

ПРИМЕНА НА ФАЗИ ЛОГИКА ВО СИСТЕМОТ ЗА УПРАВУВАЊЕ СО ОГНОТ КАЈ РСПВО

Сашо Гелев¹, Зоран Гацовски², Стојче Десковски³, Георги Димировски⁴

¹ Воевна академија “Генерал Михаило Апостолски” -Скопје, sasogelev@yahoo.com,

² Европски Универзитет-Скопје, zgacovski@yahoo.com

³ Технички факултет –Битола, stodes@mt.net.mk

⁴ Догуш Универзитет- Истанбул, Турција, gdimirovski@dogus.edu.tr

Абстракт: Одбраната од модерните нападно-офанзивни средства од воздушниот простор, бара примена на најефикасна и најсовремена тактика и технологија. Проблемот на гаѓање цели во воздушниот простор е решен со примена на најприкладен систем за управување со огнот, и последниот развој се темели на примена на интелигентни модели и техники. Во овој труд, применет е еден систем на фази логичка база на знаење во системот за управување со огнот кај ракетните системи за противвоздушна одбрана. Целта на овој труд е да се зголеми квалитетот на системот на процесот на водење со минимален број на мерења, и да се искористат резултатите за модификација на постоечките системи за противвоздушна одбрана, кои ги поседува нашата армија (Стрела 10). Новината е во тоа што се дефинирани фази логички варијабли и тоа: брзината на приближување на ракетата и целта dgf и аголот на претекнување кој се зазема на лансирната рампа ksf. Оваа фази логички базирана техника ја редуцира потребата за одредување на овие параметри, најчесто пресметани со претходна естимација, и се користат во законот за самоводење на ракетата. Ова е развиено со примена на Фази тулбоксот во матлаб. Симулациониот модел во вертикална рамнина е изведен користејќи ја Матлаб/Симулинк платформата.

Клучни зборови: Систем за противвоздушна одбрана, агол на претекнување, фази логика, самоводење, ракета, режим на доаѓање-заминување.

1. ВОВЕД

Борбата против модерните непријателските средства за напад од воздушниот простор е многу комплицирана, бидејќи модерното вооружување е поофанзивно, има поголеми маневарски можности и се движат со многу поголе-

ми брзини. Према тоа, и проблемот на гаѓање непријателски цели во воздушниот простор исто така претставува многу сложена задача. Во ракетните системи за противвоздушна одбрана (РС ПВО), овој проблем го решава системот (подсистемот) за управување со огнот, но секогаш во согласност со непријателската техника за напад од воздушниот простор.

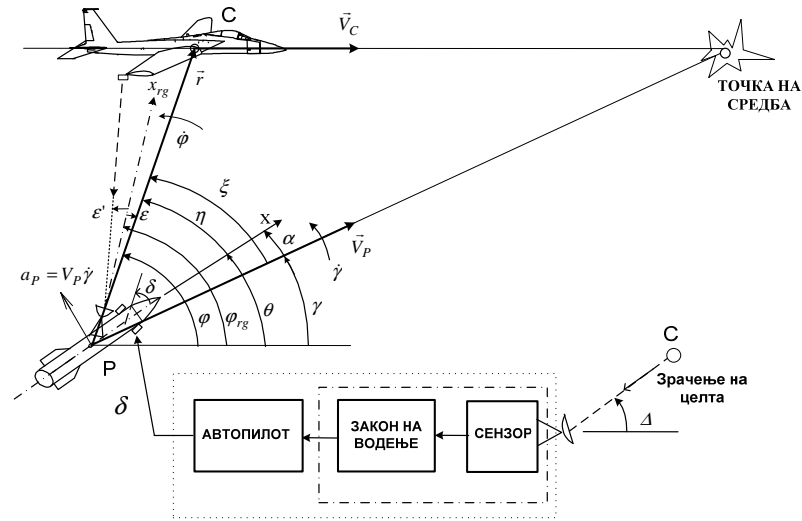
Мотивацијата за овој труд произлезе од научно истражувачкиот проект 07-1191/4 реализиран на Воената академија “Генерал Михаило Апостолски” Скопје и Електротехничкиот факултет во Скопје под наслов “Развој и имплементација на алгоритми за водење, навигација и управување на подвижни објекти”. Целта на овој труд е да се зголеми квалитетот на системот на процесот на водење со минимален број на мерења, и да се искористат резултатите за модификација на постоечките системи за противвоздушна одбрана, кои ги поседува нашата армија(Стрела 10).

