



## هدایت و کنترل مدل دوبعدی یک موشک زمین به هوا با استفاده از کنترل تناسبی، انتگرال گیر، مشتق گیر و فازی بهینه

محمد مهدی سوری<sup>۱</sup>، سید حسین ساداتی<sup>۲\*</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

<sup>۲</sup> دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

### برجسته‌ها

- در این مقاله مدل هدایت و کنترل یکپارچه مورد بررسی قرار گرفته است که مزیت‌های بسیاری نسبت به حالت معمول دارد
- طراحی کنترلرهای تناسبی، انتگرال گیر، مشتقی و فازی با الگوریتم‌های بهینه‌سازی ازدحام ذرات و ژنتیک طراحی شده است.

### مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۱۱/۳۰

بازنگری: ۱۴۰۱/۱۲/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۱/۲۸

ارائه برخط: ۱۴۰۲/۰۲/۱۷

\*نویسنده مسئول: sadati@kntu.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

موشک

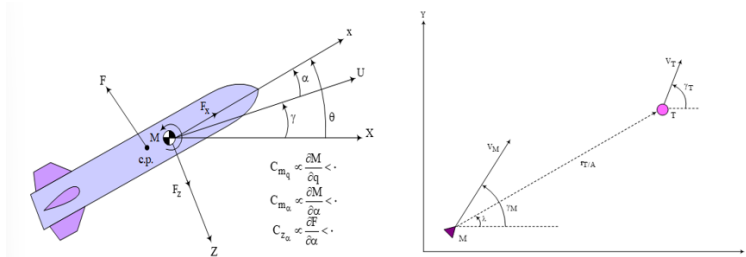
هدایت و کنترل

کنترل بهینه

کنترل فازی

کنترل تناسبی، انتگرال گیر، مشتقی

### چکیده گرافیکی



### چکیده

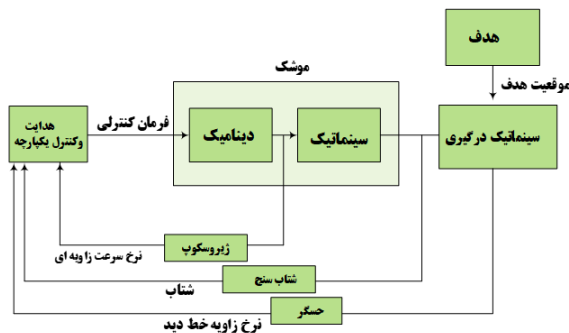
سیستم هدایت و کنترل موشک از سه زیرسیستم ناوبری، هدایت و کنترل تشکیل می‌شود. وظیفه این زیر سیستم‌ها به ترتیب محاسبه مقدار انحراف وسیله هدایت‌شونده از مسیر مطلوب، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران انحراف و ردیابی شتاب و جهت موشک به سمت هدف است. در روش‌های معمول طراحی سیستم هدایت و کنترل، هر یک از زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌طور جداگانه و با فرض ایده‌آل بودن زیرسیستم دیگر طراحی می‌شود. در رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه، قانون هدایت به‌طور جداگانه توسعه یافته و با فرض ایده‌آل بودن خودخلبان آزموده می‌شود. خودخلبان نیز به‌طور مستقل طراحی شده و با فرض ایده‌آل بودن هدایت آزموده می‌شود. این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده تناسبی، انتگرال گیر، مشتقی و فازی بهینه می‌پردازد که به‌منظور هدایت موشک در یک مسئله دوبعدی کمینه‌سازی زمان برخورد و فاصله تا هدف ایجاد شده است. در کنترل‌کننده ترکیبی فازی بهینه، پارامترهای کنترل‌کننده فازی نوع ممدانی (شامل توابع عضویت ورودی و خروجی، قوانین استدلال فازی و نیز بهره‌های ورودی و خروجی) از طریق حل یک مسئله بهینه‌سازی تنظیم شده‌اند. در ادامه، پارامترهای کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتق‌گیر نوع موازی نیز به کمک حل مسئله بهینه‌سازی نامحدب تعیین شده و نشان داده می‌شود که این نوع کنترل‌کننده با پارامترهای بهینه قادر به هدایت بهینه موشک خواهد بود.

## ۱- مقدمه

ساختار چند حلقه، هدایت با استفاده از سینماتیک درگیری، ایجاد می‌شود درحالی‌که اتوپیلوت دینامیک بدنه را تثبیت می‌کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می‌کند. این امر یک ساختار حلقه کنترل پی‌درپی ایجاد می‌کند که در آن حلقه داخلی فرایندهای پهنای باند بالا (اتوپیلوت) و حلقه خارجی فرایندهای پهنای باند پایین (هدایت) را کنترل می‌کند. حلقه‌ها به‌طور جداگانه توسعه می‌یابند و سپس باهم مونتاژ می‌شوند. اگر عملکرد کلی سیستم ایده‌آل نباشد، زیر سیستم‌ها جدا شده و به‌صورت تکراری دوباره طراحی می‌شوند. این فرایند تکراری است، زیرا مهندسان باید طرح‌های خود را بر اساس مفروضات قبلی خود طراحی کنند. این کار می‌تواند پرهزینه باشد و نتایج رضایت بخشی را تضمین نمی‌کند. مشکل دیگر این ساختار میزان بازخورد موردنیاز برای دستیابی به موفقیت است.

## ۱-۱- هدایت و کنترل یکپارچه

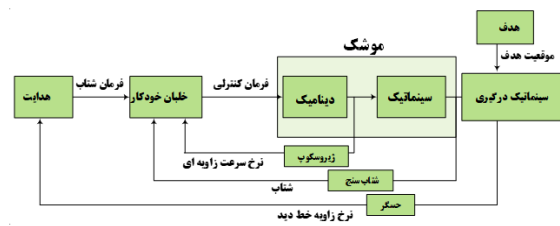
برخلاف ساختار اتوپیلوت سه حلقه مرسوم، هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)<sup>۵</sup> یک چارچوبی یکپارچه است که در آن هدایت و کنترل به‌جای آنکه مستقل از هم باشند، به‌صورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می‌شود. بلوک دیاگرام IGC در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل (۲): بلوک دیاگرام هدایت و کنترل یکپارچه (IGC).

مزیت IGCها توانایی آنها در استفاده از تعاملات بین زیرسیستم‌های هدایت و کنترل است. IGC قصد دارد با بهره‌گیری از هم‌افزایی بین فرایندهای هدایت و کنترل، عملکرد موشک را افزایش دهد. بسته به ساختار IGC، برخی مسیرهای بازخورد اضافی را در سیستم کنترل پرواز ایجاد

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل<sup>۱</sup> برای همه اشکال وسایل نقلیه هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به‌صورت سری برای مانور یک وسیله نقلیه باهم کار می‌کنند. ابتدا به تعریف هریک از توابع GNC پرداخته می‌شود. ناوبری با استفاده از اندازه‌گیری که حس‌گرها انجام می‌دهند، وضعیت فعلی موشک‌ها (بردار حالت) را تعیین می‌کند. هدایت، شتاب و جهت موشک را برای مسیر مطلوب به سمت هدف یا مسیر وضعیت، برای زمان فعلی و آینده را مشخص می‌کند. کنترل، شتاب و جهت موشک به سمت هدف ردیابی می‌کند. در این مقاله تمرکز بر مسئله بر هدایت و کنترل موشک است. فرض بر این است که ناوبری به‌درستی عمل می‌کند و در نتیجه باعث می‌شود مسیر پرواز را هدایت و کنترل تعیین می‌کنند. هدایت دستوراتی را با استفاده از بردار حالت ناوبری به کنترل ارائه می‌دهد، سپس کنترل‌کننده به عملگر موشک فرمان می‌دهد تا وضعیت ناوبری دستوری که هدایت داده است را ردیابی کند. در حال حاضر مرسوم است، مانند شکل ۱، هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپیلوت) و بالعکس توسعه یابد. تقریباً همه کتاب‌های درسی و مقاله‌های فنی در مورد این موضوع به‌این ترتیب به آن پرداخته‌اند [۱].



شکل (۱): نمودار بلوکی اتوپیلوت سه حلقه.

برخی از الگوریتم‌های هدایت پیشرفته‌تر نه تنها به ره‌گیری دست می‌یابند، بلکه زاویه برخورد<sup>۲</sup> ره‌گیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می‌کنند. با این حال، همه این الگوریتم‌ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد<sup>۳</sup> دارند که تغییر خط دید<sup>۴</sup> بین ره‌گیر و هدف را به حداقل می‌رساند. در

<sup>1</sup> GNC

<sup>2</sup> impact angle

<sup>3</sup> Collision triangle

<sup>4</sup> line-of-sight

<sup>5</sup> Integrated Guidance and Control

اتوپایلویت، فاصله از دست دهی<sup>۱</sup> تا هدف را در سیستم‌های G&C معمول طراحی می‌کند [۲]. سیستم IGC چالش‌های خاص خود را دارد. آن‌ها پیچیده‌تر از سیستم‌های سنتی هستند و از نظر محاسباتی گران‌تر هستند. در گذشته، این رویکرد، به دلیل استفاده منحصربه‌فرد از مدارهای آنالوگ و عدم محاسبه دیجیتال غیرممکن بود. با این حال، با پیشرفت‌های انجام‌شده در چند دهه گذشته، پرنده‌های امروزی دیگر نگرانی زیادی برای این روش‌ها ندارند.

