

Daniel Gapiński¹⁾, Izabela Krzysztofik¹⁾

PROGRAMOWA SELEKCJA CELÓW POWIETRZNYCH WYKRYTYCH PRZEZ GŁOWICĘ SKANUJĄCO-ŚLEDZĄCĄ*

SOFTWARE BASED SELECTION OF AIR TARGETS DETECTED BY A SCAN-TRACK WARHEAD*

STRESZCZENIE Tematyka artykułu nawiązuje do badań prowadzonych nad zaprojektowaną optyczną głowicą skanująco-śledzącą przeznaczoną do przeciwlotniczych pocisków raketowych bliskiego zasięgu samonaprowadzających się na cel metodą pasywną. Głowica poprzez układ wirujących zwierciadeł automatycznie skanuje przestrzeń. W chwili wykrycia celu na detektor podczerwieni układu optycznego głowicy pada promieniowanie emitowane przez cel. W artykule przeprowadzono badania dotyczące możliwości dokonywania programowej selekcji celu spośród wielu celów powietrznych wykrytych przez układ optyczny głowicy przed startem pocisku raketowego. Wybrane wyniki zaprezentowano w postaci graficznej.

Słowa kluczowe:

głowica skanująco-śledząca, przeciwlotnicze pociski raketowe, metoda pasywna, układ optyczny, selekcja celu.

ABSTRACT The issues discussed in this article refer to the wider-scope research on a software optical scan-track warhead designed for short range passive homing missiles. The warhead automatically scans the space ahead using a set of revolving mirrors. The moment it detects the target the rays emitted by the target fall on an infrared detector in the warhead optical system. This article presents studies on possibilities to make software selection of a target out of several air targets detected by the warhead optical system before the launch of the missile. Selected results of the studies are presented in graphic form.

Keywords:

scan-track warhead, anti-aircraft missiles, passive method, optical system, target selection.

DOI: 10.5604/0860889X.1133249

¹⁾ Politechnika Świętokrzyska, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, 25-314 Kielce, ul. Tysiąclecia Państwa Polskiego 7, e-mail: {dgapinski; pssik}@tu.kielce.pl

* Artykuł był prezentowany w języku polskim na konferencji KOSOP 2014 i został włączony do niiskonkładowego zbioru *Kierowanie ogniem systemów obrony powietrznej*, AMW, Gdynia 2014. Dwujęzyczne wydanie ma służyć dotarciu do większego grona odbiorców, także anglojęzycznych. / This article was presented at the KOSOP 2014 conference and included in a low-circulation publication *Fire Control Systems in Air Defence*, AMW, Gdynia, 2014 [available in the Polish]. The bilingual edition is intended to reach a larger amount of readers, including English language users.

WSTĘP

Samonaprowadzające się na podczerwień przeciwlotnicze pociski raketowe należą do najnowocześniejszych technologii stosowanych w przemyśle zbrojeniowym [1, 5–12]. To tzw. broń inteligentna, a jej najistotniejszym elementem jest głowica naprowadzająca. Dzięki temu urządzeniu możliwe jest wykrycie oraz precyzyjne śledzenie celu powietrznego. Najnowsze konstrukcje są odporne na zakłócenia naturalne i emitowane przez samoloty lub śmigłowce w postaci flar (pułapek termicznych). Nowoczesne głowice optoelektroniczne muszą zapewnić wysoką precyzję w wyznaczaniu położenia kąтового manewrujących z coraz większymi prędkościami celów powietrznych.

Budowę i zasadę działania zaprojektowanej optoelektronicznej głowicy skanująco-ślędzącej przedstawiono w opisie patentowym PL 199721 B1, natomiast innowacyjność urządzenia oraz model matematyczny jego dynamiki zaprezentowano w pracy [3]. W artykule [2] dokonano analizy doboru odpowiednich parametrów układu optoelektronicznego, a w pracach [3, 4] przedstawione zostały różne metody sterowania głowicą przy jednoczesnym oddziaływaniu zakłóceń ze strony pocisku raketowego.

