



## Zależność strefy startu rakiety od charakterystyki sterującej siły gazodynamicznej\*

Zbigniew DZIOPA

*Politechnika Świętokrzyska, Al. 1000-lecia P.P.7, 25-314 Kielce*

**Streszczenie.** Celem pracy jest przedstawienie wpływu charakterystyki sterującego silniczka gazodynamicznego na zakres strefy startu rakiety. W badaniach numerycznych wykorzystany jest model rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel. Rakieta w całym zakresie lotu sterowana jest aerodynamicznie przy wykorzystaniu pary sterów. Naprowadzanie na cel jest możliwe dzięki obrotowi rakiety wokół osi podłużnej. Do korekcy trajektorii lotu tuż po opuszczeniu wyrzutni dodatkowo zastosowane są sterujące silniczki gazodynamiczne. Od charakterystyki ciągu tych silniczków zależy, jak szybko wypracowywany jest przez rakiety właściwy kąt wyprzedzenia. Charakterystyka generowanej przez układ sterowania siły gazodynamicznej wpływa na obszar strefy startu rakiety. Można tak dobrać ciąg silniczków gazodynamicznych, aby rozszerzyć obszar skutecznego strzelania.

**Słowa kluczowe:** mechanika, rakieta, lot, sterowanie, strefa startu

### 1. WSTĘP

Obiektem badań jest rakieta bliskiego zasięgu samonaprowadzająca się na cel. Rakieta obraca się wokół osi podłużnej i naprowadzana jest przy wykorzystaniu aparatury jednokanałowej [1, 3]. Autopilot dysponuje parą sterów aerodynamicznych oraz dwoma silniczkami gazodynamicznymi. Stery działają w trybie przekaźnikowym w całym zakresie lotu [6].

\* Artykuł był prezentowany na VIII Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa”, Pułtusk, 6-8 października 2010 r.

Silniczki gazodynamiczne mają za zadanie umożliwić rakiecie szybkie wypracowanie odpowiedniego kąta wyprzedzenia. Ma to duże znaczenie dla rakiet omawianej klasy, które niekiedy w bardzo krótkim czasie muszą wypracować odpowiednią trajektorię. Skutecznie można strzelać do celu znajdującego się wyłącznie w strefie startu. Jednym ze sposobów zwiększenia obszaru obejmującego strefę startu jest zastosowanie odpowiedniej charakterystyki gazodynamicznego silniczka sterującego [4]. Tuż po opuszczeniu wyrzutni przez raketę, jej prędkość liniowa jest zbyt mała, aby wygenerować aerodynamiczną siłę sterującą pozwalającą na wypracowanie właściwej trajektorii. Dlatego stosowana jest korekta toru lotu poprzez zastosowanie siły gazodynamicznej. Silniczki gazodynamiczne o odpowiedniej charakterystyce umożliwiają kształtowanie strefy startu. Celem pracy jest przedstawienie wpływu charakterystyki sterującego silniczka gazodynamicznego na zakres strefy startu rakiety.

Odpowiednio dobrana charakterystyka gazodynamicznego silniczka sterującego powinna zapewnić:

- szybkie wypracowanie odpowiedniego kąta wyprzedzenia
- stabilność lotu rakiety w trakcie korekty gazodynamicznej i po jej realizacji
- stabilność giroskopowego układu koordynatora w chwili zainicjowania korekty
- wymagane rozszerzenie obszaru skutecznego strzelania.

Impuls gazodynamiczny posiada określone cechy fizyczne. Jego charakterystyka uwarunkowana jest przez wypływ gazu z dyszy. Cechą charakterystyczną jest szybki wzrost siły, która najpierw szybko, a następnie powoli maleje, jak na rysunku 5. Dobierając charakterystykę silniczka sterującego, należy zwrócić uwagę na fizyczną naturę podmuchu gazodynamicznego.

## 2. MODEL RAKIETY

Modelem rakiety jest układ zmienny w czasie [5, 7]. Po opuszczeniu wyrzutni rakieta porusza się lotem balistycznym przez trzy dziesiąte sekundy. Po upływie tego czasu uruchamiany jest silnik raketowy o startowym, a następnie marszowym ciągu oraz aktywowane są silniczki gazodynamiczne. W trakcie lotu następuje zmiana wartości masy, momentów bezwładności i położenia środka masy rakiety. Układ zostaje dodatkowo obciążony siłami i momentami reaktywnymi [5, 7]. Po przeprowadzeniu rozważań zmierzających do określenia wpływu poszczególnych obciążeń na zmianę położenia rakiety, można uprościć własności obiektu. Przyjęty model zachodzących zjawisk można sformułować, wprowadzając następujące założenia:

- jedynym składnikiem siły reaktywnej jest ciąg silnika raketowego
- masa i momenty bezwładności rakiety są funkcjami czasu
- środek masy rakiety przemieszcza się wzdłuż osi podłużnej korpusu.