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین<sup>۲</sup> و یوئه<sup>۳</sup> در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آن‌ها شرکت GNC آمریکایی را تأسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آن‌ها، IGC با استفاده از رویکرد نظری بازی<sup>۴</sup> تدوین شد [۳]. آن‌ها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به‌طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت. کلوتیر<sup>۵</sup>، یکی از نویسندگان [۴]، یک تنظیم‌کننده غیرخطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE)<sup>۶</sup>، در [۵] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۶] و اتوپایلویت در [۷] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون<sup>۷</sup> و همکاران. در [۸] و پالمبو<sup>۸</sup> در [۹]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. در [۹]، پلومبو رویکرد مشابهی دارد، اما IGC خود را بر اساس یک اتوپایلویت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه‌گذاری می‌کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو<sup>۹</sup> با پویایی خطای اندازه‌گیری واقع‌بینانه بود. او نتیجه می‌گیرد که معادله دیفرانسیل ریکاتی وابسته به حالت IGC به‌طور میانگین فاصله بین ۲۳ تا ۳۱ درصد را از دست می‌دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک<sup>۱۰</sup> و وادی<sup>۱۱</sup>، تکنیک کنترل غیرخطی و زمان گسسته را در [۱۰] مقایسه کردند. این

می‌کنند، درحالی‌که برخی دیگر به مقدار کمتری نیاز دارند. قرار دادن G&C در یک سیستم واحد IGC پتانسیل بهینه‌سازی آن را بهبود می‌بخشد؛ زیرا بهینه‌سازی پارامترها می‌تواند به‌طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه شامل پارامترهای کلیدی عملکرد مانند سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، زاویه برخورد و پارامترهای بسیاری که به‌آسانی در دسترس اتوپایلویت نیستند، اکنون به‌طور مستقیم در دسترس هستند. با یکپارچه‌سازی سیستم، یک IGC می‌تواند بدون خطر محدود شدن توسط یک مؤلفه که بسیار محافظه‌کارانه طراحی شده را، بهینه‌سازی کند. این محدودیت اغلب زمانی رخ می‌دهد که زیر سیستم‌ها به‌طور مستقل طراحی شده‌اند. یکی دیگر از مزایای این سیستم‌ها این است که می‌توان از بازخورد حس‌گرهای کمتری استفاده کرد و همچنان به راه‌حل مناسب رسید. هنگامی که از حلقه‌های پی‌درپی استفاده می‌شود، چندین دستور و پاسخ‌های حالت داخلی برای فرمول‌بندی سیگنال‌های خطا مورد نیاز است. هر یک از این حلقه‌ها نیاز به بازخورد حالت از طریق اندازه‌گیری یا مشاهده دارند. سیستم‌های IGC ساده‌تر تعریف شده‌اند و لزوماً به این امر نیاز ندارند. در عمل، این امر می‌تواند هم از نظر صرفه‌جویی در هزینه و هم از نظر عملکرد مفید باشد. به‌عنوان مثال، این انعطاف‌پذیری به‌خوبی به مشکلات عملی مانند محیط‌های محروم از GPS یا اختلال در سیگنال کمک می‌کند. نمونه‌ای از هم‌افزایی هدایت و کنترل را می‌توان با در نظر گرفتن نمودارهای بلوکی سیستم هدایت و کنترل موشک‌های معمولی و IGC در شکل‌های ۱ و ۲ یافت. در رویکرد متداول، قانون هدایت هیچ اطلاعاتی از میزان چرخش یا شتاب وارد شده به موشک را ندارد، در عوض، هدایت فقط موقعیت نسبی و سرعت درگیری را می‌داند. با کاهش محدوده-هدف، تغییرات کوچک در هندسه منجر به دستورات شتاب بزرگ می‌شود که می‌تواند از محدوده عملکرد اتوپایلویت فراتر رود. علاوه بر این، اتوپایلویت نمی‌تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی تنظیم کند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی‌کند. در نتیجه سیستم‌های G&C معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلویت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی

<sup>1</sup> Miss distance

<sup>2</sup> Lin

<sup>3</sup> Yueh

<sup>4</sup> game-theoretic

<sup>5</sup> Cloutier

<sup>6</sup> State-Dependent Riccati Equation

<sup>7</sup> Menon

<sup>8</sup> Palumbo

<sup>9</sup> Monte-Carlo

<sup>10</sup> Sweriduk

<sup>11</sup> Vaddi

نظر گرفته می‌شوند. سیستم هدایت به‌عنوان یک حلقه بیرونی طراحی شده است، شتابی را ایجاد می‌کند که توسط اتوپایلوت حلقه داخلی ردیابی می‌شود، و معمولاً بدون در نظر گرفتن اطلاعات موقعیت و سرعت بین موشک و هدف طراحی می‌شود [۱۸ و ۱۹]. با این حال، کوچک‌تر شدن فاصله نسبی بین موشک و هدف و تغییر سریع هندسه نسبی ممکن است منجر به کاهش عملکرد سیستم و حتی شکست روش طراحی جداسازی شود. به‌منظور اجتناب از این کاستی‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه توسط محققان داخلی و بین‌المللی مورد بررسی قرار گرفته است [۲۰].

در طی ۲۵ سالی که محققان به هدایت و کنترل یکپارچه موشک پرداخته‌اند، طراحی سناریوهای هدایت و کنترلی متفاوتی، مانند رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت، بازگشت به عقب را مورد بررسی قرار داده‌اند. در سال‌های اخیر نیز، طراحی کنترلر مودلغزشی و شبکه عصبی مورد توجه گرفته است که از جمله می‌توان به هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه و شبکه عصبی تطبیقی اشاره کرد.

در این مقاله طراحی کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتق گیر و فازی بهینه پیشنهاد شده است. در الگوریتم‌های بهینه‌سازی، از الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات استفاده شده است. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترلرهای پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه می‌تواند، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را کاهش داد.

## ۲- مدل‌سازی ریاضی

سناریوی درگیری موشک-هدف شامل تلاش موشک برای رهگیری یک هدف از طریق تغییر جهت مسیر است. در حین هدایت آشیانه یابی، از حسگرهای داخل موشک برای هدایت تا زمانی که برخورد رخ دهد استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اصلی است.

- هدایت میانه مسیر موفقیت‌آمیز است.
- سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است.

تکنیک‌ها روش خطی‌سازی بازخورد زمان گسسته، روش معادله ریکاتی وابسته به حالت گسسته و یک روش بازگشت به عقب گسسته زمان گسسته بود. در سال ۲۰۰۶، یک رویکرد نظری بازی توسط منون، وادی و اولمایر<sup>۱</sup> در [۱۱] ارائه شد. در آن، یک سیستم فعال‌شده با جرم متحرک مدل شد. سیستم هدایت و کنترل یکپارچه افق محدود به‌عنوان یک بازی دیفرانسیل محدودشده توسط بدترین اختلالات ارائه شد. این مطالعه امکان‌سنجی این مفهوم را ثابت کرد، اما با یک سیستم پایه دیگر مقایسه نشد. همچنین در سال ۲۰۰۶، رویکرد برگشت مجدد<sup>۲</sup> توسط هوانگ<sup>۳</sup> و تهک<sup>۴</sup> در [۱۲] ارائه شد. به‌طور خلاصه، IGC از طریق روش‌های مختلفی از جمله رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت و بازگشت به عقب بررسی شده است. رویکرد بعدی نسبت به IGC با استفاده از SMC در [۱۳] توسط هارل<sup>۵</sup> و بالاکریشنان<sup>۶</sup> با استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال<sup>۷</sup> (TSM) ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ<sup>۸</sup> و همکاران برای اینکه موشک به توانایی حمله همه‌جانبه دست یابد [۱۴]، یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه ضربه محدود ارائه کرد. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، او و همکاران [۱۵]، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه برای مقابله با مشکل رهگیری اهداف مانور ناشناخته طراحی کرد. برای مقابله با محدودیت‌های اشباع محرک در سیستم‌های واقعی، ما<sup>۹</sup> و همکاران [۱۶] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس‌گام<sup>۱۰</sup> و شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترلر مود لغزشی را برای مدل صفحه‌ای یکپارچه به‌طور کامل بررسی کردند [۱۷]. در روش‌های سنتی هدایت و کنترل موشک، سیستم‌های هدایت و کنترل به‌عنوان دو فرآیند متفاوت در

<sup>1</sup> Ohlmeyer

<sup>2</sup> backstepping

<sup>3</sup> Hwang

<sup>4</sup> Tahk

<sup>5</sup> Harl

<sup>6</sup> Balakrishnan

<sup>7</sup> Terminal second-order sliding mode

<sup>8</sup> Wang

<sup>9</sup> Ma

<sup>10</sup> backstepping

$$a_T - a_M = (\ddot{r} - r\Omega_\omega^2)\hat{r} + (r\dot{\Omega}_\omega - 2\dot{r}\Omega_\omega)\hat{n} + r\Omega_r\Omega_\omega\hat{w} \quad (۳)$$

در معادلات ۲ و ۳،  $r$  فاصله نسبی موشک و هدف  $\Omega_M = \dot{r}$  و نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است. همچنین  $\dot{\Omega}_\omega$  به صورت معادله ۴ نوشته می‌شود [۲۱].