Artykuł przedstawia dalsze wyniki prowadzonych badań, mających na celu sprawdzenie możliwości dokonywania przez głowicę automatycznej selekcji celu spośród wielu celów powietrznych, jeszcze przed startem pocisku raketowego z wyrzutni. Tego typu analiza miała

INTRODUCTION

Infrared homing anti-aircraft missiles belong at present to the segment of the most modern technologies used in defense industries in Poland and abroad [1, 5–12]. It is the so called smart weapon whose most important element is a homing head. Thanks to this device it is possible to detect and precisely track an air target. The latest designs are characterized by high resistance to interference both natural and intentionally emitted by aircraft or helicopters in the form of flares (thermal traps).

The structure and principle of operation of the designed scan-track head is presented in patent description PL 199721 B1. The innovativeness of the device and the mathematical model of its dynamics are presented in the publication [3]. The article [2] gives an analysis of selecting appropriate parameters of the optic-electric system and the publications [3, 4] present various methods for controlling a head during simultaneous interference from the missile.

This article presents further results of the investigations conducted to find out if it is possible for a head to make an automatic (software-based) selection of targets out of many air targets before the launch of the missile. The reasoning behind this kind of analysis was the need to check if it is possible to fire several missiles at many different air targets using the designed warhead. At present this kind of solution

pokazać, czy przy użyciu zaprojektowanej głowicy można w tym samym czasie strzelać kilkoma pociskami do wielu różnych celów powietrznych. Aktualnie nie istnieją tak zaawansowane pasywne głowice samonaprowadzające na podczerwień.

ANALIZA MOŻLIWOŚCI DOKONYWANIA SELEKCJI CELÓW

Na rysunku 1. przedstawiono obraz komputerowej symulacji skanowania przestrzeni powietrznej przez zaprojektowaną głowicę optoelektroniczną. W polu skanowanym znalazły się dwa cele powietrzne. Jest to sytuacja szczególna, nawet najnowsze pociski samonaprowadzające nie są w stanie wyselekcjonować pojedynczego celu. Pocisk poleci za jednym, losowo wybranym celem lub zgubi wszystkie. Wyselekcjonowanie celu na tle pułapek termicznych lub na tle operującego słońca jest znacznie łatwiejsze niż przeprowadzenie takiego procesu dla jednego konkretnego celu na tle innych. Powodem jest fakt, iż wszystkie cele będą emitowały promieniowanie podczerwone o podobnej mocy i będą poruszały się ze zbliżonymi prędkościami. Doświadczony strzelec może tak skierować pocisk, by układ optoelektroniczny głowicy widział wyłącznie ten cel, do którego chce strzelać. Jest to jednak czynność bardzo skomplikowana i wymaga długotrwałego szkolenia. Problem pogłębia się wraz ze wzrostem liczby jednocześnie lecących blisko siebie statków powietrznych.

W trakcie prowadzonych badań nad tą problematyką nasunął się wniosek, iż wskazywanie przez strzelca celów

cannot be employed as such advanced passive infrared homing heads do not exist.