Функционалната шема на системот за самоводење, кој може да биде активен, полуактивен и пасивен, е прикажана на Слика 1.

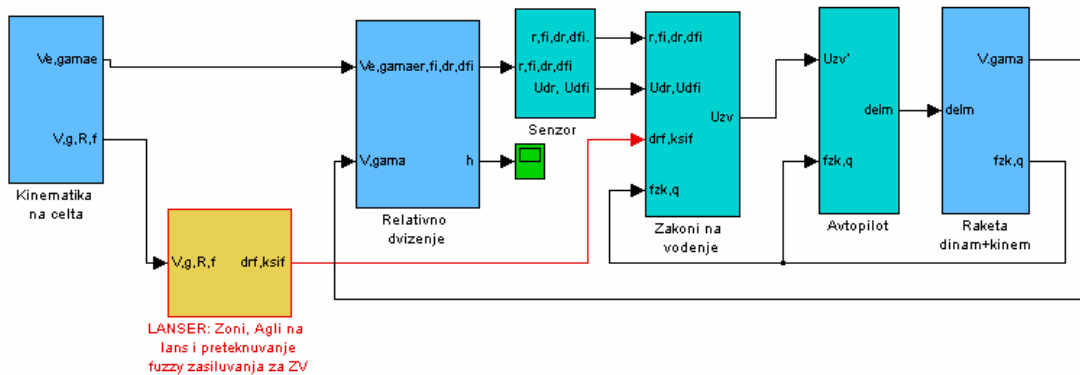
Решавањето на проблемот на управување со огнот ги опфаќа следните задачи:

- Детекција и идентификација на непријателската цел;
 - Пресметување на параметрите на движење на целта;
 - Одлучување за гаѓање на целта и насочување на лансерите кон неа;
 - Лансирање на ракетата и управување со нејзиното движење, во зависност од применетиот закон на водење.
- Во зависност од видот на водење РС ПВО може да ги поделиме на:
- системи на далечинско водење (Line of sight-LOS guidance systems),
 - системи на самоводење (Homing Guidance Systems);

- автономни системи (Navigational Guidance Systems) и
- комбинирани системи на водење (Compound Guidance Systems).



Сл. 1. Систем на самоводење



Сл. 2. Модел на системот во MATLAB/Simulink

2. СИСТЕМ НА САМОВОДЕЊЕ ВО ВЕРТИКАЛНА РАМНИНА

За реализација на овој труд искористен е “Моделот на системот за самоводење на противавионски ракети во вертикална рамнина” [2], [3], [4], [5] и [17]. Моделот е реализиран во програмскиот пакет MATLAB/ Simulink. Движењето на целта во вертикална рамнина се опишува со равенките:

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_e &= a_{ex} \\
 \dot{\gamma}_e &= -\frac{a_{ez}}{V_e} \\
 \dot{x}_{eg} &= V_e \cdot \cos \gamma_e \\
 \dot{z}_{eg} &= -V_e \cdot \sin \gamma_e
 \end{aligned} \tag{1}$$

каде $a_{ex}(t)$ и $a_{ez}(t)$ се забрзувања на центарот на масата на целта кои ги карактеризираат динамичките и маневарските својства

на целта, V_e и γ_e се брзина на целта и наклон на траекторијата на целта и влегуваат во равенките за релативно движење, а x_{eg} и z_{eg} се координати на центарот на масата на целта. Во моделот на самоводење ова е дефинирано во блокот “Kinematika na celta”.