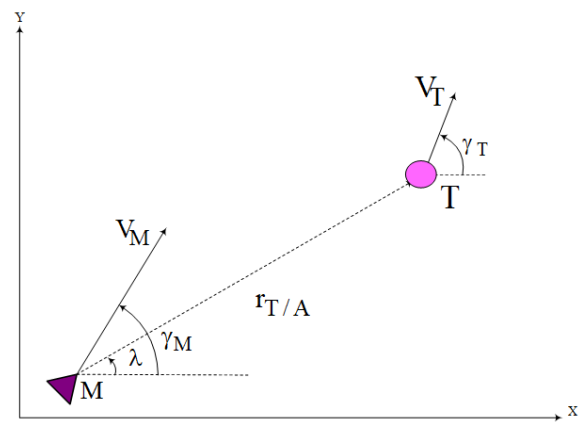
$$\dot{\Omega}_\omega = \frac{\dot{v}_n}{r} - \frac{v_n \dot{r}}{r^2} \quad (۴)$$

با ترکیب معادلات ۲ الی ۴ و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت معادله ۵ ارائه می‌شوند [۲۱].

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} \\ \frac{r}{v_n} \\ \frac{r}{-v_r v_n} \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{M_r} \\ a_{M_n} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a_{T_r} \\ 0 \\ a_{T_n} \end{bmatrix} \quad (۵)$$

معادله ۵ به شکل  $\dot{x} = A(x) + Bu + \rho$  است که  $x$  بردار حالت،  $u$  بردار کنترل و  $\rho$  اغتشاش است. اگرچه این معادله به طور دقیق سینماتیک درگیری را توصیف می‌کند، اما دینامیک موشک را نادیده می‌گیرد و یک بردار کنترل غیرعملی ایجاد می‌کند. همان‌طور که در سینماتیک درگیری نشان داده شد، یک موشک برای رهگیری یک هدف در حال مانور باید شتاب  $a_{M_n}$  داشته باشد. برای موشکی که درون اتمسفر زمین قرار دارد، چرخش مناسب بدنه، مهم‌ترین عمل، برای ایجاد شتاب به موشک است. موشک با استفاده از این چرخش‌ها می‌تواند هدف را به خوبی تعقیب کند، و مانورهای هدف را خنثی کند؛ بنابراین، دینامیک موشک چرخشی باید به طور دقیق مدل شود. در شکل ۴ دینامیک سیستم نمایش داده شده است که در آن  $x, z$  سیستم مختصات متصل به بدنه،  $U$  محور اولیه متصل به بدنه،  $X$  محور اولیه متصل به همان چارچوب مرجع اینرسی است که در سینماتیک درگیری استفاده می‌شود. زاویه حمله  $\alpha$ ، زاویه مسیر پرواز  $\gamma$ ، و زاویه اوج  $\theta$ ، جهت‌گیری این سیستم‌های مختصات را نسبت به یکدیگر دنبال می‌کنند. در این سناریو، زاویه حمله  $\alpha$  منجر به نیروی آیرودینامیکی  $F$  روی بدنه در مرکز فشار موشک می‌شود. سپس این نیرو به صورت مجموعه‌ای از نیروها  $F_x, F_z$  و یک گشتاور  $M$  در

در لحظه برخورد سرعت نسبی موشک-هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است. هدف از این مقاله، طراحی کنترلی مناسب به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو، ابتدا به بیان مسئله درگیری موشک-هدف که شامل تمام موضوعات موردنیاز برای مدل‌سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، استراتژی رهگیری و هدایت است، پرداخته می‌شود.



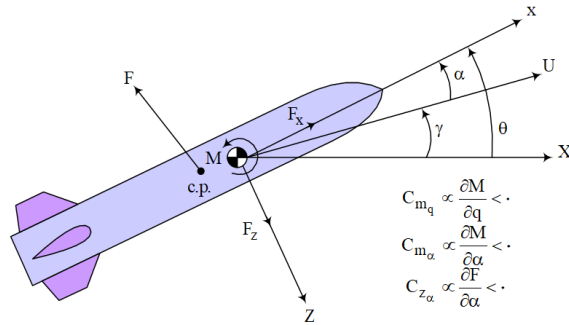
شکل (۳): سینماتیک درگیری [۲۱].

هندسه درگیری در شکل ۳ در نظر گرفته می‌شود که در آن بردار خط دید، موقعیت هدف را نسبت به موشک مشخص می‌کند. اگر از سیستم مختصات ثابت اندازه‌گیری استفاده شود، رابطه نسبی بین بردارهای موقعیت موشک  $r_M$  و هدف  $r_T$  به صورت معادله ۱ نوشته می‌شود [۲۱].

$$r_T = r_M - r_{T/M} \quad (۱)$$

با مشتق‌گیری از معادله ۱ نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت‌ها و شتاب‌ها نیز به دست می‌آیند. همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شد، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی  $\omega, n, r$  برای این سینماتیک موردنیاز است. این سیستم مختصات روی موشک ثابت است و فرض بر این است که محور اصلی آن همیشه در امتداد خط دید قرار دارد؛ بنابراین، این سیستم نسبت به مرجع اینرسی ثابت  $Z, Y, X$  می‌چرخد. در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی به صورت معادلات ۲ و ۳ می‌شوند [۲۱].

$$v_T - v_M = \dot{r}\hat{r} + r\Omega_\omega\hat{n} \quad (۲)$$



شکل (۴): دینامیک موشک [۱۷].

### ۳- طراحی کنترل کننده

برخورد موشک-هدف زمانی رخ می‌دهد که  $r$  فاصله موشک تا هدف به کمتر از مقدار  $r_{hit}$  کاهش یابد، ( $|r| < r_{hit}$ ) شرط لازم و کارآمد برای برخورد با هدف در نظر گرفته می‌شود. این شرط در عمل کاملاً منطقی به نظر می‌رسد. با توجه به اینکه  $r$  در معادلات حالت در مخرج ظاهر شده است پس شرط صفر شدن آن مقدار مطلوبی برای شبیه‌سازی نمی‌باشد چرا که در این حالت سیستم ناپایدار خواهد شد. رابطه موجود برای تغییر نرخ  $r$  به صورت معادله ۱۰ می‌باشد [۱۷ و ۲۱].

$$\dot{r}(t) = v_r(t) \quad (10)$$

با تعریف سرعت  $-v_r(t) = v_c(t)$  به عنوان سرعت نزدیک شونده، اگر این سرعت در لحظه اول بزرگ‌تر از صفر باشد و مقدار مثبت خود را حفظ کند این بدان معنا است که برخورد رخ خواهد داد. رابطه نرخ تغییرات به صورت معادله ۱۱ قابل بیان است.

$$\dot{v}_c = a_M \cos(\lambda - \theta) M - a_T \cdot \hat{r} - \frac{v_n^2}{r} \quad (11)$$

با ساده‌سازی معادله ۱۱، معادله ۱۲ به دست می‌آید.

$$\dot{v}_c = -\frac{v_n^2}{r} \quad (12)$$

با توجه به اینکه سرعت نزدیک شونده باید مثبت باشد؛ بنابراین، عبارت  $v_n$  باید صفر گردد تا از منفی شدن  $v_c$  جلوگیری شود. در نتیجه، راه دستیابی به ره‌گیری در مدل یکپارچه فضای حالت این است که  $\delta$  به گونه‌ای محاسبه گردد که شرط رابطه ۱۳ برقرار باشد [۱۷ و ۲۱].

$$\delta: v_n \rightarrow 0 \quad (13)$$

مرکز جرم نمایش داده می‌شود. معادلات دینامیک موشک در فضای حالت را می‌توان به صورت معادله ۶ در نظر گرفت [۱۷].

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} & 1 & 0 \\ \bar{q}Sl & \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\delta} \\ \bar{q}Sl \\ I_{yy} C_{m\delta} \end{bmatrix} \delta \quad (6)$$

در معادله ۶،  $C_{z\alpha}$  و  $C_{m\alpha}$  و  $C_{mq}$  مشتقات پایداری  $C_{z\delta}$  و  $C_{m\delta}$  مشتقات کنترل‌اند.

مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک استخراج می‌شود که واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک در معادله ۷ است [۱۷].

$$a_{M,z} = \frac{\bar{q}A}{m} (C_{z\alpha}\alpha + C_{z\delta}\delta) \quad (7)$$

در نتیجه معادلات این سیستم به فرم معادله ۸ خواهد شد [۱۷].

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha}\alpha \sin(\lambda - \theta) \\ \frac{v_n}{r} \\ -\frac{v_n v_r}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha}\alpha \cos(\lambda - \theta) \\ \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha}\alpha + q \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\alpha}\alpha + \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq}q \\ q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{pmatrix} \delta + \begin{pmatrix} 0 \\ a_{Tr} \\ 0 \\ a_{Tn} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

معادله ۸ را می‌توان به فرم معادله ۹ بیان کرد که  $d$  اغتشاش وارد به سیستم است [۱۷].

$$\begin{aligned} \dot{x} &= a(x, t) + B\delta(t) + d \\ y &= v_n \end{aligned} \quad (9)$$

- ۳- به روزرسانی موقعیت بهترین تجربه شخصی هر ذره  $p_k^i$  و بهترین تجربه جمعی گروه  $p_k^g$  تا این لحظه
- ۴- به روزرسانی موقعیت هر ذره بر اساس موقعیت قبلی و سرعت فعلی ذره
- ۴-۱- اعمال جریمه و تصحیح سرعت و موقعیت ذراتی که از مرزهای مسئله خارج شده‌اند (قرار دادن ذره روی مرز و قرینه کردن بردار سرعت).
- ۵- تکرار مراحل ۲ تا ۴ تا زمانی که شرایط توقف الگوریتم برقرار نیست.