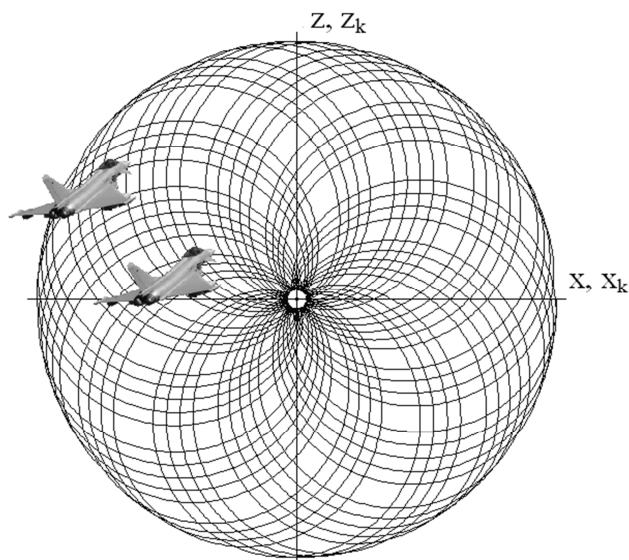
ANALYSIS OF TARGET SELECTION POSSIBILITIES

Figure 1 presents a picture of a computer simulation of scanning airspace with the designed optic-electric head, during which there are two targets in the scanned field. This is a special situation and despite appearances even the most recent homing missiles cannot select a single, specifically indicated target. The missile will follow one target selected at random, or will lose them all. Selecting a target against a background of thermal traps or the shining sun is much easier than selecting one target against a background of other missiles. This is caused by the fact that all the targets will be emitting infrared rays and will be moving with similar velocity. An experienced shooter can direct the missile in such a way that the optic-electric system will see only the target they want to engage. However, this is very complicated and requires costly and long-term training. Additionally, the problem becomes more complicated with the increase in the number of aircraft flying adjacent to each other.

Conclusions from the conducted studies indicate that a process in which a shooter directly indicates targets which are to be selected by a head will be ineffective. This is mainly connected with the very short time the shooter will have to react and make a decision, especially when fire is conducted against

powietrznych, które mają zostać wyselekcjonowane przez głowicę, będzie nieefektywne, głównie z powodu bardzo krótkiego czasu na podjęcie decyzji, szczególnie podczas strzelania do celów lecących z prędkościami większymi niż 150 m/s. W związku z tym autorzy postanowili zbadać, czy zaprojektowana głowica będzie zdolna automatycznie dokonywać selekcji celów.

targets flying with a velocity exceeding 150 m/s. Therefore the authors decided to find out if the designed head will be capable of automatically selecting particular targets.



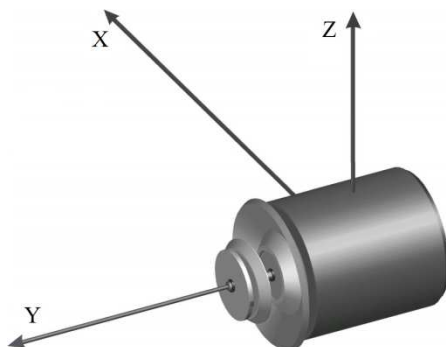
Rys. 1. Dwa cele powietrzne znajdujące się w obszarze skanowanym przez głowicę
Fig. 1. Two air targets in the area scanned by a head

Na rysunku 2. przedstawiono wizualizację 3D kompletnego rotora głowicy wraz z przyjętym układem współrzędnych. Płaszczyzna OXZ jest płaszczyzną, w której odbywa się skanowanie przestrzeni powietrznej przez głowicę.

Układ współrzędnych $OXYZ$ (rys. 1–2) związany jest z układem optoelektronicznym głowicy, natomiast układ współrzędnych $OX_kY_kZ_k$ (rys. 1.) ze stałym kierunkiem w przestrzeni (gdzie O oznacza środek obrotu głowicy).

Figure 2 presents a 3D image of a complete head rotor together with ante adopted coordinate system. The OXZ plane is a plane in which the head scans the airspace.

The coordinate system $OXYZ$ (fig. 1–2) is connected with the head optoelectric system, whereas the coordinate system $OX_kY_kZ_k$ (fig. 1) with the constant direction in the space (where O means the head's center of rotation).



Rys. 2. Optoelektroniczny rotor głowicy wraz z przyjętym układem współrzędnych
Fig. 2. Optic-electric head rotor together with the adopted coordinate system

Stały (zadany) kierunek w przestrzeni wyznaczany jest w chwili uruchomienia urządzenia i pełni rolę układu odniesienia, względem którego odmierzone są wszystkie przemieszczenia kątowe (w chwili uruchomienia głowicy układy współrzędnych pokrywają się). Prawo skanowania przestrzeni powietrznej przez układ optoelektroniczny głowicy przedstawione jest w pracy [2] i na jego podstawie wyznaczane są współrzędne kątowe wykrytego celu, czyli:

- β_X, β_Z — współrzędne kątowe położenia wykrytego celu względem osi optycznej układu optoelektronicznego;
- β_{X_K}, β_{Z_K} — współrzędne kątowe położenia wykrytego celu względem układu współrzędnych $X_K Y_K Z_K$.