Движењето на ракетата се опишува со следните равенки:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= a_{x_k} \\
 \dot{\gamma} &= -\frac{a_{z_k}}{V} \\
 \dot{x}_g &= V \cdot \cos \gamma \\
 \dot{z}_g &= -V \cdot \sin \gamma
 \end{aligned} \tag{2}$$

Во моделот на самоводење ова е дефинирано во блокот “Raketa dinam+kinem”. Кинематичките равенки на самоводење во вертикална рамнина се:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= V_e \cdot \cos(\varphi - \gamma_e) - V \cdot \cos(\varphi - \gamma) \\ r\dot{\varphi} &= -V_e \cdot \sin(\varphi - \gamma_e) + V \cdot \sin(\varphi - \gamma) \end{aligned} \quad (3)$$

Во моделот на самоводење се применува методот на пропорционална навигација [14], [15], [11]. Кај овој метод се бара аголната брзина на тангентата на траекторијата на ракетата (односно аголната брзина на ротација на векторот на брзината на ракетата $\dot{\varphi}$) да е пропорционален на аголната брзина на линијата на визирање на целта, односно:

$$\dot{\varphi} = K \cdot \phi \quad (4)$$

Идеалната врска во овој случај има облик

$$\varepsilon = \dot{\varphi} - K\phi = 0 \quad (5)$$

Во конкретниот модел се применети следните закони на водење на ракетата кон целта:

1. Класична пропорционална навигација: во која се мери само брзината на линијата на визирање на целта- df/dt ;
2. Класична пропорционална навигација: во која се мери брзината на линијата на визирање на целта df/dt и брзината на зближување на целта и ракетата dr/dt ;
3. Подобрена пропорционална навигација во која покрај брзината на линијата на визирање на целта df/dt и брзината на зближување на целта и ракетата dr/dt се мери и забрзувањето на целта нормално на линијата на визирање на целта a_{ep} .
4. Оптимална пропорционална навигација во која се мерат следните параметри: брзина на линијата на визирање на целта, брзина на зближување на целта и ракетата, забрзувањето на целта нормално на линијата на визирање на целта и почетниот агол на претекнување.
5. Класична пропорционална навигација но со фази одредени drf и $ksif$, односно нема потреба од мерење на брзината на зближување на целта и ракетата и аголната брзина на линијата на визирање на целта.

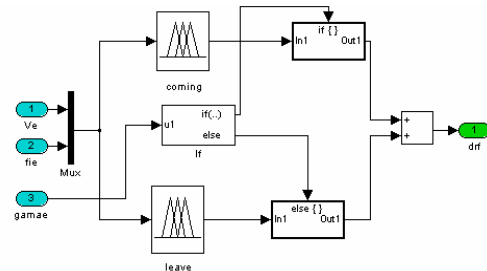
3. ПРИМЕНА НА ФАЗИ ЛОГИКАТА ВО СИСТЕМОТ ЗА УПРАВУВАЊЕ СО ОГНОТ

Управувањето на системи со фази логика користи многу идеи од таканаречените конвенционални и модерни методологии на управување, со исклучок на тоа што во управување со фази логика често пати формалниот математички модел е недостапен па вистинска математичка анализа е невозможна. [5],[6], Додека случаите на тешка, невозможна или со висока цена да се развие точен математички модел е многу честа, скоро секогаш е можно инжињерот за управување да специфицира не-

каков модел на апроксимација на процесот. Нашето искуство кажува дека инжињерите кои развиваат систем со фази логика, имаат и точен математички модел.

Во овој труд фази логиката е применета во законот за самоводење на ракетата кон целта[3], [8], [9]. За таа цел, фазифицирани се следните променливи: брзината на приближување на целта и ракетата drf и почетниот агол на претекнување на лансирната рампа $ksif$.

За одредувањето на овие фази променливите формулирани се 4 фазископички управувачи (FLC) [20],[19] во системите на заклучување: два FLC се искористени за одредување на drf и два за одредување на $ksif$. Влезни параметри во FLC, кои се користат за одредување drf се: брзината на целта V_e , аголот на ориентација(два режими:целта доаѓа и целта се оддалечува) γ_{mae} , и аголот на следација на целта γ_{ie} .