### ۳-۱-۲- بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک روش کار الگوریتم ژنتیک به‌طور فریبنده‌ای ساده، قابل درک و به‌طور قابل ملاحظه‌ای روشی است که ما معتقدیم حیوانات آن‌گونه تکامل یافته‌اند. هر فرمولی که از طرح داده‌شده بالا تبعیت کند فردی از جمعیت فرمول‌های ممکن تلقی می‌شود. الگوریتم ژنتیک در انسان متغیرهایی که هر فرمول داده‌شده را مشخص می‌کنند به‌عنوان یکسری از اعداد نشان داده‌شده‌اند که معادل DNA آن فرد را تشکیل می‌دهند. موتور الگوریتم ژنتیک یک جمعیت اولیه این‌گونه است که هر فرد در برابر مجموعه‌ای از داده‌ها مورد آزمایش قرار می‌گیرد و مناسب‌ترین آن‌ها باقی می‌مانند؛ بقیه کنار گذاشته می‌شوند. مناسب‌ترین افراد باهم جفت‌گیری (جابجایی عناصر تغییر تصادفی عناصر DNA) کرده و مشاهده می‌شود که باگذشت از میان تعداد زیادی از نسل‌ها، الگوریتم ژنتیک به سمت ایجاد فرمول‌هایی که دقیق‌تر هستند، میل می‌کنند. در فرمول نهایی برای کاربر انسانی قابل مشاهده خواهد بود و برای ارائه سطح اطمینان نتایج می‌توان تکنیک‌های آماری متعارف را بر روی این فرمول‌ها اعمال کرد که در نتیجه جمعیت را کلاً قوی‌تر می‌سازند. الگوریتم ژنتیک در مدل‌سازی مختصراً گفته می‌شود که الگوریتم ژنتیک یک تکنیک برنامه‌نویسی است که از تکامل ژنتیکی به‌عنوان یک الگوی حل مسئله استفاده می‌کند. مسئله‌ای که باید حل شود دارای ورودی‌هایی می‌باشد که طی یک فرایند الگوبرداری شده از تکامل ژنتیکی به راه‌حل‌ها تبدیل سپس راه‌حل‌ها به‌عنوان کاندید

بنابراین هدف کنترلی را در این مسئله می‌توان صفر کردن مؤلفه عمودی بردار سرعت نسبی تعریف نمود.

### ۳-۱-۱- الگوریتم‌های بهینه‌سازی

از آنجایی که بهینه‌سازی‌ها با دو روش ازدحام ذرات<sup>۱</sup> و الگوریتم ژنتیک<sup>۲</sup> انجام می‌شود، در ادامه نحوه محاسبات در این دو روش به‌صورت دو الگوریتم مجزا توضیح داده می‌شوند.

#### ۳-۱-۱-۱- بهینه‌سازی ازدحام ذرات

الگوریتم PSO یک الگوریتم جستجوی جمعی است که از روی رفتار اجتماعی دسته‌های پرندگان مدل شده است. در ابتدا این الگوریتم به‌منظور کشف الگوهای حاکم بر پرواز هم‌زمان پرندگان و تغییر ناگهانی مسیر آن‌ها و تغییر شکل بهینه دسته به کار گرفته شد. در PSO، ذرات در فضای جستجو جاری می‌شوند. تغییر مکان ذرات در فضای جستجو تحت تأثیر تجربه و دانش خودشان و همسایگان‌شان است؛ بنابراین موقعیت دیگر توده ذرات روی چگونگی جستجوی یک ذره اثر می‌گذارد. نتیجه مدل‌سازی این رفتار اجتماعی فرایند جستجویی است که ذرات به سمت نواحی موفق میل می‌کنند. ذرات از یکدیگر می‌آموزند و بر مبنای دانش به‌دست آمده به سمت بهترین همسایگان خود می‌روند اساس کار PSO بر این اصل استوار است که در هر لحظه هر ذره مکان خود را در فضای جستجو با توجه به بهترین مکانی که تاکنون در آن قرار گرفته است و بهترین مکانی که در کل همسایگی‌اش وجود دارد، تنظیم می‌کند.

#### الگوریتم ۱: بهینه‌سازی ازدحام ذرات

- ۱- ایجاد مجموعه‌ای از موقعیت‌های اولیه ذرات  $x_0^i$  و سرعت‌های اولیه آن‌ها  $v_0^i$  به‌صورت تصادفی با توزیع یکنواخت داخل فضای مسئله
- ۲- محاسبه مقدر تابع هدف  $J(x_k^i)$  به ازای موقعیت هر یک از ذرات
- ۲-۱- چک کردن قیود مسئله و اعمال جریمه (تغییر مقدار تابع هدف) به ذراتی که از قیود تخطی کرده‌اند

<sup>1</sup> Particle Swarm Optimization

<sup>2</sup> Genetic Algorithm

می‌شود تا اینکه به آخرین مرحله برسیم. شرایط خاتمه الگوریتم‌های ژنتیک عبارت‌اند از:

- الف: به تعداد ثابتی از نسل‌ها برسیم.  
 ب: بودجه اختصاص داده‌شده تمام شود (زمان محاسبه/پول).  
 پ: یک فرد (فرزند تولیدشده) پیدا شود که مینیمم (کمترین) ملاک را برآورده کند.  
 ت: بیشترین درجه برازش فرزندان حاصل شود یا دیگر نتایج بهتری حاصل نشود. ج: بازرسی دستی.

#### الگوریتم ۲: بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

- ۱- شروع
- ۲- انتخاب جمعیت اولیه
- ۳- تکرار
- ۴- محاسبه تابع هدف برای بخش معینی از جمعیت
- ۵- انتخاب بهترین جفت برای تولیدمثل
- ۶- شروع انجام عملیات جهش<sup>۳</sup>
- ۷- تکرار تا رسیدن به شرط توقف
- ۸- پایان

### ۳-۲- مزایا و معایب روش‌های طراحی کنترلر

#### پیشنهادی

همان‌طور که اشاره شد، در این مقاله به طراحی کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتق گیر و فازی بهینه با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات پرداخته‌شده است. استفاده از این نوع کنترلر ترکیبی، می‌تواند دقت در عملکرد تعقیب موشک به سمت هدف را بهبود بخشد و دقت برخورد موشک به هدف را افزایش دهد. از آنجایی که هدف‌هایی که دارای پدافند هوایی مورد ره‌گیری قرار می‌گیرند، دارای سرعت‌های بالا هستند، به الگوریتم‌های هوشمند بهینه‌سازی شده نیاز هست تا فاصله خطای برخورد موشک تا هدف و زمان پرواز به حداقل مقدار ممکن برسد. البته استفاده از این کنترلرهای ترکیبی نیازمند محاسبات پیچیده و الگوریتم‌های بهینه‌سازی است که با توجه به زمان کم پرواز بایستی از پردازنده قوی در سیستم هدایت و کنترل موشک

توسط تابع ارزیاب<sup>۱</sup> مورد ارزیابی قرار گرفته و چنانچه شرط خروج مسئله فراهم باشد الگوریتم خاتمه می‌یابد. در هر نسل، مناسب‌ترین‌ها انتخاب می‌شوند نه بهترین‌ها. یک راه‌حل برای مسئله موردنظر، با یک لیست از پارامترها نشان داده می‌شود که به آن‌ها کروموزوم یا ژنوم می‌گویند. کروموزوم‌ها عموماً به‌صورت یک رشته ساده از داده‌ها نمایش داده می‌شوند، البته انواع ساختمان داده‌های دیگر هم می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند. در ابتدا چندین مشخصه به‌صورت تصادفی برای ایجاد نسل اول تولید می‌شوند. در طول هر نسل، هر مشخصه ارزیابی می‌شود و ارزش تناسب<sup>۲</sup> توسط تابع تناسب اندازه‌گیری می‌شود. گام بعدی ایجاد دومین نسل از جامعه است که بر پایه فرایندهای انتخاب، تولید از روی مشخصه‌های انتخاب‌شده با عملگرهای ژنتیکی است: اتصال کروموزوم‌ها به سر یکدیگر و تغییر. برای هر فرد، یک جفت والد انتخاب می‌شود. انتخاب‌ها به گونه‌ای‌اند که مناسب‌ترین عناصر انتخاب شوند تا حتی ضعیف‌ترین عناصر هم شانس انتخاب داشته باشند تا از نزدیک شدن به جواب محلی جلوگیری شود. معمولاً الگوریتم‌های ژنتیک یک عدد احتمال اتصال دارد که بین ۰/۶ و ۱ است که احتمال به وجود آمدن فرزند را نشان می‌دهد. ارگانسیم‌ها با این احتمال دوباره باهم ترکیب می‌شوند. اتصال ۲ کروموزوم فرزند ایجاد می‌کند که به نسل بعدی اضافه می‌شوند. این کارها انجام می‌شوند تا اینکه کاندیدهای مناسبی برای جواب، در نسل بعدی پیدا شوند. مرحله بعدی تغییر دادن فرزندان جدید است. الگوریتم‌های ژنتیک یک احتمال تغییر کوچک و ثابت دارند که معمولاً درجه‌ای در حدود ۱/۰ یا کمتر دارد. بر اساس این احتمال، کروموزوم‌های فرزند به‌طور تصادفی تغییر می‌کنند یا جهش می‌یابند، مخصوصاً با جهش بیت‌ها در کروموزوم ساختمان داده‌مان. این فرایند باعث به وجود آمدن نسل جدیدی از کروموزوم‌هایی می‌شود که با نسل قبلی متفاوت است. کل فرایند نسل بعدی هم تکرار می‌شود، جفت‌ها برای ترکیب انتخاب می‌شوند، جمعیت نسل سوم به وجود می‌آیند و این فرایند تکرار

<sup>1</sup> fitness function

<sup>2</sup> fitness

<sup>3</sup> Crossover



پس از تعریف قوانین توابع عضویت، نوبت به برقراری ارتباط بین ورودی و خروجی کنترلی از طریق تعیین قوانین استنتاج فازی می‌رسد. نظر به اینکه این قوانین در مرحله بهینه‌سازی دستخوش تغییر خواهند شد، تعریف دقیق قوانین مذکور در این مرحله فاقد اهمیت می‌باشد. قوانین فازی استفاده‌شده در این مسئله در جدول ۱ درج شده است.