Prezentowana metoda automatycznej selekcji celów powietrznych przez zaprojektowaną głowicę polega na wyznaczeniu wektora prędkości wykrytego celu przed startem pocisku raketowego. Wektor ten wyznaczany jest na podstawie serii impulsów detekcji wstępnej pochodzących z głowicy pocisku, który jako pierwszy wykrył cel. Współrzędne

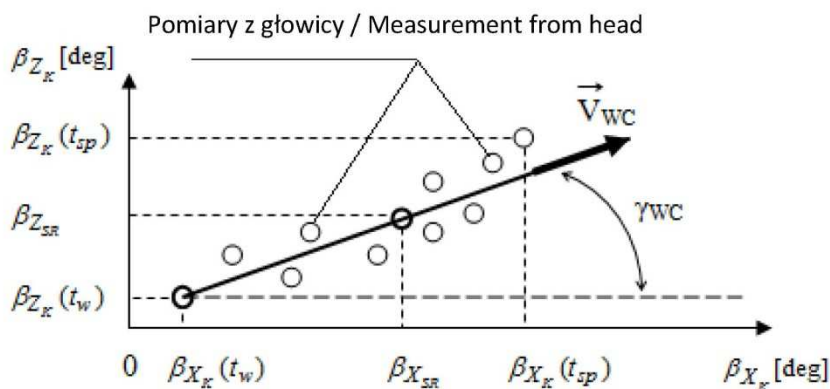
The constant (preset) direction in the space is determined at the moment the appliance is started and performs the role of a reference system in relation to which all the angular shifts are measured (at the moment the head is being started the coordinate systems overlap). The law of scanning airspace with a head optic-electric system, is presented in publication [2] and it is used to determine the angular coordinates of the detected target, that is:

- β_X, β_Z — angular coordinates of the detected target's position in relation to the axis of the optic-electric system;
- β_{X_K}, β_{Z_K} — angular coordinates of the detected target's position in relation to the coordinate system $X_K Y_K Z_K$.

The method for automatic selection of air targets by the designed head presented in this article is based on determining a velocity vector of the detected target before the launch of the missile. A series of initial detection impulses coming from the missile head which first detected the target, are used to

wykrytego celu jeszcze przed startem pocisku przesyłane są i zapamiętywane przez głowice kolejnych pocisków rakietowych. Pozwala to z zadowalającą dokładnością przewidzieć przez kilka kolejnych sekund położenia śledzonych statków powietrznych. Dzięki temu rozwiązaniu możliwe staje się wykonanie automatycznej selekcji celów polegającej na pomijaniu tych statków powietrznych, które są śledzone przez inne głowice. Na rysunku 3. przedstawiono schemat sposobu wyznaczania wektora prędkości wykrytego celu powietrznego.

determine this vector. The coordinates of the detected target before the launch of this missile are sent and memorized by heads of successive missiles. Owing to this, it is possible to predict with satisfactory accuracy the positions during a few seconds of the targets already being tracked. This solution can be used to make an automatic selection of targets omitting the aircraft which are already being tracked by other heads. The diagram in figure 3 shows the method of determining the velocity vector for a detected air target.



