



فصلنامه علمی ((دفاع هوافضایی))

دوره ۱، شماره ۳، آذر ۱۴۰۱

عنوان مقالات

مقاله پژوهشی

طراحی و شبیه‌سازی سیستم کنترل هدایت ترکیبی برای موشک پدافندی زمین به هوا

وحید نجف‌پور^۱، رسول رضانی^۲

۱. دانشجوی دکتری فناوری اطلاعات، دانشگاه ارومیه، ارومیه، ایران

۲. دکترای مدیریت راهبردی فضای سایبر دانشگاه عالی دفاع ملی، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله طراحی و شبیه‌سازی یک قانون هدایت ناوبری ترکیبی برای اتوپایلوٹ موشک زمین به هوا در حالت دو بعدی ارائه شده است. در قانون هدایت ارائه شده، در فاز هدایت موشک از روش هدایت ناوبری تناسبی برای سیستم هدایت آشیانه یاب فعال موشک پدافندی زمین به هوا استفاده شده است. از آنجایی که برای کنترل مسیر موشک بایستی اتوپایلوٹ طراحی نمود، بنابراین از روش رگولاتور دومجذوری خطی (LQR) برای طراحی اتوپایلوٹ موشک استفاده می‌کنیم. با استفاده از سیستم هدایت و اتوپایلوٹ طراحی شده و همچنین استفاده از جستجوگر برای تخمین برد و سرعت نزدیکی موشک به هدف، طراحی سیستم حلقه بسته کامل می‌شود. نتایج شبیه‌سازی سیستم طراحی شده نشان می‌دهد که با استفاده از طرح ارائه شده برای سیستم کنترل کلی، موشک توانسته است به خوبی هدف با سرعت ثابت را ردیابی و به آن برخورد نماید.

اطلاعات مقاله

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۳

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۵/۱۲

کلمات کلیدی:

کنترل، هدایت ترکیبی، رگولاتور دومجذوری خطی، موشک پدافندی، ناوبری تناسبی



نویسنده مسئول:

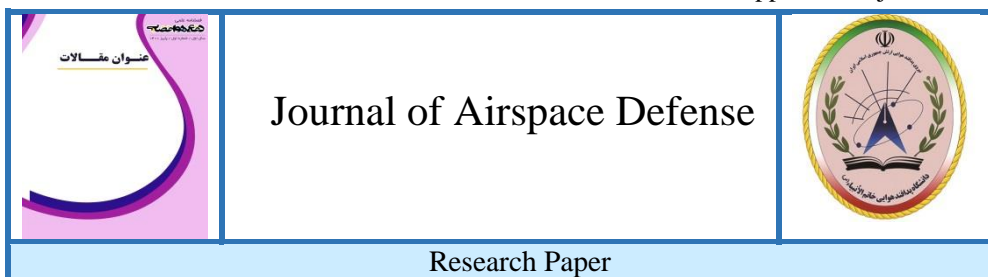
وحید نجف‌پور

ایمیل:

v.najafpoor@gmail.com

استناد به مقاله: وحید نجف‌پور، رسول رضانی، طراحی و شبیه‌سازی سیستم کنترل هدایت ترکیبی برای

موشک پدافندی زمین به هوا، مجله علمی دفاع هوافضایی، دوره ۱، شماره ۳، آذر ۱۴۰۱.



Research Paper

Design and simulation of combined guidance control system for surface-to-air defense missile

Vahid Najafpour¹ , Rasool Ramezani²

1- PhD student of information technology, Urmia University, Urmia, Iran

2- Ph.D. in strategic management of cyber space, Higher National Defense University, Tehran, Iran

Article Information

Accepted: 1401/09/23

Received: 1401/05/12

Keywords:

Control, Combined guidance, Linear dual regulator, Missile defense, Proportional navigation.



Corresponding author:

Vahid Najafpour

Email:

v.najafpour@gmail.com

Abstract

In this paper, the design and simulation of a combined navigation guidance law for two-dimensional ground-to-air missile autopilot is presented. In the proposed guidance law, in the missile guidance phase, the proportional navigation guidance method is used for the active guidance system of the ground-to-air defense missile. Since autopilot must be designed to control the path of the missile, we use the linear two-regulator (LQR) method to design the missile autopilot. The design of the closed-loop system is completed using the guidance and autopilot system, as well as the use of a search engine to estimate the range and speed of the missile approaching the target. The simulation results of the designed system show that using the proposed design for the overall control system, the missile was able to track and hit the target at a constant speed.

HOW TO CITE: Vahid Najafpour, Rasool Ramezani, Investigation of stability and deformation of earthen walls reinforced with geosynthetics under explosion with passive defense approach, Journal of Airspace Defense Vol. 1, No, 3, 1401..