**جدول (۱):** قوانین فازی برای کنترل موشک ره‌گیر.

|       |    | $v_n$ |    |    |    |    |    |
|-------|----|-------|----|----|----|----|----|
|       |    | NB    | PB | P  | ZR | N  | NB |
| $v_n$ | NB | ZR    | NS | NS | NM | NB | NB |
|       | N  | PS    | ZR | NS | NS | NM | N  |
|       | ZR | PS    | PS | ZR | NS | NS | ZR |
|       | P  | PM    | PS | PS | ZR | NS | P  |
|       |    | PB    | PB | PM | PS | ZR | PB |

با تکمیل طراحی کنترل‌کننده فازی، مسئله بهینه‌سازی تنظیم پارامترهای این کنترل‌کننده به صورت معادله ۱۴ تعریف می‌شود.

$$\min_{x_1, \dots, x_{16}} J_{\text{tuning}} = \sum_{k=0}^{\text{num}_{\text{end}}} \|v_n(k)\| \quad (14)$$

$$\text{s. t.} \begin{cases} \delta^{\min} \leq \delta(k) \leq \delta^{\max} \\ R^{\min} \leq R(k) \\ x_i^{\min} \leq x_i \leq x_i^{\max} \end{cases}$$

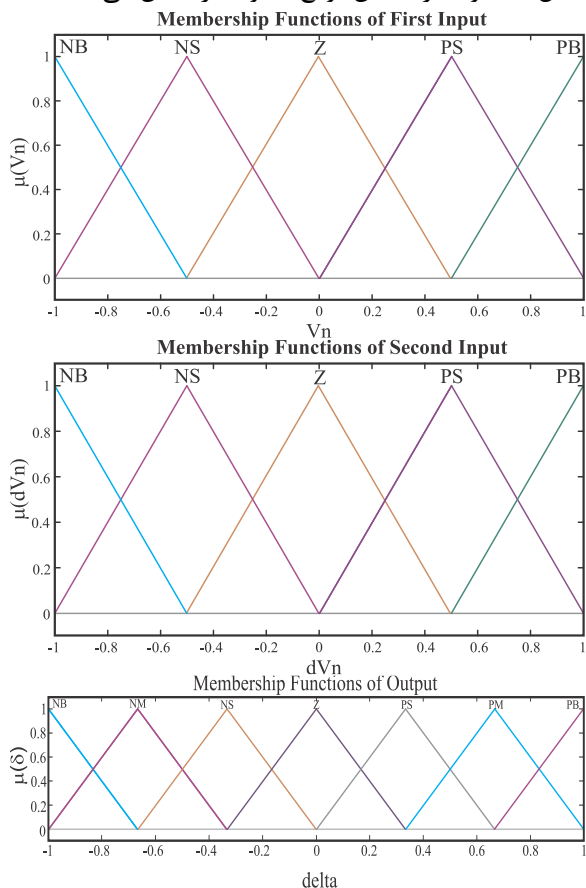
در معادله ۱۴، پارامترهای بهینه‌سازی بوده و تعیین‌کننده مکان قرارگیری توابع عضویت فازی و ارتباط بین توابع عضویت ورودی و خروجی و نیز بهره‌های ورودی و خروجی می‌باشند. با توجه به اینکه تابع هزینه در مسئله فوق غیر محدب می‌باشد، از حلگرهای فرا اکتشافی برای حل این مسئله بهینه‌سازی استفاده می‌شود.

بنابراین در هر گام حل مسئله، یک شبیه‌سازی ره‌گیری هدف توسط کنترل‌کننده فازی برای یک ترکیب معین از قوانین و موقعیت توابع فازی که توسط مختصات هر ذره (ژن در الگوریتم ژنتیک) تعیین شده است، اجرا می‌شود. در پایان هر دوره از این شبیه‌سازی‌ها، مقدار تابع هزینه به ازای مختصات هر ذره در فضای برداری  $\mathbb{R}^{16}$  محاسبه‌شده و از نتایج آن برای تعیین شکل و موقعیت توابع در دور بعد حل مسئله استفاده می‌شود. این روند تا همگرا شدن مقدار کمینه تابع هزینه و یا اتمام حلقه تکرار ادامه می‌یابد. شکل ۶ تغییرات تابع هزینه را حین بهینه‌سازی پارامترهای

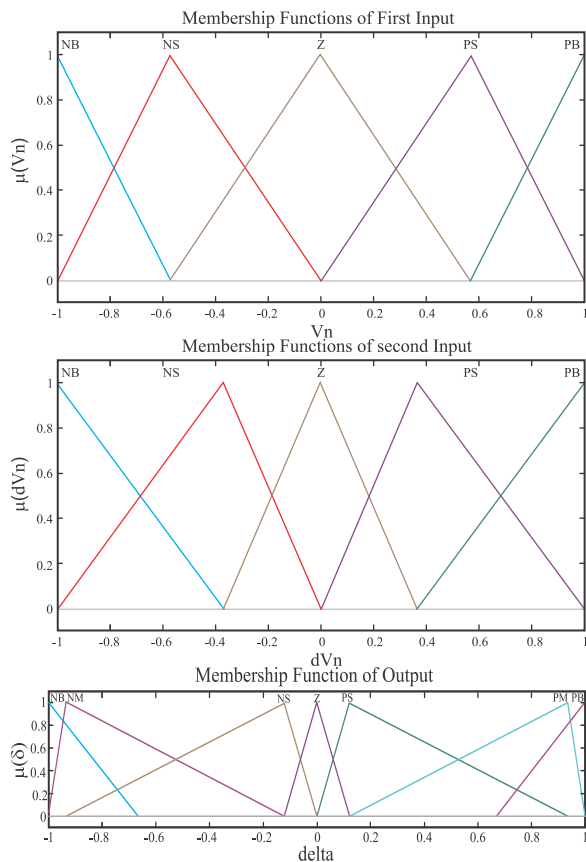
استفاده کرد که هزینه بالاتری نسبت به پردازنده‌های معمولی دارد.

### ۳-۳- طراحی کنترل‌کننده فازی بهینه

برای طراحی کنترل‌کننده فازی بهینه در این بخش ابتدا یک کنترل‌کننده فازی برای محاسبه دستور کنترلی ( $\delta$ ) بر اساس مقادیر خروجی ( $v_n$ ) و مشتق زمانی آن ( $\dot{v}_n$ ) طراحی گردید. سپس پارامترهای این کنترل‌کننده در یک مسئله بهینه‌سازی مقید غیرخطی توسط الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا اکتشافی به نحوی تنظیم گردید که تابع هزینه تعریف‌شده در طول شبیه‌سازی کمینه گردد. در طراحی کنترل‌کننده فازی مذکور از سیستم استنتاج فازی نوع ممدانی با تعریف پنج تابع عضویت مثلثی در هر یک از ورودی‌ها و هفت تابع مثلثی در خروجی استفاده شده است. شکل ۵ نحوه تعریف این توابع عضویت را نشان می‌دهد.



**شکل (۵):** توابع عضویت ورودی و خروجی کنترل‌کننده فازی پیش از بهینه‌سازی پارامترهای کنترلی.



شکل (۷): توابع عضویت ورودی و خروجی کنترل کننده فازی پیش از بهینه‌سازی پارامترهای کنترلی.

### ۳-۴- طراحی کنترلر تناسبی، مشتق گیر، انتگرال گیر بهینه

در قسمت ابتدا یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتق گیر از نوع موازی برای کنترل پلنت غیرخطی طراحی شد که در آن دستور کنترلی از طریق معادله ۱۵ تعیین می‌شود.

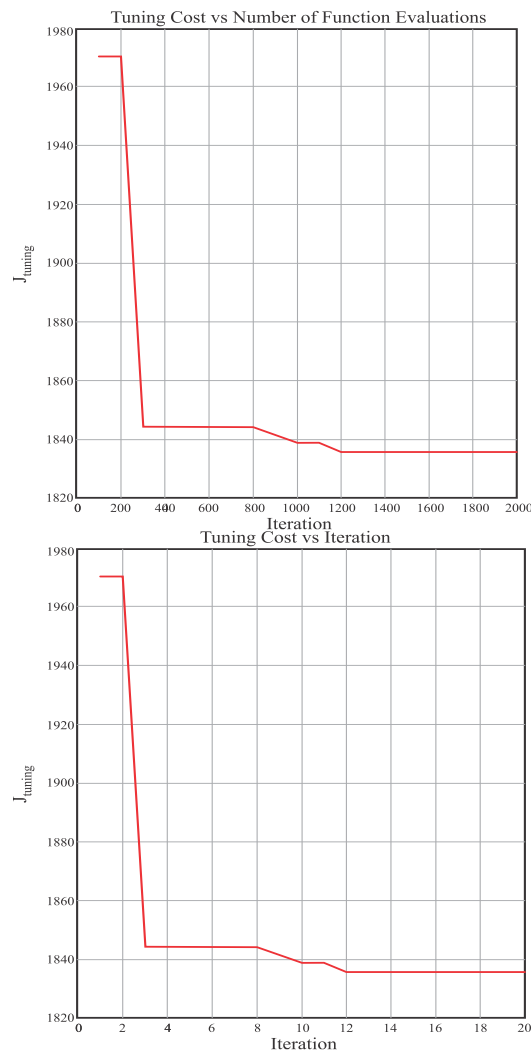
$$u = P(br - y) + \frac{I}{s}(r - y) + \frac{DN}{1 + \frac{N}{s}}(cr - y) \quad (15)$$

سپس از طریق حل مسئله بهینه‌سازی معادله ۱۶ مقادیر پارامترها کنترل کننده تنظیم می‌شود.

$$\min_{P,I,D,b,c,N} J_{tuning} = \sum_{k=0}^{num_{end}} \|v_n(k)\| \quad (16)$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} \delta^{min} \leq \delta(k) \leq \delta^{max} \\ R^{min} \leq R(k) \\ x_i^{min} \leq x_i \leq x_i^{max} \end{cases}$$

کنترل کننده فازی توسط الگوریتم اجتماع ذرات را نشان می‌دهد.