Сл.3 FLC за одредување на drf

Кога целта е во режим на доаѓање, во продолжение е дадена базата на правила, со која се одредува drf , во зависност од влезните параметри:

- IF V_e is 'mf1' and γ_{ie0} is 'low' THEN
output1 is 'mf6'
- IF V_e is 'mf1' and γ_{ie0} is 'medium' THEN
output1 is 'mf6'
- IF V_e is 'mf1' and γ_{ie0} is 'high' THEN
output1 is 'mf7'
- IF V_e is 'mf1' and γ_{ie0} is 'very high' THEN
output1 is 'mf8'
- IF V_e is 'mf2' and γ_{ie0} is 'low' THEN
output1 is 'mf5'
- IF V_e is 'mf2' and γ_{ie0} is 'medium' THEN
output1 is 'mf6'
- IF V_e is 'mf2' and γ_{ie0} is 'high' THEN
output1 is 'mf7'
- IF V_e is 'mf2' and γ_{ie0} is 'very high' THEN
output1 is 'mf8'
- IF V_e is 'mf3' and γ_{ie0} is 'low' THEN
output1 is 'mf4'
- IF V_e is 'mf3' and γ_{ie0} is 'medium' THEN
output1 is 'mf5'
- IF V_e is 'mf3' and γ_{ie0} is 'high' THEN
output1 is 'mf7'
- IF V_e is 'mf3' and γ_{ie0} is 'very high' THEN
output1 is 'mf9'
- IF V_e is 'mf4' and γ_{ie0} is 'low' THEN
output1 is 'mf3'

IF V_e is 'mf4' and $fie0$ is 'medium' THEN
output1 is 'mf4'

IF V_e is 'mf4' and $fie0$ is 'high' THEN
output1 is 'mf6'

IF V_e is 'mf4' and $fie0$ is 'very high' THEN
output1 is 'mf9'

IF V_e is 'mf5' and $fie0$ is 'low' THEN
output1 is 'mf2'

IF V_e is 'mf5' and $fie0$ is 'medium' THEN
output1 is 'mf4'

IF V_e is 'mf5' and $fie0$ is 'high' THEN
output1 is 'mf6'

IF V_e is 'mf5' and $fie0$ is 'very high' THEN
output1 is 'mf9'

IF V_e is 'mf6' and $fie0$ is 'low' THEN
output1 is 'mf1'

IF V_e is 'mf6' and $fie0$ is 'medium' THEN
output1 is 'mf3'

IF V_e is 'mf6' and $fie0$ is 'high' THEN
output1 is 'mf6'

IF V_e is 'mf6' and $fie0$ is 'very high' THEN
output1 is 'mf10'

Кога целта е во заминување, базата на правилата е помала и изнесува 16, бидејќи во заминување не можат да се гаѓаат цели кои летаат со брзини поголеми од 300 m/s.

Како што може да се забележи од базата на правила постојат 6 функции на припадност на варијаблата V_e .

За варијаблата $fie0$ дефинирани се 4 функции на припадност, односно дека аголот е низок (low), среден (medium), висок (high) и многу висок (very high).

Функциите на припадност на варијаблите V_e и $fie0$ се од триаголен облик со лингвистички вредности:

$$V_e = \{mf1, mf2, mf3, mf4, mf5, mf6\}$$

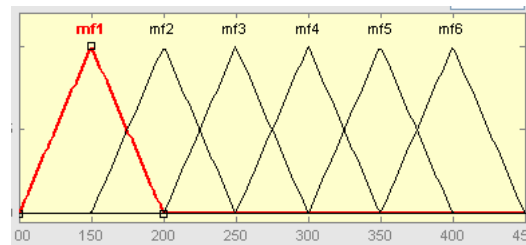
$$fie0 = \{low, medium, high, very high\},$$

Цврстите множества на нивните вредности се во следните интервали:

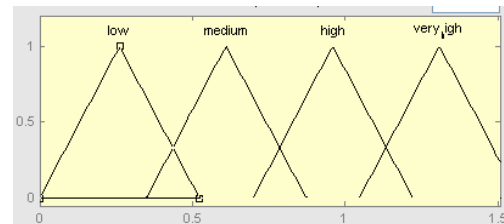
$$V_e = [100, 400m/s], \quad fie0 = [0, 1.507rad]$$

Ние покажавме во нашиот случај употреба на дизајн на системи со фази управување, водeње и надгледување на ракети и борбени сценарија кои употребуваат фази одлучување и управување кои е хибридно или комбинирано со математичка анализа и употреба на фази компјутерски техники. Секако, мора да се обезбеди и конзистентна компатибилност. Второ, има ограничувања на добивката во перформансите на дизајнот на овој инженерски систем во однос на реалните факти дека за некои задачи техниките на фази системите подобро се вклопуваат, додека кај други математичко-аналитичките техники даваат многу подобри резултати. И трето, многу е важно да се спомене дека со вклучување на некои компјутерски формализми и техники како што се фази системите овде, води до креирање на технолошки системи со повисок коефициент на машинска интелигенција и си-

мултано подобрување или поедноставување на инженерската структура на дизајнот на системот.