Rys. 3. Schemat wyznaczania wektora prędkości wykrytego celu
 Fig. 3. Diagram of determining the velocity vector of a detected target

$$V_{WC} = \frac{\sqrt{(tg(\beta_{X_K}(t_{sp}) - \beta_{X_K}(t_w)))^2 + (tg(\beta_{Z_K}(t_{sp}) - \beta_{Z_K}(t_w)))^2}}{t_{sp} - t_w}; \quad (1)$$

$$\gamma_{WC} = \frac{\arccos(tg(\beta_{X_{SR}}))}{\sqrt{(tg(\beta_{X_{SR}} - \beta_{X_K}(t_w)))^2 + (tg(\beta_{Z_{SR}} - \beta_{Z_K}(t_w)))^2}}; \quad (2)$$

$$\beta_{X_{SR}} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n \beta_{X_K} \right)}{n}; \quad (3)$$

$$\beta_{Z_{SR}} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n \beta_{Z_K} \right)}{n}, \quad (4)$$

gdzie:

where:

- V_{WC} [deg/s] — wyznaczona prędkość celu / determined object velocity;
 γ_{WC} [deg] — wyznaczony kąt lotu celu / determined target flight angle;
 t_w — chwila wykrycia celu / moment of target detection;
 t_{sp} — chwila startu pocisku / moment of missile launch;
 n — liczba impulsów detekcji wstępnej /
 number of impulses in initial detection.

PRZEDSTAWIENIE WYNIKÓW BADAŃ

THE RESULTS OF THE INVESTIGATIONS

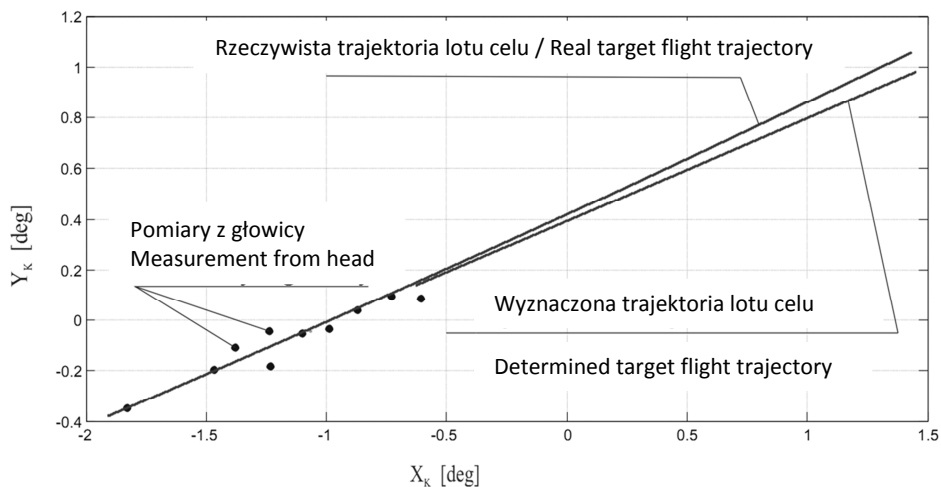
Tabela 1. Dane pomiarowe przesłane z głowicy skanującej, która jako pierwsza przechwyciła cel powietrzny do głowicy kolejnego pocisku raketowego

Table 1. Measurement data sent from the scanning head which was first to intercept the air target, to the head of the next missile

Lp.	β_{X_K} [rad]	β_{Z_K} [rad]	t_w [s]	t_{sp} [s]
1	-0.0319561	-0.0060832	0.01547	0.24273
2	-0.0256715	-0.0033981		
3	-0.0241537	-0.00189351		
4	-0.021569	-0.00311288		
5	-0.0216215	-0.000688156		
6	-0.0172869	-0.000851595		
7	-0.0152053	-0.000598281		
8	-0.0127584	0.000747859		
9	-0.0106228	0.00173082		
10	-0.0106228	0.00154697		

Na podstawie odebranych danych druga głowica dokonuje wyznaczenia wektora prędkości \vec{V}_{WC} śledzonego przez pierwszą głowicę celu i wyznacza przewidywaną trajektorię jego lotu (rys. 4.).

Using the received data the second head determines the velocity vector \vec{V}_{WC} of the target already being tracked by the first one and then determines its predicted flight trajectory (fig. 4).



Rys. 4. Wyznaczenie przewidywanej trajektorii lotu celu

Fig. 4. Determining a predicted target flight trajectory

Dane wyznaczone przez drugą głowicę na podstawie odebranych pomiarów z poprzedniej głowicy:

- kąt lotu celu: $\gamma_{WC} = 22.05$ [deg];
- prędkość celu: $V_{WC} = 5.713$ [deg/s].