شکل (۶): تغییرات تابع هزینه بهینه‌سازی به کمک الگوریتم اجتماع ذرات بر حسب تعداد تکرار کنترل کننده فازی بهینه.

ملاحظه می‌شود که این الگوریتم پس از ۱۲۰۰ بار اجرای شبیه‌سازی به مقدار بهینه دست یافته و تابع هزینه بعد از آن کاهش نیافته است. نتیجه تغییر مکان توابع عضویت پس از انجام بهینه‌سازی در شکل ۷ نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که الگوریتم بهینه‌سازی به طور اساسی شکل و موقعیت توابع عضویت فازی را تغییر داده است. با توجه به تغییر محسوس تابع هزینه در روند بهینه‌سازی، انتظار می‌رود عملکرد کنترل کننده پس از بهینه‌سازی تغییر قابل توجهی نماید.

جدول (۳): ضرایب آیرودینامیکی [۲۲].

| واحد           | اندازه | پارامتر                           |
|----------------|--------|-----------------------------------|
| m <sup>2</sup> | ۰/۷۸۵۴ | S                                 |
| -              | ۰/۱۱   | C <sub>N<math>\alpha</math></sub> |
| -              | -۰/۰۱  | C <sub>M<math>\alpha</math></sub> |
| -              | -۰/۰۱۵ | C <sub>M<math>\delta</math></sub> |
| -              | -۰/۰۰۱ | C <sub>M<math>q</math></sub>      |

جدول (۴): پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۲۲].

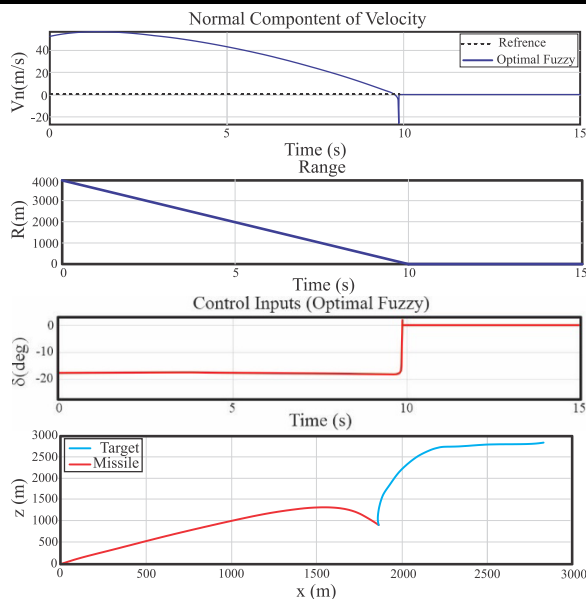
| واحد  | اندازه | پارامتر              |
|-------|--------|----------------------|
| deg   | ±۲۰    | $\delta_{max}$       |
| deg/s | ±۶۰۰   | $\dot{\delta}_{max}$ |

جدول (۵): شرایط اولیه موشک [۲۲].

| واحد          | اندازه | پارامتر       |
|---------------|--------|---------------|
| deg           | ۰      | $\alpha(0)$   |
| deg           | ۲۰     | $\lambda(0)$  |
| km            | ۴      | r(0)          |
| $\frac{m}{s}$ | ۵۰۰    | v(0)          |
| deg           | ۱۰     | $\gamma_M(0)$ |

جدول (۶): پارامترهای هدف [۲۲].

| واحد          | اندازه | پارامتر        |
|---------------|--------|----------------|
| $\frac{m}{s}$ | ۱۰۰    | V <sub>T</sub> |
| g             | ۶      | a <sub>T</sub> |



شکل (۸): عملکرد کنترل کننده فازی بهینه به کمک بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک.

در این قسمت نیز از حلگرهای فرا اکتشافی برای حل مسئله بهینه‌سازی فوق استفاده شده است.

#### ۴- شبیه‌سازی

پس از تکمیل طراحی کنترل کننده‌های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جداول ۲ الی ۶ می‌باشند. ضمناً برای حصول اطمینان از اینکه ورودی کنترلی از حد مجاز تعیین شده در صورت مسئله تجاوز نمی‌نماید، یک تابع اشباع در ورودی پلنت قرار داده شده است تا در صورتی که کنترل کننده مقدار ورودی کنترلی بهینه را خارج از بازه مجاز عملگر تعیین نمود، کران بالا یا پایین تابع اشباع به‌عنوان ورودی کنترلی به پلنت اعمال شود.

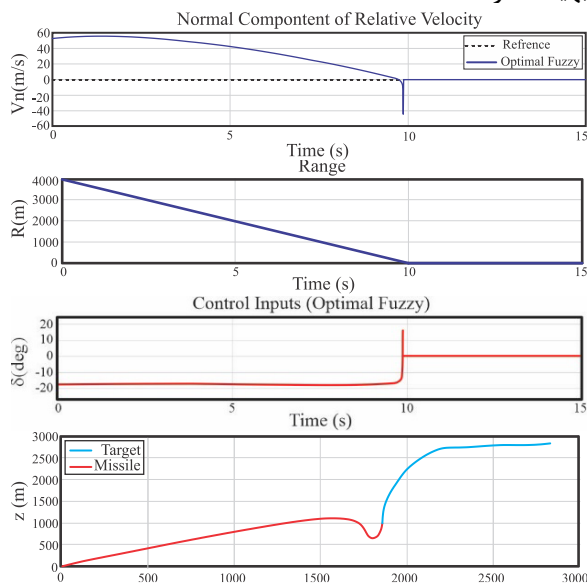
#### ۴-۱- شبیه‌سازی عملکرد کنترل فازی بهینه

در این مقاله از دو نوع الگوریتم متفاوت بهینه‌سازی فرا اکتشافی برای حل مسئله بهینه‌سازی غیر محدب تنظیم پارامترهای کنترل کننده استفاده شده است و این دو الگوریتم بهینه‌سازی به‌رغم تفاوت‌های مفهومی، در بسیاری از مسائل بهینه‌سازی عملکرد مشابهی دارند. از این رو، عملکرد هر دو کنترل کننده بهینه مبتنی بر بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و اجتماع ذرات به‌صورت یکجا مورد ارزیابی قرار می‌گیرند تا علاوه بر بررسی عملکرد کنترل کننده، مقایسه‌ای بین کارایی دو الگوریتم بهینه‌سازی مذکور برای هر مسئله انجام دهیم. لازم به ذکر است که پارامترهای بهینه‌سازی این دو الگوریتم (جمعیت و تعداد نسل در الگوریتم ژنتیک و تعداد جمعیت و تکرار در الگوریتم اجتماع ذرات) یکسان انتخاب شده‌اند تا خروجی این الگوریتم‌ها به ازای تعداد تکرار یکسان حلقه بهینه‌سازی مورد ارزیابی قرار گیرد (شکل‌های ۸ تا ۱۱).

جدول (۲): پارامترهای موشک [۲۲].

| واحد                     | اندازه | پارامتر         |
|--------------------------|--------|-----------------|
| $\frac{kg \cdot m^2}{s}$ | ۱۰۰۰   | I <sub>yy</sub> |
| kg                       | ۱۰۰    | m               |

بخش به‌خوبی از عهده انجام‌وظیفه کنترلی برآمده و رفتار این دو کنترل‌کننده تا حدود زیادی به یکدیگر شباهت دارد. مقایسه سطح فازی بهینه ایجادشده توسط دو الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات و الگوریتم ژنتیک در شکل‌های ۹ و ۱۱، نشان از تشابه زیاد این دو سطح (تشابه قوانین فازی بهینه) دارد.