۱. مقدمه

روش‌های متنوعی برای طراحی سیستم هدایت و اتوپیلوت موشک‌های آشیانه‌یاب ارایه شده است. مینگ‌ژین و همکارانش در پژوهشی با عنوان طراحی اتوپیلوت موشک با استفاده از تکنیک $\theta-D$ ، یک روش کنترل غیرخطی جدید برای طراحی اتوپیلوت برای یک موشک هوا به هوا BTT/STT ترکیبی دارای مانور کامل مورد استفاده قرار داده است. آنها از طریق این روش جدید که روش $\theta-D$ نام دارد، جواب‌های تقریبی برای معادله همیلتونین-ژاکوبی-بلمن بدست آورده‌اند. آن‌ها همچنین فرم بسته این کنترل‌کننده پسخور را یافته‌اند. در ساختار کنترل‌کننده معرفی شده، یک کنترل حلقه داخلی $\theta-D$ و یک کنترل‌کننده حلقه خارجی $\theta-D$ در طراحی اتوپیلوت مورد استفاده قرار گرفته است. منطق سیگنال مرجع اتوپیلوت موشک BTT/STT برای تبدیل سیگنال‌های مرجع شتاب از قوانین هدایت به سیگنال‌های زاویه مرجع برای اتوپیلوت مورد استفاده قرار داده است. حلقه خارجی کنترل‌کننده L_1 برای تبدیل سیگنال‌های مرجع زاویه حمله، زاویه سر خوردگی و زاویه کجی به سیگنال‌های مرجع نرخ بدنه برای حلقه داخلی استفاده نمودند. ساختار اتوپیلوت بر روی یک مدل شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی این موشک مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که این کنترل‌کننده توانسته است که به عملکرد بهتری در ردیابی سیگنال فرمان (مرجع) دست یابند و به علاوه نسبت به تغییرات پارامترها در طیفی از یک مانور پرواز موشک غیرحساس است [۱]. کانگ و همکارانش روشی را برای طراحی کنترل‌کننده یکپارچه مقاوم برای موشک با زاویه حمله بالا ارایه داده‌اند. روش معرفی شده توسط آن‌ها مبتنی بر سنتز H_∞ است. عملکرد کنترل‌کننده معرفی شده رول-فراز-یاو با استفاده از مدل ۵ درجه آزادی غیرخطی مورد آزمون قرار می‌گیرد. همچنین این کنترل‌کننده با استفاده از قانون هدایت ناوبری تناسبی در ساختار خطی پارامتر متغیر با زمان به صورت تابعی از زاویه حمله کل، برنامه‌ریزی می‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که عملکرد بدست آمده نسبت به کنترل‌کننده‌های دکوپله‌شده بهتر است [۲]. اِردوس و همکارانش یک کنترل‌کننده تطبیقی پسخور خروجی را طراحی کرده و آن را به مسئله کنترل و هدایت یکپارچه موشک اعمال نمودند. برای ارزیابی کنترل‌کننده از مدل دو بعدی دینامیکی برای ارزیابی و مقایسه عملکرد قانون هدایت کنترل‌کننده تطبیقی پسخور خروجی طراحی شده نسبت به ۵۰ درصد تغییرات در پارامترهای مدل دینامیکی موشک مقاوم است. به علاوه، این روش در حداقل‌سازی میزان تلاش کنترل دارد و نسبت به استراتژی‌های کنترل و هدایت مورد استفاده برتری دارد [۳]. چوی و همکارانش یک سیستم کنترل یکپارچه رول-فراز-یاو برای یک موشک با زاویه حمله بالا را معرفی نمودند. مشخصات آیرودینامیکی این موشک سطح به هوا کوپلینگ متقابل بین دینامیک‌های کانال‌های جانبی و طولی

را نشان می‌دهد. در این مقاله تکنیک‌های کنترل مقاوم مبتنی بر سنتز μ و H_∞ برای طراحی اتوپیلوت یکپارچه استفاده شده است. عملکرد کنترل‌کننده یکپارچه معرفی شده با استفاده از شبیه‌سازی غیرخطی اثرات کوپلینگ متقابل بین کانال‌های طولی و جانبی مورد آزمون قرار می‌گیرد [۴]. بی‌باک با استفاده از روش مبتنی بر ساده‌سازی طراحی بدون نیاز به محاسبه مشتق ورودی کنترل مجازی بر پایه تکنیک گام رو به عقب، یک کنترل‌کننده یکپارچه مبتنی بر روی‌تگر برای کانال رول-فراز-یاو موشک نظامی هوا به هوای شرکت ساب طراحی و همچنین از یک روی‌تگر اغتشاش غیرخطی برای تخمین عدم قطعیت‌های موجود در پارامترهای سیستم و همچنین اغتشاشات موجود در خروجی و به روز نمودن سیگنال مرجع استفاده کرده‌اند. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که کنترل‌کننده معرفی شده به همراه روی‌تگر در مقایسه با کنترل‌کننده گام رو به عقب عملکرد مطلوب‌تری دارد و همچنین کارایی آن در تضعیف اغتشاشات بهتر است [۵]. کاشفی، سیستم کنترل تطبیقی مدل-مرجع پیش‌بین برای موشک STT طراحی کرده است. در این روش برای تخمین پارامترهای نامعین سیستم موشک STT از شبکه‌های عصبی مصنوعی بهره برده شده است [۶].