Сл.4 Функција на припадност на V_e

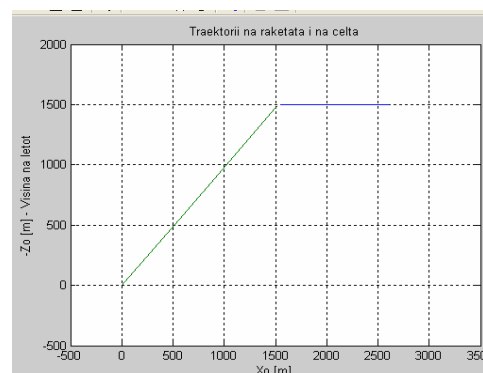


Сл.5 Функција на припадност на $fie0$

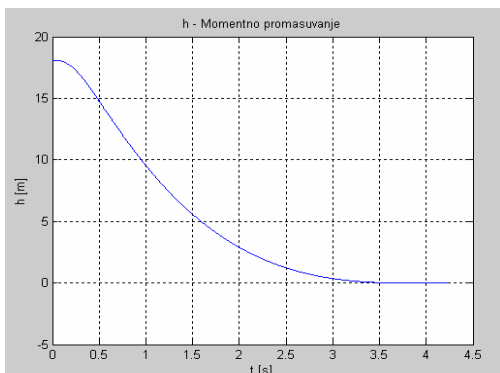
4. СИМУЛАЦИСКИ ЕКСПЕРИМЕНТИ И РЕЗУЛТАТИ

Со компјутерска симулација на системот за водeње на Сл.2 за разни почетни услови, можеме да извршиме различни симулациски експерименти за променливи сценарија на противвоздушната борба. Но посебно, нашиот интерес е фокусиран на резултатите добиени со симулација кога фази логичкиот закон закон за водeње е применет во сценаријата кога целта се приближува и кога целта се оддалечува.

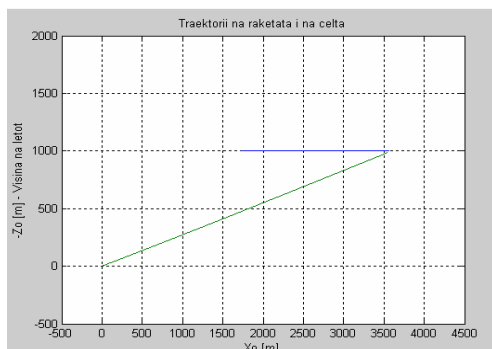
На Сл. 6 и 7, прикажано е движењето на целта и ракетата и моменталното промашување за првото сценарио: почетните услови се: висина на целта $H_e=1500$, брзина на целта $V_e=250m/s$, и целта е во доаѓање односно $gama_e=180$. За второто сценарио, на сл. 8 и 9 прикажано е движењето на целта и ракетата и моменталното промашување; почетните услови се: висина на целта $H_e=1000$, брзина на целта $V_e=250m/s$, и целта е во заминување односно $gama_e=0$.



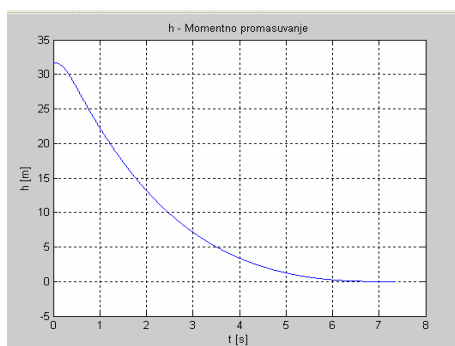
Сл. 6 Траектории на целта и ракетата



Сл.7 Еволуција на моменталното промашување



Сл.8 Траектории на целта и ракетата



Сл.9 Еволуција на моменталното промашување

Како што може да се забележи од траекториите за двете сценарија, системот нормално функционира и доаѓа до средба на ракетата и целта и во двете сценарија. Во моментот на средба, а и пред тоа моменталното промашување е приближно еднакво на нула.