Ostatecznie przyjęty model rakiety przedstawiony jest szczegółowo w publikacji [2]. W niniejszej publikacji podana jest ogólna postać analityczna opracowanego modelu. Równania ruchu rakiety jako układu zmiennego w czasie w płaszczyźnie pionowej są następujące:

- równania postępowej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z przepływem  $Sx_v, y_v, z_v$ :

$$\begin{aligned} m_p(t)\dot{V}_p &= P_{gx_v} + P_{ax_v} + P_{sgx_v} + P_{sax_v} + P_{rx_v} \\ m_p(t)V_p\dot{\gamma} &= P_{gy_v} + P_{ay_v} + P_{sgy_v} + P_{say_v} + P_{ry_v} \end{aligned} \quad (1)$$

- równania kulistej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z rakieta  $Sx_p, y_p, z_p$ :

$$\begin{aligned} I_{px_p}(t)\ddot{\varphi} &= \sum M_{sx_p} \\ I_{pz_p}(t)\ddot{\vartheta} &= \sum M_{sz_p} \end{aligned} \quad (2)$$

- gdzie:
- $m_p(t)$  – masa
  - $I_{px_p}(t), I_{pz_p}(t)$  – główne centralne momenty bezwładności,
  - $\vec{V}_p(V_p, \gamma_p)$  – wektor prędkości liniowej,
  - $\vec{\omega}_p = \vec{\dot{\varphi}} + \vec{\dot{\vartheta}}$  – wektor prędkości kątowej,
  - $\vec{P}_g(P_{gx_v}, P_{gy_v})$  – siła ciężkości,
  - $\vec{P}_a(P_{ax_v}, P_{ay_v})$  – siła aerodynamiczna,
  - $\vec{P}_{sg}(P_{sgx_v}, P_{sgy_v})$  – gazodynamiczna siła sterująca,
  - $\vec{P}_{sa}(P_{sax_v}, P_{say_v})$  – aerodynamiczna siła sterująca,
  - $\vec{P}_r(P_{rx_v}, P_{ry_v})$  – ciąg silnika raketowego,
  - $\vec{M}_s(M_{sx_p}, M_{sz_p})$  – moment główny sił działających na rakieta.

Istotnym elementem modelu opisującego ruch rakiety jest algorytm sterowania, który kształtuje aerodynamiczną i gazodynamiczną siłę sterującą. Algorytm uwzględnia obrót rakiety wokół osi podłużnej i przekątnikowy tryb pracy układu wykonawczego autopilota. Algorytm sterowania rakieta wyposażoną w aparaturę jednokanałową jest następujący:

- równanie określające sygnał sterowania położeniem pary sterów aerodynamicznych oraz uruchomieniem odpowiedniego silniczka gazodynamicznego ma postać [2, 3]:

$$\text{sygnal} = \text{sgn} \left[ k_1 \mu \sin(\varphi) + k_2 \dot{\epsilon} \sin(\varphi + \varphi_1) + k_3 \dot{\vartheta} \sin(\varphi) + k_4 \sin(\omega_o t) \right] \quad (3)$$

gdzie:

- $\text{sygnal}$  – parametr występujący w równaniach ruchu jako czynnik w składnikach zawierających siłę aerodynamiczną zależną od kąta określającego położenie sterów oraz zawierających siłę gazodynamiczną,
- $k_1, k_2, k_3, k_4$  – współczynniki wzmocnienia
- $\mu$  – kąt pelengu (kąt wizowania),
- $\dot{\epsilon}$  – prędkość kątowna linii obserwacji celu,
- $\dot{\vartheta}$  – prędkość kątowna osi podłużnej rakiety,
- $\varphi$  – kąt przechylenia rakiety,
- $\omega_o$  – częstość odniesienia tzw. częstość podstawowa,
- $t$  – czas,
- $\varphi_1$  – faza składnika harmonicznego.