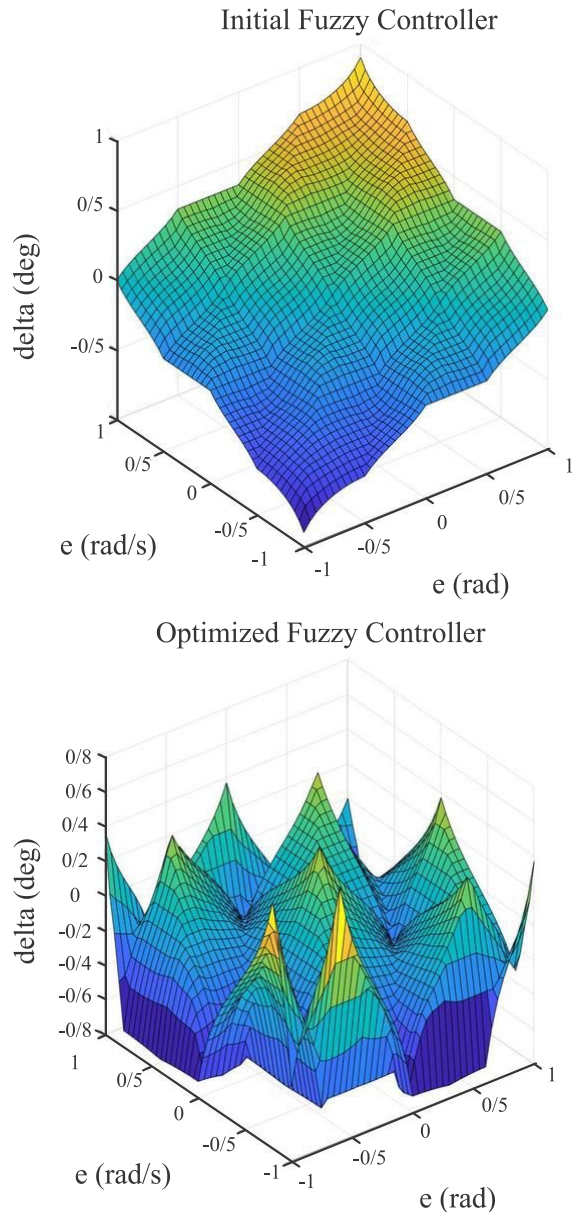


شکل (۱۰): عملکرد کنترل‌کننده فازی بهینه به کمک بهینه‌سازی اجتماع ذرات.

#### ۴-۲- شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتق‌گیر بهینه

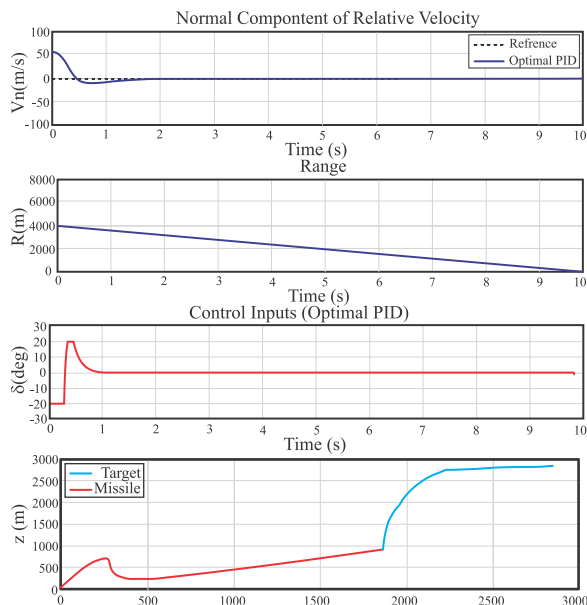
مشابه قبل در این قسمت نیز عملکرد دو کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتق‌گیری که پارامترهای آن‌ها توسط دو الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک و اجتماع ذرات با پارامترهای مشابه تنظیم‌شده‌اند، بررسی می‌شوند.

نمودارهای شکل‌های ۱۲ و ۱۳ نشان می‌دهد که در زمانی کمتر از ۳ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی کمتر از ۱۰ ثانیه به صفر می‌رسد. دستور کنترلی در هر دو الگوریتم بهینه‌سازی تقریباً مشابه‌اند و این دستور کنترلی موجب شده موشک طبق شکل مسیر حرکت رسم شده در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ در ابتدای حرکت مانورهایی انجام دهد و بعد از مستقیم به سمت هدف حرکت می‌کند. مقایسه نتیجه

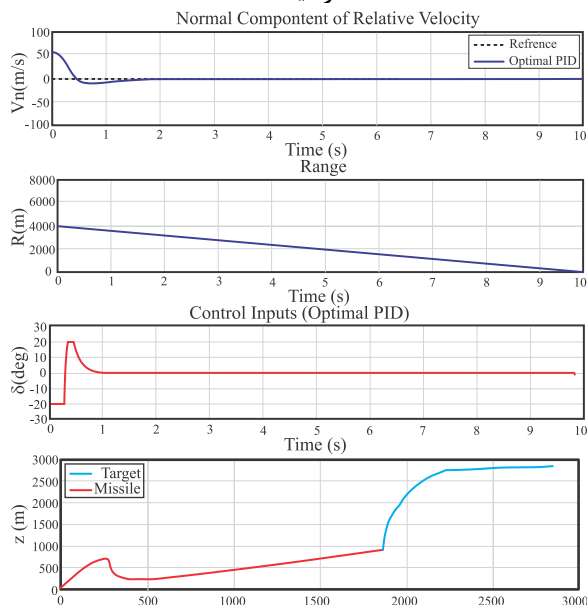


شکل (۹): تغییرات سطح فازی کنترل‌کننده فازی بهینه پس از اعمال بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک.

نمودارهای شکل‌های ۸ و ۱۰ نشان می‌دهد که در زمانی کمتر از ۱۰ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف و فاصله نسبی آن‌ها به صفر می‌رسد. دستور کنترلی با استفاده از الگوریتم ازدحام ذرات در لحظات نزدیک به برخورد تغییرات بیشتری داشته است. این تغییرات زاویه باعث شده موشک در نزدیکی‌های هدف طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۰ مانور بیشتری داشته باشد. در مجموع می‌توان گفت که هر دو کنترل‌کننده فازی توسعه داده‌شده در این



شکل (۱۲): عملکرد کنترل کننده تناسبی-انترگالی- مشتق گیر با پارامترهای بهینه‌سازی شده توسط الگوریتم ژنتیک.



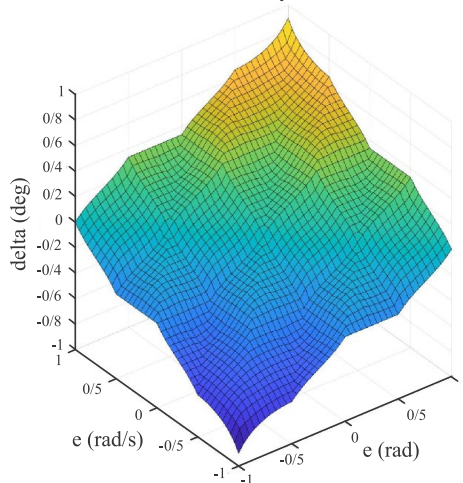
شکل (۱۳): عملکرد کنترل کننده تناسبی-انترگالی- مشتق گیر با پارامترهای بهینه‌سازی شده توسط الگوریتم اجتماع ذرات.

## ۵- نتیجه‌گیری

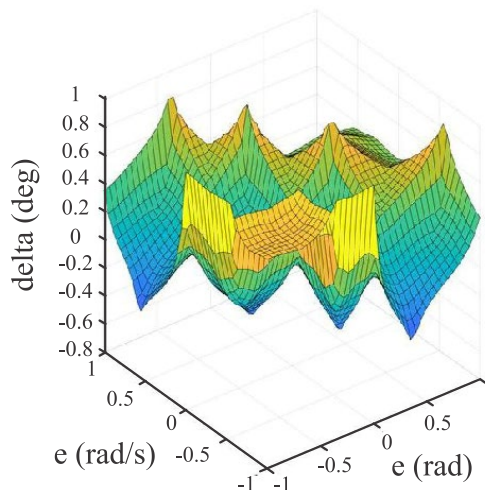
در این مقاله، مسئله طراحی کنترلر فازی بهینه و تناسبی، انترگالی، مشتق گیر بهینه برای مدل یکپارچه موشک هدف

شبیه‌سازی عملکرد این دو کنترل کننده نشان‌دهنده آن است که هر دو الگوریتم بهینه‌سازی به‌کاررفته در این قسمت به‌خوبی از عهده پیدا کردن نقطه بهینه در زیر فضای برداری جواب‌های امکان‌پذیر مسئله برآمده‌اند و کنترل کننده با این مقادیر بهینه به‌خوبی به هدف کنترلی تعیین شده دست‌یافته است. شایان‌ذکر است که محدود بودن بازه ورودی کنترلی در نمودار هر دو کنترل کننده این بخش به دلیل وجود تابع اشباع در ورودی پلنت بوده و طبیعتاً کنترل کننده تناسبی-انترگالی-مشتق‌گیر به شکل ساختاری توانایی رعایت قیود کنترلی را دارا نیست.

Initial Fuzzy Controller



Optimized Fuzzy Controller



شکل (۱۱): تغییرات سطح فازی کنترل کننده فازی بهینه پس از اعمال بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات.

هدف متخاصم بتواند نزدیک پدافند و مواضع شود، در فاصله و ارتفاع مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد. در پژوهش‌های آتی، دو مورد را در نظر خواهیم گرفت که در حال انجام است که در مقالات آینده ارائه خواهد شد. مورد اول استفاده از کنترل کننده مود لغزشی بهینه نیز به جهت تحمل بهتر اغتشاشات و نامعینی‌های سیستم و نیز سرعت بیشتر نسبت به سایر رویکردهای کنترلی دارای مزیت است. مورد دوم استفاده از مدل هدایت و کنترل یکپارچه در سه بعد با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی که بسیار به واقعیت نزدیک تر است.