معرفیان‌پور و مؤمنی با استفاده از روش کنترلی جدول‌بندی بهره با معیار کارایی H_∞ ، برای دسته‌ای از فرآیندهای پرداخته خطی متغیر نسبت به پارامتر پرداخته شده است. در این روش فرض شده است که ماتریس‌های فضای حالت سیستم دینامیکی مورد نظر به طور شبه خطی به بردار از پارامترهای متغیر با زمان وابسته هستند. شرایط پایداری سیستم بر اساس تئوری H_∞ ارایه شده‌اند. در این روش، مسئله سنتز کنترل‌کننده به حل یک سیستم از نامساویهای ماتریسی خطی کاهش پیدا کرده است. شبیه‌سازی روش معرفی شده بر روی سیستم غیرخطی موشک نشان می‌دهد که در حضور تغییرات متغیرهای کاری و شرایط آیرودینامیکی موشک، نتایج مناسبی بدست می‌آید [۷]. اسداللهی و همکارانش یک اتوپیلوت چندمتغیره با استفاده از روش کنترل فیدبک انتگرالی و جدول‌بندی بهره برای یک موشک BTT بر روی یک محدوده کاری پرواز ارایه داده‌اند. آنها ابتدا با تقسیم گستره پرواز به چهار قسمت برای هر یک از آنها، یک کنترل‌کننده در نقاط کاری مجزا به روش فیدبک حالت به همراه کنترل انتگرالی طراحی کردند. سپس این کنترل‌کننده‌ها را در تمام محدوده کاری با کلید زنی آنی و هم به صورت کلیدزنی تدریجی بررسی نمودند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که این کنترل‌کننده عملکرد مطلوبی دارد [۸]. ساداتی و همکارانش یک کنترل‌کننده برای یک موشک سطح به هوا (پدافند هوایی) با برد متوسط ارایه دادند. آنها ابتدا از روش وارون‌سازی دینامیک با یک و دو حلقه پسخور، کنترل‌کننده را طراحی کرده‌اند. سپس برای مقاوم‌سازی سیستم کنترل نسبت به نامعینی و دینامیک‌های مدل‌نشده، یک

شبکه عصبی با لایه مخفی با استفاده از نظریه پایداری لیاپانوف به کنترل کننده وارون دینامیک طراحی شده با یک حلقه پسخور اضافه کردند. آن‌ها عملکرد ۳ سیستم کنترلی طراحی شده را با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها و تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بررسی و مقایسه کرده‌اند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سیستم کنترل عصبی نسبت به دو کنترل کننده دیگر عملکرد بهتری دارد [۹]. ساختار مقاله حاضر به این صورت می‌باشد: ابتدا مدل دینامیکی موشک و جستجوگر آن را در کانال فراز ارایه می‌کنیم. سپس روش کنترلی رگولاتور دومجذوری خطی (LQR) و روش ناوبری تناسبی را که به ترتیب برای طراحی سیستم اتوپایلویت و هدایت موشک استفاده شده است، توضیح داده خواهد شد. همچنین به منظور اثبات کارایی و عملکرد مناسب سیستم کنترلی کلی، شبیه‌سازی در محیط سیمولینک متلب انجام شده است و سرانجام نتایج این تحقیق ارایه می‌شود.

۲. مدل سازی ریاضی موشک

در این تحقیق مدل دینامیکی موشک پدافندی هاوک با فرض اینکه این موشک با دم کنترل می‌شود، ارایه می‌شود. در مدل موردنظر، جملات مربوط به نیروهای گرانشی و میرایی نرخ زاویه فراز در نظر گرفته می‌شود. همچنین در این مدل فرض می‌شود که جرم موشک ثابت است یعنی سوخت موشک به صورت کامل مصرف شده است و نرخ زاویه یاو و رول نیز برابر صفر است. تحت این شرایط، معادلات دینامیکی غیرخطی کانال زاویه فراز موشک با استفاده از مختصات بدنه ثابت به صورت زیر است [۱۰]:

(۱)

$$\dot{U} + QW = \sum F_{B_x} / m$$

(۲)

$$\dot{W} - QU = \sum F_{B_z} / m$$

(۳)

$$\dot{Q} = \sum M_y / I_y$$

(۴)

$$\dot{\theta} = Q$$

(۵)

$$\dot{X} = U \cos(\theta) + W \sin(\theta)$$

(۶)

$$\dot{h} = U \sin(\theta) - W \cos(\theta)$$

با فرض زمین مسطح و محور مثبت ارتفاع به سمت پایین، نیروها و گشتاورها حول مرکز گرانشی موشک داریم:

(۷)

$$\sum F_{B_x} = F_A - mg \sin(\theta)$$

(۸)

$$\sum F_{B_z} = F_n + mg \cos(\theta)$$

(۹)

$$\sum M_y = M$$

نیروی محوری، نیروی نرمال و گشتاور فراز به صورت زیر تعریف می شود:

(۱۰)

$$F_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_A$$

(۱۱)

$$F_N = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_N$$

(۱۲)

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S d C_m$$

که ضرایب نیرو C_A ، C_N و C_m مطابق روابط زیر تعریف می شود:

(۱۳)

$$C_A = a_a$$

(۱۴)

$$C_N = a_n \alpha^3 + b_n \alpha |\alpha| + c_n \left(2 - \frac{M}{3}\right) \alpha + d_n \delta$$

(۱۵)

$$C_m = a_m \alpha^3 + b_m \alpha |\alpha| + c_m \left(-7 + \frac{8M}{3}\right) \alpha + d_m \delta + e_m Q$$

مقادیر عددی پارامترهای روابط (۱۳) تا (۱۵) در جدول ۱ داده شده است.

جدول ۱: ضرایب چندجمله ای مربوط به نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی [۱۰]

نیروی نُر مال	گشتاور فراز
$a_n = 19.373$	$a_m = 40.44$
$b_n = -31.023$	$b_m = -64.015$
$c_n = -9.717$	$c_m = 2.922$
$d_n = -1.948$	$d_m = -11.803$
$a_a = 0.3$	$e_m = -1.719$

برای مدل سازی اتمسفر از مدل استاندارد ISA استفاده می شود. در این مدل؛ دما، فشار، چگالی و سرعت صوت به صورت تابعی از ارتفاع h فرض می شود. این وابستگی به صورت روابط زیر قابل بیان است:

(۱۶)

$$T = T_0 - Lh$$

(۱۷)

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\left(\frac{g}{LR} \right)^{-1}}$$

(۱۸)

$$P = P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\left(\frac{g}{LR} \right)}$$

(۱۹)

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

که پارامترهای مدل اتمسفر در جدول ۲ داده شده است.