5. ЗАКЛУЧОК

Во овој труд, применета е фази логичка база на знаење во системот на управување со огнот (самоводечки ракети) кај ракетните системи за противвоздушна одбрана (РСПВО). Тоа го изведовме користејќи го Fuzzy toolbox-от кај програмскиот пакет МАТЛАБ. Фази логиката за користевме за одредување на брзината на приближување помеѓу ракетата и целта како и

аголот на претекнување кој ќе биде заземен на лансираната рампа. Овие два параметри беа искористени во законот на самоводење. Со овој метод, потребата за пресметување на овие параметри, кои се претходно добиени со проценка, беше избегната. Симулацискиот модел во вертикална рамнина беше развиен во МАТЛАБ/СИМУЛИНК програмскиот пакет. Целта на овој труд е да се подобри квалитетот на процесот на управување со минимален број на мерења, и да се искористат резултатите за модификација на постоечките ракетни системи за противвоздушна одбрана, кои сега ги поседува нашата армија (Стрела 10).

Придобивките од овој труд се во намалување на сензорите кои се користат во класичната изведба на ракетниот систем. На тој начин се зголемува маневарскиот потенцијал на ракетата. Трета придобивка е во тоа што со намалување на хардверот може да се зголеми тежината на боевата глава односно да се зголеми разорната моќ на ракетата.

Добиените симулациски резултатите ни даваат за право да се продолжи со понатамошна работа и да изврши имплементирање на фазилгиката во системот за управување со огнот но не во една рамнина туку во просторот.

6. ЛИТЕРАТУРА

- [1] Berenji, H. R. (1991). Fuzzy logic controllers. In: R. R. Yager and L. A. Zadeh, editors, *An Introduction to Fuzzy Logic Applications in Intelligent Systems*, Kluwer Academic Publishers, New York, US.
- [2] Davis, L. Jr., J. W. Follin Jr., and L. Blitzer (1958). *The Exterior Ballistics of Rockets*. D. Van Nostrand Co., Princeton, NJ – US.
- [3] Deskovski, S. (2004). *Homing Guidance and Missile Systems for Air Defence*. MA of ARM, Skopje, MK (in Macedonian).
- [4] Deskovski, S., Z. Gacovski, and G. Dimirovski (2003). Homing guidance laws using applied fuzzy systems. In: *Proceedings of the 1st International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST03)*, Istanbul, Nov. 20-22, pp. 673-678. Turkish Air Force Academy, Istanbul, TR.
- [5] Dimirovski, G. M. (1995). *Foundations of Digital Fuzzy-knowledge Based Control, Lecture Notes of IASE*. FEE of EE SS Cyril and Methodius University, Skopje MK (in Macedonian).
- [6] Dimirovski G. M. (2002). "New Trends in Missile Control and Guidance using Fuzzy Systems" (Keynote Lecture). In: *First Symposium for Explosive materials, Weapons and Military Technology*, September 25-28, Ohrid, Rep. of Macedonia. MA-ARM, Skopje, MK.
- [7] Dimirovski, G., S. Deskovski, and Z. Gacovski (2004). Classical and fuzzy-system guidance laws in homing missile systems. In: *Proceedings of the*