Rzeczywiste dane lotu celu:

- kąt lotu celu: $\gamma_C(t) = 22 + 5t$ [deg];
- prędkość celu: $V_C = 150$ [m/s].

Na rysunku 5. przedstawiono rezultat selekcji celów powietrznych przeprowadzonej przez głowicę drugiego pocisku rakietowego na podstawie danych odebranych od pierwszej głowicy (dane te przekazywane są przed startem pierwszego pocisku). Prędkość celu śledzonego wynosiła 260 m/s.

Na podstawie odebranych danych trzecia głowica dokonuje wyznaczenia wektora prędkości \vec{V}_{WC} śledzonych przez pierwszą i drugą głowicę celów i wyznacza przewidywaną trajektorię ich lotu (rys. 4. i 6.).

The data determined by the second head based on the measurements received from the previous head:

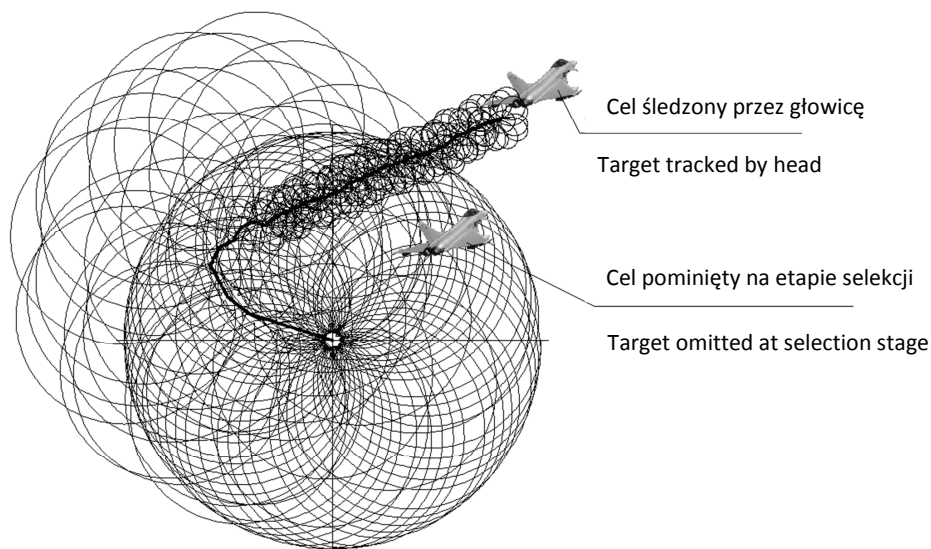
- target flight angle: $\gamma_{WC} = 22.05$ [deg];
- target velocity: $V_{WC} = 5.713$ [deg/s].

Real target flight data:

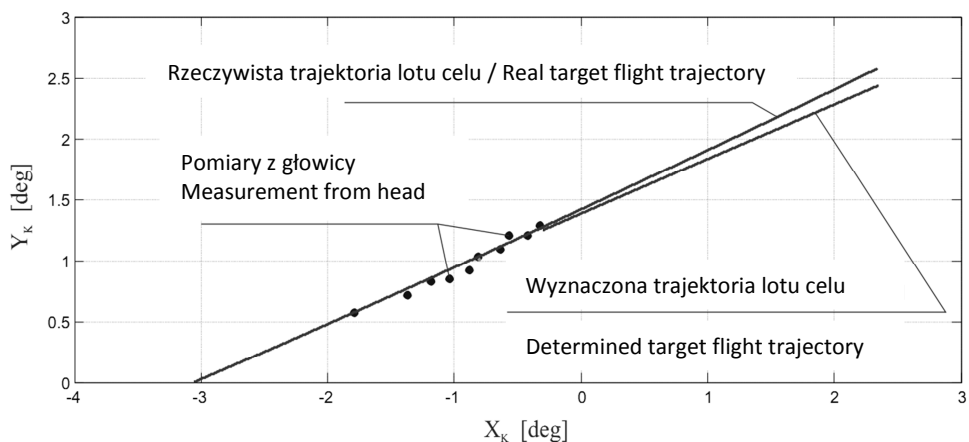
- target flight angle: $\gamma_C(t) = 22 + 5t$ [deg];
- target velocity: $V_C = 150$ [m/s].