جدول ۲: پارامترهای مدل اتمسفر [۱۰]

$g = 9.81 \frac{m}{sec^2}$	$T_0 = 288.16K$
$\rho_0 = 1.225 \frac{Kg}{m^3}$	$L = 0.0065 \frac{K}{m}$
$R = 287.26 \frac{J}{Kg.K}$	$P_0 = 101325 \frac{N}{m^2}$

همچنین روابط جبری زیر را در معادلات حرکت خواهیم داشت:

(۲۰)

$$\tan(\alpha) = \frac{W}{U}$$

(۲۱)

$$V^2 = U^2 + W^2$$

(۲۲)

$$M = \frac{V}{a}$$

(۲۳)

$$\gamma = \theta - \alpha$$

که M, α, Q, γ, h و X به ترتیب عدد ماخ، زاویه حمله، نرخ زاویه فراز، زاویه مسیر پرواز، ارتفاع و برد افقی موشک هستند. بنابراین معادلات دینامیکی غیرخطی به صورت روابط زیر بیان می‌شود:

(۲۴)

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{M} = \frac{\rho a M^2 S}{2m} [C_A \cos(\alpha) + C_N \sin(\alpha)] - \frac{g}{a} \sin(\gamma) \\ \dot{\alpha} = \frac{\rho a M S}{2m} [C_N \cos(\alpha) - C_A \sin(\alpha)] + \frac{g}{aM} \cos(\gamma) + Q \\ \dot{\gamma} = -\frac{\rho a M S}{2m} [C_N \cos(\alpha) - C_A \sin(\alpha)] - \frac{g}{aM} \cos(\gamma) \\ \dot{Q} = \frac{\rho a^2 M^2 S d}{2I_y} C_m \\ \dot{h} = M a \sin(\gamma) \\ \dot{X} = M a \cos(\gamma) \end{array} \right.$$

که مشخصات فیزیکی موشک در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۳: پارامترهای مدل دینامیکی موشک [۱۰]

$I_y = 182.5 \text{ slug} - \text{ft}^2$	$S = 288.16 \text{ ft}^2$
$\rho_0 = 1.225 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$	$L = 0.0065 \frac{\text{K}}{\text{m}}$
$R = 287.26 \frac{\text{J}}{\text{Kg.K}}$	$P_0 = 101325 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$

مدل دینامیکی عملگر موشک به صورت یک مدل مرتبه دوم در نظر گرفته شده است [۱۰]:

(۲۵)

$$\begin{pmatrix} \dot{\delta} \\ \ddot{\delta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_a^2 & -2\zeta\omega_a \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_a^2 \end{pmatrix} \delta_c$$

که مقادیر ω_a و ζ به ترتیب برابر با ۱۵۰ و ۰/۷ است.

۳. جستجوگر موشک

مهم‌ترین وظایف زیرسیستم جستجوگر یک موشک (که با نام چشم آشیانه‌یاب نیز شناخته می‌شود) را می‌توان به صورت زیر ذکر نمود:

اندازه‌گیری موقعیت هدف که برای محاسبهٔ قانون هدایت لازم است را فراهم می‌کند.

هدف را با استفاده از آنتن و یا دیگر تجهیزات دریافت‌کننده انرژی (مانند: رادار، مادون قرمز، لیزر) ردیابی می‌کند. آنتن، وسیله‌ای است که هرگونه انرژی را دریافت می‌کند.

همواره هدف را بعد از دریافت انرژی تعقیب نماید.

نرخ زاویه‌ای خط دید ($\dot{\theta}$) را اندازه‌گیری کند.

جستجوگر را در برابر نرخ زاویه فراز موشک که در مقایسه با نرخ خط دید می‌تواند بسیار بزرگتر باشد، پایدار نماید.

سرعت نزدیک شدن موشک به هدف (V^c) را اندازه‌گیری نماید (اندازه‌گیری این کمیت با استفاده از بعضی از رادارها مانند: جستجوگرهای مادون قرمز مشکل است).

معمولاً سخت‌افزار جستجوگرها از ۲ یا ۳ گیمبال نصب‌شده بر روی ژيروسکوپ‌های لیزری یا در حال چرخش و یک آنتن تشکیل شده است. اغلب جستجوگرها از نوع گیمبال، ۲ گیمبال در راستای محورهای یاو و فراز دارند که محورهای دو به دو متعامد نسبت به محور طولی دارند و همچنین به پایدارسازی چرخش موشک نیاز دارند. پایدارسازی فضایی حول محورهای پیچ، یاو و رول لازم است با این وجود می‌توان از نرخ رول پایین حول خط دید چشم پوشی کرد. در گذشته ساختارهای گیمبال متنوعی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. بعضاً در یک کاربرد خاص می‌توان از یک گیمبال رول برای پایدارسازی رول ساختار جستجوگر، استفاده کرد. در جستجوگرهای فعال RF و یا غیرفعال IR، عموماً ۲ جستجوگر برای اندازه‌گیری جهت و ارتفاع استفاده می‌شود. با این وجود، تنها یک گیمبال و مدل دینامیکی آن برای مدل حرکت صفحه‌ای (۲ بعدی) کافی است. گیمبال یک سرومکانیزم است که وظیفه تنظیم زاویه خود را در پاسخ به سیگنال خطای تعقیب اندازه‌گیری شده توسط دریافت‌کننده رادار دارد. به علاوه در سیستم‌های تشکیل‌شده از گیمبال، سیستمی از آنتن‌های نصب شده بر روی موشک نیز وجود دارد که برای حرکت آنتن از گیمبال‌های متحرک استفاده نمی‌کند. همچنین، این سیستم‌ها از یک آنتن با موقعیت ثابت نسبت به موشک یا فرمان پرتو الکترونیکی تولید شده توسط آنتن رادار آرایه فازی استفاده می‌کنند. همچنین فرض می‌شود