## ۶- فهرست علائم

### علائم انگلیسی

|                              |                         |
|------------------------------|-------------------------|
| $r$                          | بردار موقعیت            |
| $a$                          | بردار شتاب              |
| $A$                          | منطقه مرجع آیرودینامیک  |
| $\Omega_\omega$              | بردار نرخ خط دید        |
| $XY$                         | مختصات اینرسی           |
| $\hat{f}\hat{n}\hat{\omega}$ | مختصات خط دید           |
| $xyz$                        | مختصات بدنه             |
| $x$                          | بردار حالت              |
| $\delta$                     | بردار ورودی کنترلی      |
| $d$                          | بردار اغتشاش            |
| $F$                          | نیروی آیرودینامیکی      |
| $M$                          | گشتاور وارد بر بدنه     |
| $m$                          | جرم                     |
| $\bar{q}$                    | فشار دینامیکی           |
| $l$                          | طول مرجع آیرودینامیک    |
| $\alpha$                     | زاویه حمله              |
| $q$                          | نرخ زاویه فراز          |
| $\theta$                     | زاویه فراز              |
| $\lambda$                    | زاویه خط دید            |
| $U$                          | محور اولیه متصل به بدنه |
| $\gamma_M$                   | زاویه مسیر پرواز        |
| <b>زیرنویس‌ها</b>            |                         |
| $M$                          | موشک                    |
| $T$                          | هدف                     |
| $r$                          | خط دید                  |
| $n$                          | عمود بر خط دید          |

مدل دوبعدی پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترلرهای بهینه پرداخته شد. دو کنترلر به طور مستقل طراحی شده‌اند. کنترلر اول، کنترلر فازی بهینه است که در آن با استفاده از سیستم استنتاج فازی نوع ممدانی با تعریف پنج تابع عضویت مثلثی به طراحی پرداخته شد. الگوریتم‌های بهینه‌سازی به کار گرفته شده در کنترلر فازی، الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات بوده است. با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده می‌توان گفت زمان برخورد موشک و هدف و صفر شدن سرعت نسبی موشک و هدف در هر دو الگوریتم بهینه‌سازی حدود ۱۰ ثانیه است که زمان خوبی برای موشک‌های پدافندهای هوایی است. قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. در الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات تغییرات قانون کنترلی بیشتر است که موجب مانور بیشتر موشک شده است. در مجموع عملکرد کنترلر فازی بهینه به خوبی ارزیابی شد.

در ادامه طراحی کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتق گیر بهینه با دو الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک و ازدحام ذرات، انجام شد و با توجه به شبیه‌سازی انجام شده، می‌توان گفت زمان برخورد موشک و هدف حدود ۱۰ ثانیه و زمان صفر شدن سرعت نسبی موشک و هدف حدود ۳ ثانیه است. قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. در مجموع این کنترلر نیز عملکرد مناسبی داشت.

زمان برخورد موشک و هدف در هر دو کنترلر یکسان است اما زمان رسیدن به سرعت نسبی در کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتق گیر بهینه کمتر است. همچنین تغییرات قانون کنترلی در کنترلر فازی در انتهای زمان برخورد موشک با هدف اعمال شده است که این تفاوت برتری خوبی نسبت به کنترلر تناسبی، انتگرالی، مشتق گیر بهینه است، زیرا در لحظات آخر پرواز این تغییرات انجام شده و باعث می‌شود، هدف نتواند حرکات و مانورهای موشک را به موقع تشخیص دهد و برخورد موشک و هدف با توجه به عدم قطعیت‌ها و ناپایداری‌ها بهتر انجام خواهد شد. مسیر حرکت موشک و هدف نیز نشان‌دهنده برخورد موشک و هدف در ارتفاع و برد مناسبی نسبت به پدافند بوده است. چنین ارتفاع و برد مناسبی برای پدافندها بسیار مهم است که قبل از اینکه

## ۷- مراجع

- [12] Harl N, Balakrishnan S, Phillips C, editors. Sliding mode integrated missile guidance and control. AIAA guidance, navigation, and control conference; 2010.
- [13] Harl N, Balakrishnan S. Reentry terminal guidance through sliding mode control. *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2010;33(1):186-99.
- [14] Wang XH, Tan CP, Cheng LP. Impact time and angle constrained integrated guidance and control with application to salvo attack. *Asian Journal of Control*. 2020;22(3):1211-20.
- [15] He S, Song T, Lin D. Impact angle constrained integrated guidance and control for maneuvering target interception. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2017;40(10):2653-61.
- [16] Ma J, Guo H, Li P, Geng L. Adaptive Integrated Guidance and Control Design for a Missile With Input Constraints. *IFAC Proceedings Volumes*. 2013;46(20):206-11.
- [17] Cross M. Missile Interceptor Integrated Guidance and Control: Single-Loop Higher-Order Sliding Mode Approach: The University of Alabama in Huntsville; 2020.
- [18] Lee KW, Singh SN. Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for missiles with control constraint. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2018;232(9):1655-70.
- [19] Ma M, Zhao K, Song S. Adaptive sliding mode guidance law with prescribed performance for intercepting maneuvering target. *Int J Innov Comput, Inform Control*. 2020;16(2):631-48.
- [20] Mingzhe H, Guangren D. Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets. *Chinese Journal of aeronautics*. 2008;21(2):162-8.
- [21] Cross MA, Shtessel YB. Single-loop integrated guidance and control using high-order sliding-mode control. *Variable-Structure Systems and Sliding-Mode Control: From Theory to Practice*. 2020:433-62.
- [1] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.; 2012.
- [2] Palumbo NF, Blauwkamp RA, Lloyd JM. Basic principles of homing guidance. *Johns Hopkins APL Technical Digest*. 2010;29(1):25-41.
- [3] Lin C-F, Bibel J, Ohlmeyer E, Malyevac S, editors. Optimal design of integrated missile guidance and control. AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference; 2007.
- [4] Cloutier JR, D'Souza CN, Mracek CP, editors. Nonlinear regulation and nonlinear  $H_\infty$  control via the state-dependent Riccati equation technique: Part 1, theory. *Proceedings of the international conference on nonlinear problems in aviation and aerospace*; 1996: Embry Riddle University.
- [5] Cloutier JR. Adaptive matched augmented proportional navigation. *Google Patents*; 2001.
- [6] Mracek CP, Cloutier JR, editors. Missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method. *Proceedings of the International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace*; 1996.
- [7] Menon P, Ohlmeyer EJ. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems. *Control Engineering Practice*. 2001;9(10):1095-106.
- [8] Palumbo NF, Jackson TD, editors. Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach. *Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat No 99CH36328)*; 1999: IEEE.
- [9] Menon P, Sweriduk G, Ohlmeyer EJ, Malyevac D. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads. *Journal of Guidance, control, and Dynamics*. 2004;27(1):118-26.
- [10] Menon P, Vaddi S, Ohlmeyer E, editors. Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead. AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit; 2006.
- [11] Hwang T-W, Tahk M-J, editors. Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer. *2006 SICE-ICASE International Joint Conference*; 2006: IEEE.



## Guidance and Control of a Two-dimensional Model of a Surface-to-Air Missile Using Proportional, Integral, Derivative and Optimal Fuzzy Control

Mohammad Mahdi Soori<sup>1</sup>, Seyed Hossein Sadati<sup>2\*</sup>

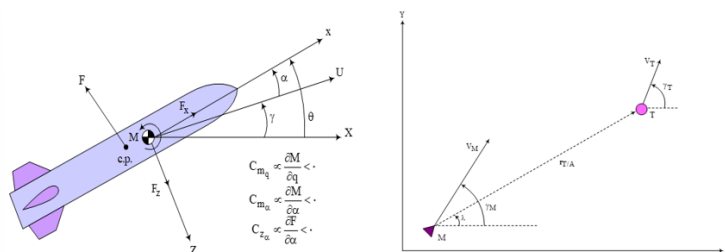
<sup>1</sup>Ph.D. Student, Faculty of Mechanical Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Associate Professor, Faculty of Mechanical Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

### HIGHLIGHTS

- In this article, the integrated guidance and control model has been investigated, which has many advantages over the usual mode.
- The design of proportional, integrator, derivative, and fuzzy controllers is designed with particle swarm optimization algorithms and genetics.

### GRAPHICAL ABSTRACT



### ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 19 February 2023

Received in revised form: 17 March 2023

Accepted: 13 April 2023

Available online: 7 May 2023

\*Correspondence: sadati@kntu.ac.ir

How to cite this article:

M. M. Soori, S. H. Sadati. Guidance and control of a two-dimensional model of a surface-to-air missile using proportional, integral, derivative and optimal fuzzy control. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(4):11-26.

Keywords:

Rocket

Guidance and control

Optimal control

Fuzzy control

Proportional control, integrator,

derivative

### ABSTRACT

The missile guidance and control system consists of three subsystems: navigation, guidance, and control. These sub-systems are responsible for the calculation of the deviation of the guided vehicle from the desired path to determine the appropriate acceleration command to compensate for the deviation and track the acceleration and direction of the missile toward the target. In the usual methods of designing the guidance and control system, each of the guidance and control subsystems is designed separately, assuming an ideal subsystem. In the integrated guidance and control approach, the guidance law is developed separately and tested with the assumption of an ideal autopilot. The autopilot is also designed independently and is tested with the assumption of ideal guidance law. This article describes the process of designing and simulating the function of proportional, integral, derivative, and optimal fuzzy controller, which is created to guide the missile in a two-dimensional problem of minimizing the impact time and the distance to the target. In the optimal fuzzy hybrid controller, Mamdani-type fuzzy controller parameters (including input and output membership functions, fuzzy reasoning rules, and input and output gains) are set by solving an optimization problem. Next, the parameters of the proportional-integral-derivative controller of the parallel type are also determined by solving the non-convex optimization problem and it is shown that this type of controller with optimal parameters will provide an optimal guide to the missile.

\* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.