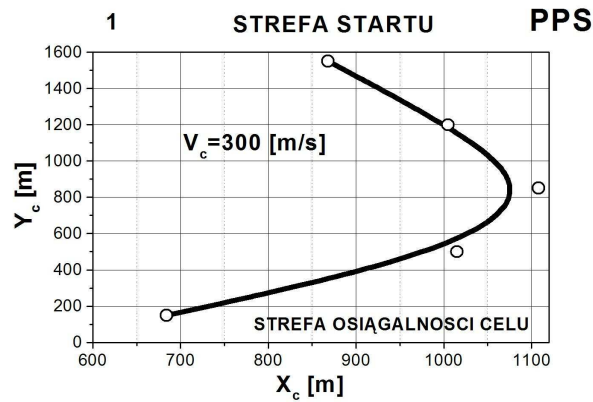
Sformułowany algorytm sterowania umożliwia naprowadzenie rakiety na cel i wykorzystanie korekty gazodynamicznej do wypracowania odpowiedniego kąta wyprzedzenia.

### 3. SYMULACJA NUMERYCZNA

Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu rakiety bliskiego zasięgu. Podane przykłady stanowią pewien etap opracowania strefy startu. Start rakiety do celu znajdującego się w strefie startu pozwala na zniszczenie obiektu ataku. W pracy sformułowane są bliższe strefy startu przy strzelaniu do celu z przedniej półsfery (PPS) dla dwóch charakterystyk silniczków gazodynamicznych. Wyniki obejmują również trzy pojedyncze realizacje stanowiące przykład tworzenia strefy startu dla celu poruszającego się ruchem jednostajnym prostoliniowym z prędkością  $V_c = 300 [m/s]$ :

- Opcja 1. Pierwsza charakterystyka silniczka gazodynamicznego. Bliższy, graniczny punkt strefy startu to  $X_c = 1108 [m]$ ,  $Y_c = 850 [m]$ . Rakieta jeszcze osiąga cel.
- Opcja 2. Druga charakterystyka silniczka gazodynamicznego. Bliższy, graniczny punkt strefy startu to  $X_c = 876 [m]$ ,  $Y_c = 850 [m]$ . Rakieta jeszcze osiąga cel.
- Opcja 3. Pierwsza charakterystyka silniczka gazodynamicznego. Start rakiety odbywa się dla opcji 1 poza strefą startu  $X_c = 876 [m]$ ,  $Y_c = 850 [m]$ , ale jest to jeszcze strefa startu dla opcji 2. Rakieta nie osiąga celu.

$X_c$  i  $Y_c$  to współrzędne położenia celu, przy których rakieta opuszcza wyrzutnię, realizując lot. Założono, że start rakiety z wyrzutni nie wprowadza dodatkowych warunków początkowych wpływających na realizowaną trajektorię lotu.



Rys. 1. Bliższa strefa startu dla opcji 1

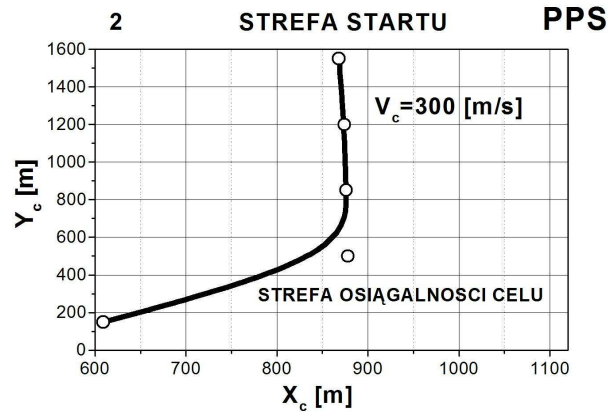
Fig. 1. Closer take-off zone for option 1

Na rysunku 1 przedstawiona jest bliższa, graniczna strefa startu opracowana dla opcji 1. Na rysunku 2 przedstawiona jest bliższa, graniczna strefa startu opracowana dla opcji 2. Zmiana charakterystyki silniczka gazodynamicznego powoduje wyraźną zmianę strefy startu. Z punktu widzenia żołnierza użytkującego zestaw przeciwlotniczy strefa startu dla opcji 2 jest korzystniejsza. Pozwala ona na oddanie strzału do celu znajdującego się znacznie bliżej wyrzutni. W związku z tym czas przeznaczony na przygotowanie zestawu do oddania strzału można nieco wydłużyć. Strefa startu, w niektórych punktach, dla opcji 2 przesunięta jest w stosunku do strefy startu dla opcji 1 nawet o ponad dwieście metrów. W przypadku rakiet bliskiego zasięgu może to decydować o zniszczeniu nadlatującego obiektu. Na rysunku 3 przedstawione są trajektorie lotu rakiety dla wszystkich trzech opcji. W przypadku opcji 1 i 2 rakieta osiąga cel, natomiast w przypadku opcji 3 rakieta mija cel w znacznej odległości, pomimo realizacji w całym zakresie lotu maksymalnej siły sterującej.