که اندازه‌گیری اساسی بدست آمده از دریافت‌کننده حسگر آشیانه‌یاب، موقعیت زاویه‌ای هدف نسبت به خط مرکزی آنتن یا boresight است [۱۱].

۴. کوپلاژ گنبد موشک و حلقه‌های جبران‌ساز

افزایش فاصله بین موشک و هدف را در موشک‌های دفاع هوایی (سطح به هوا) را می‌توان ناشی از خطای انعکاسی گنبد موشک دانست. همان‌طور که از شکل ۱ قابل مشاهده است، با تغییر خطای انعکاسی گنبد موشک σ_r ، خطای اندازه‌گیری boresight (ε) نیز تغییر می‌کند. σ_r که برابر با تفاضل موقعیت زاویه ای هدف ظاهری و واقعی است، به صورت تابع غیرخطی از زاویه گیمبال (σ_g) است. با مشتق‌گیری جزئی از σ_r نسبت به σ_g ؛ شیب گنبد موشک (I_1^r) بدست می‌آید که مقدار ثابت و قابل پیش‌بینی ندارد و این مقدار برای موشک‌های مختلف مقادیر مختلفی دارد. خطای گنبد موشک به دلیل عبور انرژی امواج RF از طریق گنبد موشک به آنتن جستجوگر ایجاد می‌شود که از طریق گنبد موشک انعکاس داده می‌شود. اندازه این انعکاس در طی آشیانه‌یابی هدف به عوامل مختلفی مانند: شکل گنبد، ضریب سختی، ضخامت، ماده، دما، فرکانس کاری و پلاریزاسیون سیگنال انعکاس‌یافته از هدف بستگی دارد. منابع دیگر خطا همچون گیر افتادن امواج در داخل گنبد، انعکاس امواج از گیمبال، دریافت‌کننده phasing و خطاهای پردازشی نیز همگی در خطای گنبد نقش دارند. تمام این عوامل به شرایط پرواز وابسته است و بنابراین نمی‌توان آن‌ها را در الگوریتم رایانه‌ای به کار گرفت. در نتیجه، اندازه خطای گنبد را نمی‌توان محاسبه یا پیش‌بینی نمود. شیب گنبد موشک (I_1^r) مهم‌ترین پارامتر در حلقه آشیانه‌یاب هدف است. زاویه فراز θ را می‌توان با استفاده از حسگرهای نصب شده بر روی موشک اندازه‌گیری نمود، سپس این مقدار به زاویه گیمبال σ_g افزوده می‌شود ($\sigma_d = \theta + \sigma_g$). سپس با جمع نمودن σ_{true} خواهیم داشت:

(۲۶)

$$\varepsilon_{perfect} = \sigma_{true} - (\theta + \sigma_g)$$

مطابق با شکل (۱) با فرض اینکه Receiver برابر بهره ۱ است، داریم:

(۲۷)

$$\varepsilon = \varepsilon_{perfect} + v_\sigma + \sigma_r$$

حال با استفاده از یک تخمین‌گر، کمیت‌های $\hat{\sigma}_d'$ و $\hat{\varepsilon}$ را تخمین زده و با فرض اینکه خروجی حسگر ژيروسکوپ برابر $\hat{\sigma}_d'$ است، داریم:

$$\hat{\sigma} = \hat{\sigma}_d' + \hat{\varepsilon}$$

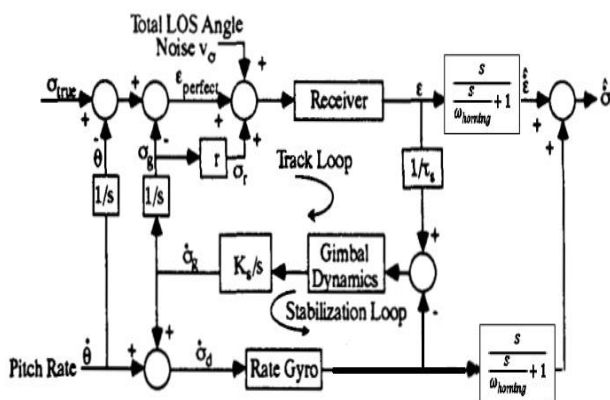
که $\hat{\sigma}$ نرخ زمانی زاویه خط دید (LOS) تخمینی است. برای اینکه معادلات فوق را ساده‌تر نماییم، می‌توان فرض نمود که خطای گنبد موشک σ_r تابعی خطی از زاویه گیمبال σ_g است، بنابراین داریم:

$$\sigma_r = r_1 \sigma_g$$

همچنین با در نظر گرفتن زاویه نگاه $\sigma_L = \sigma_{true} - \theta$ خواهیم داشت:

$$\varepsilon = \sigma_L - \sigma_g + v_\sigma + \sigma_r$$

همچنین این نکته بایستی ذکر شود که جستجوگر طوری طراحی می‌شود که یک هدف را تعقیب می‌کند به طوری که پایداری خود را حفظ کند تا در صورت گم کردن هدف به حالت جستجو برود و سیگنال هدایت را تولید نماید [۱۲].