- 2004 IEEE AESS International Aerospace Conference, March 6-13, Big Sky, Montana, pp. 9.0204.(1-18). The IEEE, Piscataway, NJ, and IEEE Aerospace Conferences Office, Manhattan Beach, CA, USA.
- [8] Gelev, S., S. Deskovski, and Z. Gacovski (2003). Simulation model for determining the launching zones for missile systems for air defence. In: *Proceedings of the 6th National Conference ETAI 2003 with International participation*, Ohrid, pp. A63-A68. Society for ETAI, Skopje, MK.
- [9] Gelev, S., S. Deskovski, and Z. Gacovski (2005). Simulation model for early warning for air defence missile. In: *Proceedings of the 7th National Conference ETAI 2005 with International participation*, Ohrid, pp. A117-A122. Society for ETAI, Skopje, MK.
- [10] Klir, G. J., and Bo Yuan (1995). *Fuzzy Sets and Fuzzy Logic—Theory and Applications*. Prentice Hall PTR, Upper Saddle River, NJ.
- [11] Knezevic, S. (1980). *Theory of Guided Ground-to-air Missiles*. Military Publishing Co., Belgrade, SR (in Serbo-Croat).
- [12] Malygin, A. S. (1978). *Fire Control of Missile Systems for Anti-aircraft Combat*. Voennoe Izdatelstvo MO SSSR, Moskva, RU (in Russian).
- [13] Mohenski, D., G. Dimirovski G., and S. Deskovski (2000). Fuzzy rule-based system for determining the launching zones for light anti-aircraft missiles. In: *Proceedings of the 5th National Conference ETAI 2000 with International Participation*, Ohrid, MK, pp. A-94-A99. Society for ETAI, Skopje, MK.
- [14] Neupokoev, F. K. (1970). *Shooting by Zenith Rockets*. Voennoe Izdatelstvo MO SSSR, Moskva, RU (in Russian).
- [15] Peresada, S. A. (1973). *Horizon Zenith Rocket Complexes*. Voennoe Izdatelstvo MO SSSR, Moskva, RU (in Russian).
- [16] Ross, T. J. (2004). *Fuzzy Logic with Engineering Applications*. J. Wiley & Sons, Ltd., Chichester, England, UK.
- [17] Siouris, G. M. (2004). *Missile Guidance and Control Systems*. Springer-Verlag, New York, US.
- [18] Xu, L.-H., Y.-W. Jing, G. M. Dimirovski, and L.-D. Shi (2006). On UKF Based Filter in INS/GPSS Integrated Navigation Systems: Pt I Theory; Pt II Applications (*Joint Research Report*). ICS-SIS&T of Northeastern University, Shenyang, P.R. of China, and DCE-FE of Dogus University, Istanbul, TR.
- [19] Yen, J., and R. Langari (1998). *Fuzzy Logic: Intelligence, Control, and Information*. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ – US.
- [20] Zadeh, L. A. (1983). The role of fuzzy logic in the management of uncertainty in expert systems. *Fuzzy Sets and Systems*, vol. **11**, pp 199-221 (Elsevier Science Publishers BM North-Holland).

Summary

APPLICATION OF FUZZY LOGIC IN FIRE CONTROL SYSTEMS FOR AIR DEFENCE

Saso Gelev¹, Zoran Gacovski², Stojce Deskovski³ and Georgi Dimirovski⁴

¹ Military Academy “General Mihailo Apostolski” -Skopje, sasogelev@yahoo.com,

² European University-Skopje, zgacovski@yahoo.com

³ Technical Faculty, St. Clement University - Bitola, stodes@mt.net.mk

⁴ Dogus University, Istanbul, Rep. of Turkey, gdimirovski@dogus.edu.tr

Abstract: It is the necessity defense combat against modern offensive weapons from the air to apply the best and most efficient defense tactics and technology. The problems of shooting targets in air space are solved by appropriate design of a fire control system, and the latest developments employ computational intelligence models and techniques. In this paper, a fuzzy-logic knowledge-base system in the fire control system for missile based air defense has been investigated. The aim of this paper is to provide a quality guidance process with minimum number of measurements, and to use the results for modification of the existing air defence systems, which are present in our Army (Strela 10). The novelty is in defining fuzzy logic variables for the approaching velocities between target and missile drf and the angle of lead when the missile is still on the launcher ksif. This fuzzy logic based technique reduces the demand for determining of the parameters usually calculated using provisional estimates and employed in missile’s homing guidance. It is developed by using Fuzzy Toolbox of Matlab. Simulation model in the vertical plane is developed by using Matlab/ Simulink platform. *Copyright © 2007 IFAC*

Keywords: Air defence systems; angle of lead; fuzzy logic; homing guidance; missile; incoming-leaving regime.