Na rysunku 4a przedstawiona jest charakterystyka aerodynamiczna siły sterującej dla opcji 1, a na rysunku 4b – dla opcji 2. Dodatkowo na obu wykresach naniesione są charakterystyki sterujących silniczków gazodynamicznych odpowiadających każdej z opcji. Ze względu na to, że zarówno opcja 1, jak i opcja 2 stanowią graniczny przypadek osiągnięcia celu dla zadanych warunków startu rakiety, w całym zakresie lotu generowana jest

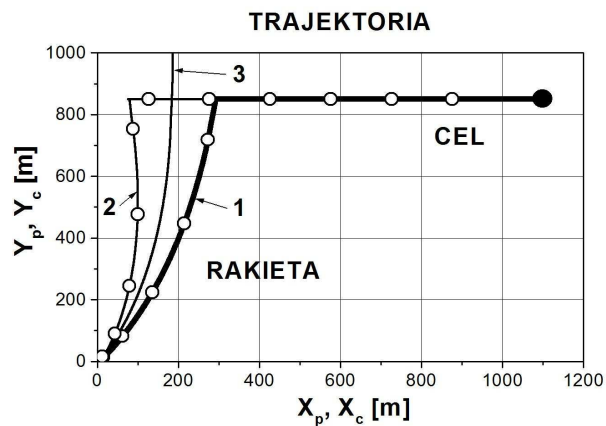
maksymalna siła sterująca. W końcowej fazie lotu algorytm sterowania nie uwzględnia składnika zawierającego prędkość kątową linii obserwacji celu.

Wynika to z bardzo szybkiego wzrostu tej wartości, jak na rysunku 6, i niestabilności procesu naprowadzania. W związku z tym od chwili dużego przyrostu prędkości kątowej LOC w jednostce czasu rakiet realizuje lot w kierunku celu z zerową siłą sterującą.



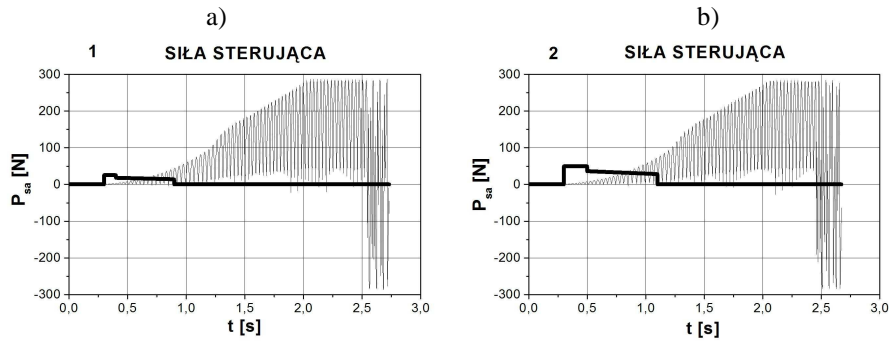
Rys. 2. Bliższa strefa startu dla opcji 2

Fig. 2. Closer take-off zone for option 2



Rys. 3. Trajektoria lotu rakiety i celu

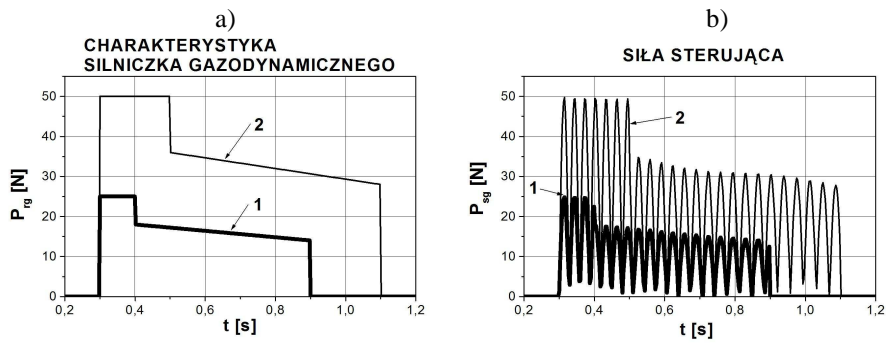
Fig. 3. Missile flight and target trajectory



Rys. 4. Charakterystyka aerodynamicznej siły sterującej dla opcji 1 i dla opcji 2