شکل (۱): جستجوگر موشک و تخمین گر نرخ زمانی زاویه خط دید (LOS) [۱۲]

۵. روش رگولاتور دومجذوری خطی

توضیح مختصری از روش کنترل غیرخطی زیربهبینه معادله ریگاتی وابسته به حالت می‌دهیم. روش LQR را می‌توان با در نظر گرفتن مسئله رگولاتور غیرخطی افق نامحدود خودگردان زیر در نظر گرفت:

(۳۱)

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} \{x^T Q x + u^T R u\} dt$$

که $x \in \mathbf{R}^n$ و $u \in \mathbf{R}^m$ به ترتیب بردار حالت و ورودی کنترل سیستم غیرخطی (۳۲) هستند و ماتریس‌های $Q \in \mathbf{R}^{n \times n}$ و $R \in \mathbf{R}^{m \times m}$ در رابطه (۳۱)، به ترتیب متقارن و مثبت نیمه‌معین؛ متقارن و مثبت معین هستند. همچنین جمله $x^T Q x$ میزان صحت کنترل و $u^T R u$ معیاری از تلاش کنترلی را ارائه می‌کند. رهیافت LQR برای بدست آوردن جواب زیربهبینه محلی پایدارساز مجانبی محلی مسئله (۳۱) و (۳۲) است:

۱- با استفاده از پارامترسازی مستقیم؛ دینامیک‌های غیرخطی را به فرم ضریب وابسته به حالت (۳۲) بیان می‌کنیم:

(۳۲)

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

به صورتی که داریم:

(۳۳)

$$f(x) = Ax$$

۲- یافتن جواب یکتای متقارن مثبت نیمه معین معادلهٔ ریکاتی که به صورت رابطهٔ (۳۴) است:

(۳۴)

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0$$

۳) سپس جواب بدست آمده از مرحلهٔ (۲) را در قانون کنترل زیربهبینه (۱۷) جایگذاری نموده و کنترل کنندهٔ LQR را طراحی می‌کنیم:

(۳۵)

$$u = -R^{-1}B^T Px$$

در مرجع [۱۳]، نشان داده شده است که تحت شرایط مشخص پایدارپذیری و دسترس‌پذیری، این روش خصوصیات مطلوب پایداری محلی سیستم حلقهٔ بسته و زیربهبینی را دارد.

حال می‌خواهیم طراحی تعقیب‌کننده LQR را با فرض اینکه جفت $\{A, B\}$ پایدارپذیر نقطه‌ای است را انجام دهیم. ابتدا متغیر شبه حالت λ را به صورت رابطهٔ (۳۶) در نظر بگیریم:

(۳۶)

$$\lambda = Px - v$$

از طرفی تابع هامیلتونین را برای سیستم (۳۲) به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

(۳۷)

$$H = \frac{1}{2} \{ (Cx - r)^T Q (Cx - r) + u^T R u \} + \lambda^T \{ Ax + Bu \}$$

که در رابطهٔ فوق، ماتریس خروجی سیستم (۳۲) و ۲ سیگنال مرجع خروجی است. ابتدا قوانین زیربهبینی زیر را داریم:

(۳۸)

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial H}{\partial x} = -\dot{\lambda} = C^T Q(Cx - r) + A^T \lambda \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda} = -\dot{x} = Ax + Bu \\ \frac{\partial H}{\partial u} = Ru + B^T \lambda = 0 \end{array} \right.$$

با استفاده از روابط (۱۸) و (۲۰) و با فرض اینکه $\dot{P}, \dot{v} = 0$ داریم:

(۳۹)

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + C^T QC = 0$$

(۴۰)

$$v = -(A - BR^{-1}B^T P)^{-T} C^T Qr$$

با استفاده از روابط (۳۶)، (۳۹) و (۴۰) سیگنال کنترلی به صورت زیر بدست می‌آید:

(۴۱)

$$u = -R^{-1}B^T \lambda$$

در نتیجه توانستیم یک تعقیب‌کننده LQR را طراحی نماییم. همچنین این نکته نیز بایستی ذکر گردد که استراتژی کنترل محاسبه شده توسط روش معرفی شده در بالا، یک کنترل‌کننده فیدبک خروجی است و با فرض داشتن متغیرهای خروجی این کنترل‌کننده پیاده‌سازی می‌شود.

۶. ناوبری تناسبی

ناوبری تناسبی یک قانون هدایت مشابه با کنترل تناسبی در کنترل کلاسیک است که می‌توان از آن به‌خصوص برای آشیانه‌یابی موشک ضد اهداف هوایی استفاده نمود. این روش مبتنی بر این رویکرد است که چنانچه با کاهش فاصله بین موشک و هدف، جهت خط دید مستقیم آن‌ها ثابت باشد، موشک و هدف بر روی مسیر برخورد قرار دارند. روش ناوبری تناسبی نشان می‌دهد که بردار سرعت موشک بایستی با نرخ متناسب با نرخ چرخش خط دید و در همان جهت تغییر نماید، بنابراین خواهیم داشت:

(۴۲)

$$a_n = N\dot{\lambda}V_c$$

که a_n شتاب عمود بر خط دید است، N ثابت تناسب است که مقداری بین ۳ تا ۵ دارد. $\dot{\lambda}$ نرخ خط دید است و V_c سرعت نزدیکی موشک به هدف است [۱۴].