Figure 5 presents the results of air target selection made by the head of the second missile based on the data received from the first head (the data is transferred before the launch of the first missile). The velocity of the tracked target was 260 m/s.

Using the data received the third head determines velocity vector \vec{V}_{WC} of the targets already being tracked by the first head and the second head and then determines their predicted flight trajectories (fig. 4 and 6).



Rys. 5. Symulacja selekcji dwóch celów powietrznych
 Fig. 5. The simulation of selecting two air targets



Rys. 6. Wyznaczenie przewidywanej trajektorii lotu drugiego celu
 Fig. 6. Determining the predicted flight trajectory of the second target

Tabela 2. Dane pomiarowe przesłane z głowicy śladowej cel drugi do głowicy trzeciego pocisku raketowego

Table 2. The measurement data sent from the head tracking the second target to the head of the third missile

Lp.	β_{X_K} [rad]	β_{Z_K} [rad]	t_w [s]	t_{sp} [s]
1	-0.0313643	0.0100414	0.14044	0.30673
2	-0.0240147	0.0125739		
3	-0.0207718	0.0144391		

Lp.	β_{X_K} [rad]	β_{Z_K} [rad]	tw [s]	t _{sp} [s]
4	-0.0181262	0.0148058		
5	-0.0155198	0.0161032		
6	-0.014356	0.0180645		
7	-0.0111634	0.019213		
8	-0.00992197	0.0210707		
9	-0.00747477	0.0210227		
10	-0.00569379	0.0225571		

Dane wyznaczone przez drugą głowicę na podstawie odebranych pomiarów z poprzedniej głowicy:

- kąt lotu celu: $\gamma_{WC} = 24.125$ [deg];
- prędkość celu: $V_{WC} = 9.842$ [deg/s].

Rzeczywiste dane lotu celu:

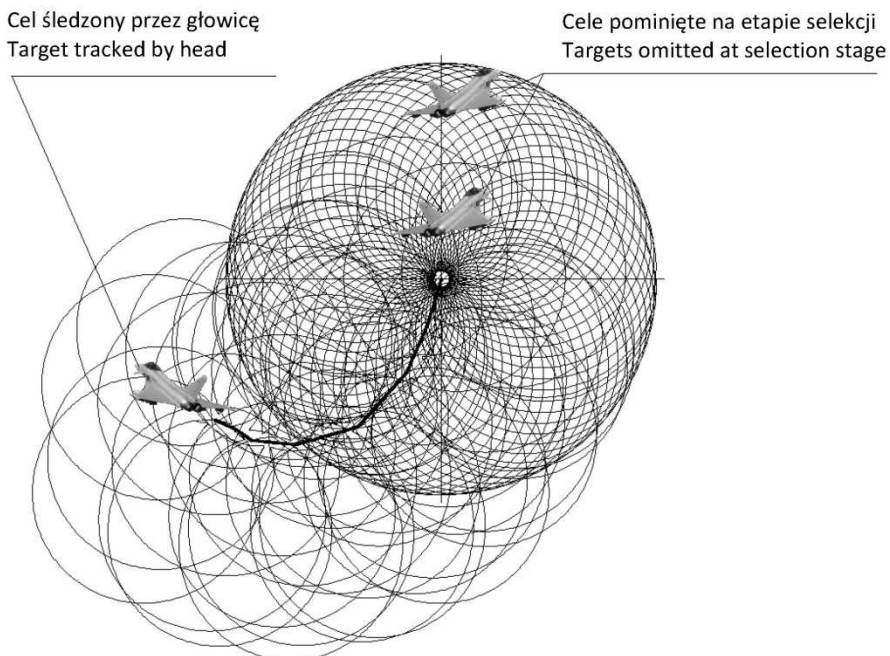
- kąt lotu celu: $\gamma_C(t) = 24 + 6t$ [deg];
- prędkość celu: $V_C = 260$ [m/s].

