

14. Rysunek 8b – podobną tendencję do tej, która wynika z rys. 8a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności kąta natarcia dla opcji 1., 4. i 5.

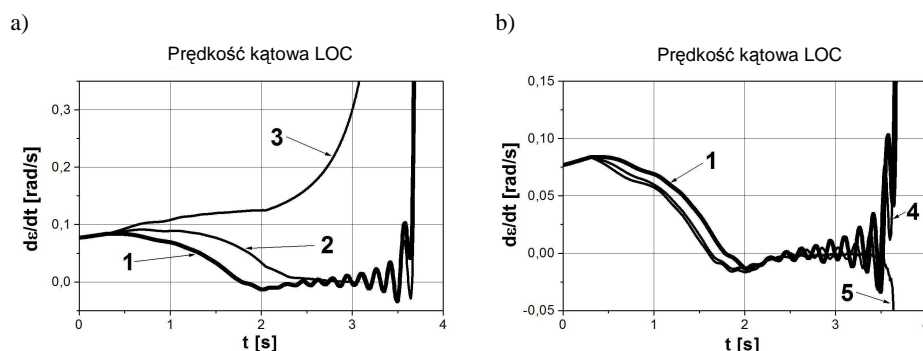


Rys. 8. Przebieg zmienności w czasie kąta natarcia rakiety

15. Rysunek 9a – prędkość kątowna linii obserwacji celu w trakcie lotu balistycznego dla opcji 1-3. ma analogiczny przebieg w funkcji czasu. Po uruchomieniu silnika rakietowego o startowym ciągu powstaje wyraźna rozbieżność pomiędzy funkcjami. Natomiast uruchomienie silnika rakietowego o marszowym ciągu zbliża do siebie przebiegi dla opcji 1. i 2. Funkcja stabilizuje się,

a kąt natarcia oscyluje wokół wartości zero. Całkowicie inny przebieg ma kąt natarcia w przypadku opcji 3. Uruchomienie silnika raketowego o marszowym ciągu destabilizuje prędkość kątową linii obserwacji celu, która gwałtownie rośnie. Taki wzrost prędkości kątowej dla opcji 1. i 2. występuje dopiero w końcowej fazie.

16. Rysunek 9b – w przypadku opcji 4. i 5. po uruchomieniu silnika raketowego o startowym ciągu przebiegi zmienności prędkości kątowej linii obserwacji celu niewiele różnią się od siebie. Różnica pojawia się po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu. Jest ona wyraźnie widoczna w ostatniej fazie lotu.



Rys. 9. Przebieg zmienności w czasie prędkości kątowej linii obserwacji celu

### 3. Wnioski

Z przeprowadzonych badań wynika, że początkowe parametry startu rakiety mają wpływ na realizowany przez nią lot. Duży wpływ na zachowanie rakiety w trakcie lotu ma jej prędkość kątowa w ruchu pochylania. Wartość oraz kierunek wektora tej prędkości w chwili opuszczania wyrzutni przez ракетę mają duże znaczenie. Szczególnie niekorzystna jest prędkość kątowa wynikająca z pochylenia rakiety w kierunku Ziemi. Na lot rakiety mają wpływ również inne czynniki, z których najistotniejszy wynika z określenia stref startu dla różnych prędkości celu.

### Literatura

- [1] Baranowski L.: Symulacja komputerowa lotu ракет przeciwlowniczych sterowanych jednokanałowo, Mechanika w Lotnictwie ML-IX, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa 2000, s. 17÷27.
- [2] Dziopa Z.: Sterowanie pociskiem raketowym bliskiego działania obracającym się wokół osi podłużnej, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 168, Mechanika, z. 51, Awionika, t. 1, Rzeszów 1998, s. 125÷132.



- [3] Dziopa Z.: Rocket missile lift-off and flight simulator program, Computer Assisted Mechanics and Engineering Sciences – CAMES, Institute of Fundamental Technological Research, Polish Academy of Sciences, 2000, s. 507÷521.
- [4] Machowski B., Motyl K.: Badania teoretyczne i doświadczalne wpływu impulsu sterującego na tor lotu pocisku raketowego, Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej – CRAAS, Kraków 2005, s. 319÷329.
- [5] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu, cz. I, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 1999.
- [6] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2006.
- [7] Vogt R., Madler J., Głębocki R.: Jednokanałowe, nieciągłe sterowanie lotem przestrzennym obiektu, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 168, Mechanika, z. 51, Rzeszów 1998, s. 203÷210.

## ROCKET FLIGHT DETERMINED BY INITIAL STARTING PARAMETERS

### Abstract

Analysis is subjected to short-range anti-aircraft homing missile on a target. For missile guidance apparatus is used for single-channel relay action. Control is carried out using pairs of rudders and two gas-dynamic motors. At the time of leaving the rocket launcher, initial flight parameters, which are called the initial take-off parameters, are determined. For this class of missiles is very important to reach rapid agreement on the appropriate implementation of the advance angle and trajectory to allow the destruction of an enemy object. The aim of this paper is to present the impact of the initial parameters of the missile launch conducted by its flight.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*