۷. شبیه‌سازی

در این بخش شبیه‌سازی عددی روش معرفی شده انجام می‌شود. برای ارزیابی روش طراحی سیستم کنترلی، از یک هدف با سرعت ثابت ۳۲۸ متربرثانیه استفاده شده است. با خطی سازی معادلات غیرخطی (۲۴) و همچنین انتخاب ماتریس‌های Q و R به صورت زیر خواهیم داشت:

(۴۳)

$$A = \begin{pmatrix} -1.693 & 967.7 & -170.5 \\ -0.2489 & -28.35 & -197.7 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

(۴۴)

$$B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

(۴۵)

$$C = \begin{pmatrix} -1.568 & 981.8 & -73.12 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$$

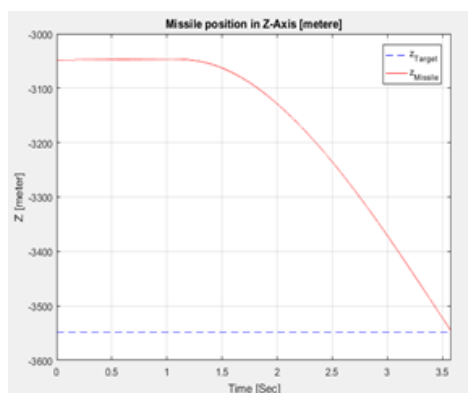
(۴۶)

$$Q = \begin{pmatrix} 371.5682 & -2.3281 \times 10^5 & 1.7327 \times 10^4 \\ -2.3281 \times 10^5 & 1.4587 \times 10^8 & -1.0857 \times 10^7 \\ 1.7327 \times 10^4 & -1.0857 \times 10^7 & 8.0801 \times 10^5 \end{pmatrix}$$

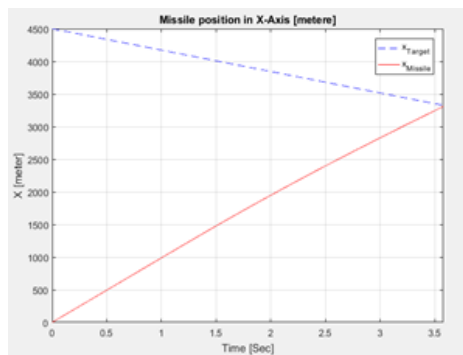
(۴۷)

$$R = 2.2596 \times 10^3$$

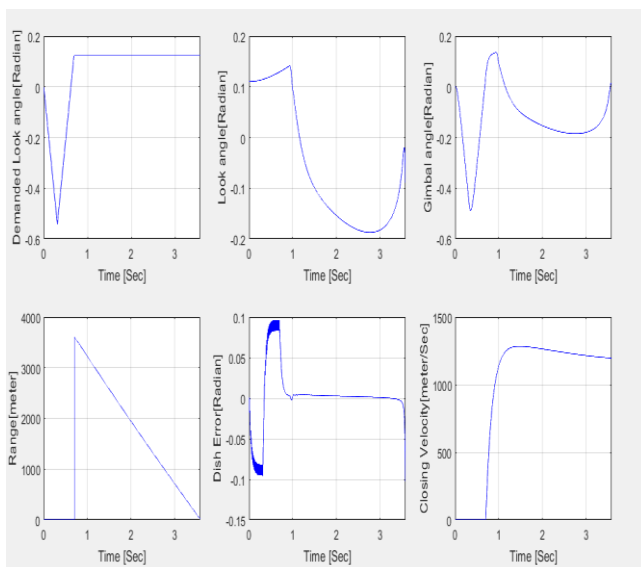
با اجرای برنامه نرم‌افزاری در محیط سیمولینک نتایج زیر را بدست می‌آوریم:



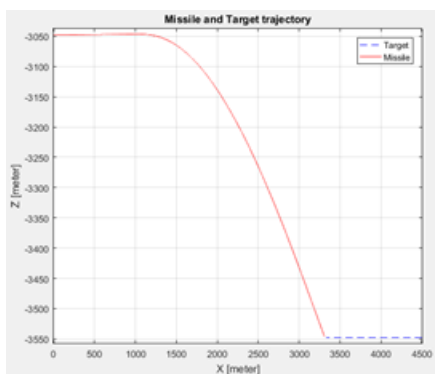
شکل (۲): نمودار موقعیت موشک و هدف بر روی محور Z بر حسب زمان.



شکل ۳: نمودار موقعیت موشک و هدف بر روی محور X بر حسب زمان.



شکل ۴: به ترتیب از بالا سمت راست: نمودار زمانی زاویه گیمبال (بر حسب رادیان)، زاویه دید موشک (بر حسب رادیان)، زاویه دید مطلوب موشک در حالت Lock on موشک بر روی هدف (بر حسب رادیان)، سرعت نزدیکی موشک به هدف (بر حسب متر بر ثانیه)، خطای آنتن جستجوگر (بر حسب رادیان) و فاصله موشک از هدف (بر حسب متر)



شکل ۵: نمودار مسیر موشک و مسیر هدف.