The data determined by the second head based on the measurements collected from the previous head:

- target flight angle: $\gamma_{WC} = 24.125$ [deg];
- target velocity $V_{WC} = 9.842$ [deg/s].

Real target flight data:

- flight angle $\gamma_C(t) = 24 + 6t$ [deg];
- velocity $V_C = 260$ [m/s].



Rys. 7. Symulacja selekcji trzech celów powietrznych
Fig. 7. The simulation of selecting three air targets

Na rysunku 7. przedstawiono rezultat selekcji celów przeprowadzonej przez głowicę trzeciego pocisku raketowego na podstawie danych odebranych od pierwszej i drugiej głowicy. Prędkość celu śledzonego wynosiła 280 m/s.

PODSUMOWANIE

Wyniki badań pokazane na rysunkach 5. i 7. potwierdzają, iż dokonanie programowej selekcji celów powietrznych przez zaprojektowaną głowicę optoelektroniczną jest w pełni możliwe do zrealizowania. Zaproponowana metoda wyznaczania przewidywanych trajektorii lotu poszczególnych celów z zadowalającą dokładnością pozwala na skuteczne wyselekcjonowanie celów powietrznych, co zostało przedstawione na rysunkach 4. i 6.

BIBLIOGRAFIA / REFERENCES

- [1] Diehl BGT Defence GmbH & Co., *Verfahren zum Steuern eines Lenkflugkörpers und Such kopf für einen Lenkflugkörper*, Deutsches Patent- und Markenamt DE 102010055493 A1, Offenlegungstag: 2012.
- [2] Gapiński D., *Analiza układu optoelektronicznego zmodyfikowanego koordynatora celu*, XIV Konferencja „Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności”, Gdynia 2013, pp. 79–87 [An analysis of a modified target coordinator in an optic-electric system — available in the Polish].
- [3] Gapiński D., Koruba Z., Krzysztofik I., *The model of dynamics and control of modified optical scanning seeker in anti-aircraft rocket missile*, ‘Mechanical Systems and Signal Processing’, 2014, Vol. 45, Issue 2, pp. 433–447, DOI: 10.1016/j.ymssp.2013.11.016.

Figure 7 presents the result of air target selection made by the head of the third missile based on the data received from the first head and the second head. The velocity of the tracked target was 280 m/s.

SUMMARY

The results shown in figure 5 and 7 prove that to make a software-based selection of air targets by a designed optic-electric head is possible. The method proposed for determining predicted flight trajectories of individual targets with satisfactory accuracy can be used to effectively select air targets, which is presented in figure 4 and 6.

- [4] Gapiński D., Stefański K., *Modified optical scanning and tracking head for identification and tracking air targets*, ‘Solid State Phenomena’, 2014, Vol. 210, pp. 145–155, Trans Tech Publications, Switzerland, DOI: 10.4028/www.scientific.net/SSP.210.145.
- [5] Kempas H., *Seeker head for missile*, Patent US 6116537, 2000.
- [6] Knight G. C., *Optical scanning system*, Patent US 6198564, 2001.
- [7] LFK-Lenkflugkoerpersystem GmbH, *Infrared Seeker Head*, Patent US 2012/0248238 A1, Filed: 2012.
- [8] Raytheon Company, *Optical system for aide field of view staring infrared sensor having improved optical symmetry*, European Patent EP 1618358 B1, date of publication and mention of the grant of the patent: 2010.
- [9] http://en.wikipedia.org/wiki/9K38_Igla.

- [10] <http://www.mbda-systems.com/innovation/future-systems/>.
- [11] <http://www.mesko.com.pl/pl/oferta/wyroby/zestawy-raketowe/ppzr-grom.html>.

- [12] <http://www.raytheon.com/capabilities/products/stinger/>.