Fig. 4. The characteristics of the aerodynamic control force for options 1 and 2

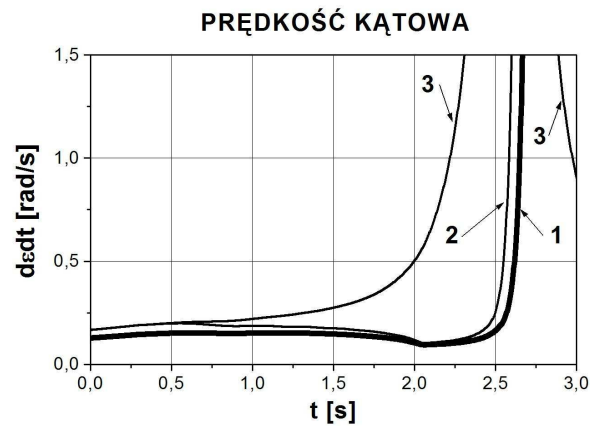
Na rysunku 5a przedstawiona jest charakterystyka silniczka gazodynamicznego, a na rysunku 5b – gazodynamicznej siły sterującej dla opcji 1 i dla opcji 2. W obu przypadkach generowana jest maksymalna gazodynamiczna siła sterująca.



Rys. 5. Charakterystyka silniczka gazodynamicznego i gazodynamicznej siły sterującej dla opcji 1 i dla opcji 2

Fig. 5. The characteristics of the small gas-dynamic engine and gas-dynamic control force for options 1 and 2

Na rysunku 6 przedstawiony jest przebieg zmienności prędkości kątowej Linii Obserwacji Celu (LOC). W ostatniej fazie lotu rakiety prędkość ta gwałtownie rośnie, powodując problemy z naprowadzaniem na cel. Dlatego składnik w algorytmie sterowania zawierający ten parametr jest od tej chwili pomijany.



Rys. 6. Prędkość kątowna LOC

Fig. 6. Angular velocity TOL (Target Observation Line)

#### 4. WNIOSKI

Biorąc pod uwagę przeprowadzoną analizę, należy stwierdzić, że zakres strefy startu rakiety zależy od charakterystyki sterującego silniczka gazodynamicznego. W związku z tym należy bardzo starannie dokonać doboru tej charakterystyki, aby korzystnie skorygować strefę startu i nie spowodować zakłócenia w procesie naprowadzania.

#### LITERATURA

- [1] Baranowski L, Reserch of dynamic characteristics of one-canal control rockets. *Proceedings of 5th Conference: Dynamical systems theory and applications*, pp. 131-136, Łódź, 1999.
- [2] 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, 7, pp. 507-521.
- [3] Dziopa Z., Sposób kształtowania przebiegu zmienności siły sterującej generowanej przez układ samonaprowadzania. *Materiały II Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej nt. „Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia”*, część 1, s. 89-96, Wojskowa Akademia Techniczna, Waplewo, 1998.
- [4] Machowski B., Motyl K., Badania teoretyczne i doświadczalne wpływu impulsu sterującego na tor lotu pocisku raketowego, *Materiały konferencji „Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej – CRAAS”*, s. 319-329, Kraków, 2005.



- [5] Osiecki J., Koruba Z., *Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Podręcznik akademicki, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, 2006.
- [6] Vogt R., Głębocki R., Dynamika nieciągłego dwustanowego sterowania lotem przestrzennym obiektem, *Materiały konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-XI*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, s. 317-327, Warszawa, 2004.
- [7] Карагодин В.М., *Теоретические основы механики тел переменного состава*, Оборонгиз, Москва, 1963.

## **The Dependence of the Launch Zone on the Characteristics of the Controlling Gas-Dynamic Force**

Zbigniew DZIOPA

**Abstract.** The aim of the paper is to present how the controlling characteristics of the small gas-dynamic engine affect the scope of the missile launch zone. The short-range self-targeting missile model was applied in the numerical studies. The missile within the entire scope of the flight is controlled aerodynamically with a pair of rudders. Aiming at a target is possible owing to the missile rotary motion round the longitudinal axis. Additionally, small controlling gas-dynamic engines are applied for correcting the flight trajectory immediately after launching. How fast the missile develops the proper lead angle depends on the characteristics of the small engines thrust. The characteristics of the gas-dynamic force generated by the control system influences the missile launch zone. The way of matching the small gas-dynamic engines thrust may widen the effective shooting zone.

**Keywords:** mechanics, missile, flight, control, take-off zone