با توجه به نتایج شکل‌های (۲) تا (۵)، اتوپایلوت LQR و سیستم هدایت ترکیبی ارائه شده توانسته است که موشک را طوری هدایت و کنترل نماید که به هدف اصابت کند.

تشکر و قدردانی

از تمامی دانشجویان تحصیلات تکمیلی دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص) که در این پژوهش به عنوان نمونه پژوهش حضور داشتند، تشکر و قدردانی می‌نماییم.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع از سوی نویسندگان گزارش نشده است.

۸. نتیجه‌گیری

در این مقاله به کمک تئوری رگولاتور دوم‌جذوری خطی (LQR)، قانون کنترل زیربهبینه را برای طراحی سیستم اتوپایلوت در تعقیب صفحه‌ای بدست آمده است. در این روش ابتدا معادلات سیستم غیرخطی موشک حول نقطه کار آن خطی‌ساز شده و سپس با توجه به فضای حالت سیستم خطی‌شده، کنترل‌کننده LQR طراحی می‌شود. همچنین از روش ناوبری تناسبی برای طراحی سیستم هدایت ترکیبی استفاده شده است. در این روش با توجه به مود هدایت موشک ابتدا موشک هدف را توسط جستجوگر یافته، سپس بر روی آن قفل شده و در مود بعدی با استفاده از روش ناوبری تناسبی هدایت می‌شود و سرانجام با هدایت به نزدیک هدف، منفجر می‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سیستم کنترل کلی طراحی شده که متشکل از اتوپایلوت LQR و سیستم هدایت ترکیبی ارایه شده است، نتایج موفقیت آمیزی را برای ردیابی و برخورد به اهداف با سرعت ثابت را دارا است.

۹. مراجع

- [1] Ming Xin, S.N. Balakrishnan, Donald T. Stansbery, and Ernest J. Ohlmeyer, Nonlinear Missile Autopilot Design with Theta-D Technique, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, May, Vol. 27, No. 3 : pp. 406-417
- [2] Seonhyeok Kang, H. Jin Kim, Jin-Ik Lee, Byung-Eul Jun, and Min-Jea Tahk, "Roll-Pitch-Yaw Integrated Robust Autopilot Design for a High Angle-of-Attack Missile," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, September, Vol. 32, No. 5: pp. 1622-1628, 2009.
- [3] David Erdos, Tal Shima, Evgeny Kharisov, and Naira Hovakimyan. "L1 Adaptive Control Integrated Missile Autopilot and Guidance", AIAA

Guidance, Navigation, and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences

[4] Byunghun Choi, Seonhyeok Kang, H. Jin Kim, Byung-Eul Jun, Jin-Ik Lee, Min-Jea Tahk, Changan Park, "Roll-pitch-yaw integrated μ -synthesis for high angle-of-attack missiles," Aerospace Science and Technology, Volume 23, Issue 1, 2012, pp. 270-279.

[۵] سیروس بی‌باک، عسکر عزیزی، حمید نوری سولا، محمد علی بادامچی زاده "ارایه روش غیرخطی اغتشاش با مشاهده‌گر شده ترکیب مقاوم غیرخطی‌کننده کنترل طراحی برای جدیدی اتوپیلوت موشک" مجله سامانه‌های غیرخطی در مهندسی برق، دانشگاه صنعتی برای سهند تبریز، شماره ۱، ۱۳۹۳.

[۶] سعید کاشفی "طراحی سیستم کنترل تطبیقی مدل-مرجع پیشین به روش تقریب" دهمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران، انجمن هوافضای STT غیرمستقیم برای موشک ایران، دانشگاه تربیت مدرس.

[۷] علی معرفیان‌پور، حمیدرضا مؤمنی، "کنترل مقاوم یک موشک زمین به هوا به روش"، یازدهمین کنفرانس مهندسی برق، شیراز، دانشگاه شیراز. H_{∞} جدول‌بندی بهره

[۸] مصطفی اسداللهی، مهدی جلالی، مجید شگری، حسین خلیل‌پور. "طراحی اتوپیلوت با استفاده از جدول‌بندی بهره و فیدبک حالت برای موشکی با عملگرهای آیرودینامیکی"، دهمین کنفرانس دانشجویی مهندسی برق ایران، اصفهان، دانشگاه صنعتی اصفهان، سازمان علمی دانشجویی مهندسی برق کشور.

[۹] عباس سیف‌پور کرکان، حسین ساداتی، جلال کریمی، "طراحی سیستم کنترل پرواز تطبیقی بین فردی برای موشک کروز با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی"، اولین کنفرانس ملی مهندسی برق اصفهان، اصفهان، دانشگاه آزاد اسلامی واحد شهر مجلسی.

[10] Curtis Mracek, James Cloutier, James Cloutier, and Curtis Mracek. "Full envelope missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method", Guidance, Navigation, and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences.

- [11] George M. Siouris, "Missile Guidance and Control Systems", Springer-Verlag New York, 2004.
- [12] Ching-Fang Lin, "Modern Navigation, Guidance, and Control Processing", Prentice Hall, Volume 2, 1991.
- [13] Tayfun Çimen, "Systematic and effective design of nonlinear feedback controllers via the state-dependent Riccati equation (SDRE) method", Annual Reviews in Control, Volume 34, Issue 1, 2010.
- [14] Neil F. Palumbo, Ross A. Blauwkamp, and Justin M. Lloyd, "Modern Homing Missile Guidance Theory and Techniques", Johns Hopkins APL technical digest 29.1 (2010): 42-59.