

بهینه‌سازی پارامتری هدایت تناسبی افزوده با ملاحظه قابلیت‌های عملکردی و مانوری

امیر عزیزی^۱، جلال کریمی^{۲*}، سیدحسین ساداتی^۳

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۰۲/۲۶ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۹/۱۷)

چکیده

معمولاً در توسعه قوانین هدایت، قابلیت‌های عملکردی وسیله پرنده در نظر گرفته نمی‌شود و همین مسأله می‌تواند باعث اشباع فرامین صادره و نهایتاً عملکرد نامناسب سیستم هدایت و کنترل یکپارچه شود. در تحقیق حاضر، مقادیر پارامترهای قانون هدایت تناسبی افزوده با لحاظ توانایی‌های عملکردی و مانوری وسیله پرنده در شرایط پروازی مختلف، بهینه‌سازی شده است. برخلاف قانون ناوبری تناسبی افزوده، در این قانون پارامترهای سیستم هدایت ثابت نبوده و تابعی از شرایط محیطی و سناریوی درگیری است. برای این منظور، در شرایط پروازی و سناریوهای درگیری مختلف، مسأله بهینه‌سازی چندمعیاری شامل قیود عملکردی و توابع هدف خطای فاصله، حداکثر شتاب فرمان و زمان پرواز، شکل داده شده و برای حل از الگوریتم بهینه‌سازی NSGA-II استفاده شده است. قیود حداکثر شتاب فرمان ثابت نبوده و متناسب با قابلیت عملکردی وسیله در شرایط پروازی انتخاب می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی سناریوهای مختلف، بهبود عملکرد قانون هدایت ارائه شده را در مقایسه با روش‌های متداول نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، قانون ناوبری تناسبی، قیود عملکردی، بهینه‌سازی چند معیاری

Parametric Optimization of Augmented Proportional Navigation Law Considering Performance and Maneuvering Capabilities

Abstract

The aerial vehicle performance capabilities are usually ignored during the guidance laws design. This may result in saturation of commands and undesirable behavior of integrated guidance and control system. In the current research, based on the Augmented Proportional Navigation (APN) law and considering the performance and maneuvering capabilities of a flying vehicle through different flight conditions, the parameters of APN are optimized. In contrast with the conventional APN, in the proposed guidance law, the guidance parameters are not fixed but are functions of environmental conditions and engagement scenarios. In this regard, utilizing different flight conditions and engagement scenarios, a multi-objective optimization problem is formed. The performance and maneuvering capabilities are considered as the optimization constraints. Multi-objective problem includes three objectives of miss distance, acceleration command and flight time. The NSGA-II algorithm is utilized here. The limits of the acceleration commands are not fixed and vary depending on the flight conditions. The simulation of several scenarios, reveals a superior behavior for the proposed guidance law in comparison with the conventional laws.

Keywords: *Integrated guidance and control, Augmented proportional navigation, Performance constraints, Multi-objective optimization*

مقدمه

روش هدایت تناسبی افزوده استخراج شده است. در این تحقیق، قابلیت‌های عملکردی موشک در نظر گرفته نشده و مساله تنها برای یک حالت مانوری خاص مسئله حل شده است. مقاله حاضر، به دنبال ارائه قانون هدایتی است که اولاً بتواند برای طیف گسترده‌تری از سناریوهای پروازی عملکرد بهینه داشته باشد و ثانیاً در تولید فرامین هدایتی، قابلیت‌های عملکردی پرنده در نظر گرفته شده باشد. برای دستیابی به این مهم، باید قوانین هدایت پایه مناسبی انتخاب کرد. قانون هدایت پایه ناوبری تناسبی افزوده (APN) است. علاوه بر یک قانون هدایت پایه مناسب، به الگوریتمی برای بهینه‌سازی این سیستم غیرخطی و پیچیده نیاز است. الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک با مرتب‌سازی غیرچیره^۳ (NSGA II) الگوریتم انتخابی برای بهینه‌سازی پارامترهای هدایت است. ایده اصلی در توسعه قوانین، استفاده از مانور هدف در دو صفحه افقی و عمودی و سپس بهینه‌سازی پارامترهای هدایت است. پارامترهای هدایت در برابر اهدافی با شتاب‌های افقی و عمودی مختلف و اندازه سرعت مختلف بهینه شده و در نهایت جدول انتخاب بهره بهینه تشکیل می‌شود. بهینه‌سازی پارامترها با توابع معیار متعدد و با لحاظ نمودن قیود عملکردی وسیله پرنده صورت می‌پذیرد. نقاط بهینه به دست آمده به صورت جداول میانبایی در اختیار کامپیوتر هدایت و کنترل قرار می‌گیرد. به این ترتیب برای تمامی مأموریت‌ها عملکرد سیستم بهینه و یا نزدیک بهینه خواهد بود. یکی از نقاط قوت الگوریتم حاضر سادگی پیاده‌سازی و قابلیت اجرا در پردازشگرهای ارزان قیمت است.

قوانین هدایت پایه

در ناوبری تناسبی حقیقی، نسبت شتاب وسیله پرنده به شتاب هدف با نزدیک شدن به هدف بیشتر می‌شود. برای غلبه بر این مشکل، از ناوبری تناسبی افزوده استفاده می‌شود. در صورتی که شتاب هدف صفر نباشد و بتوان آن را اندازه‌گیری کرد، روش ناوبری تناسبی حقیقی به صورت ناوبری تناسبی افزوده قابل اجراست. عبارت دوم اضافه شده به شتاب فرمان شامل حاصل ضرب ضریب ناوبری در کسری از شتاب هدف است که معمولاً برابر ۰/۵ قرار داده می‌شود [۱۶].

با توسعه روش‌های کنترل پیشرفته، این روش‌ها به حوزه توسعه قوانین هدایت نیز گسترش یافته‌اند [۱]. معروف‌ترین قانون هدایت از این نوع، قانون ناوبری تناسبی افزوده است [۲]. قانون هدایت بهینه، مبتنی بر علم کنترل بهینه بوده و به طور نمونه برای کمینه‌سازی خطای فاصله و یا کمینه‌سازی توأم خطای فاصله و شتاب فرمان با قیود دینامیکی سینماتیک درگیری در قالب معادله حالت می‌باشد [۳]. قانون هدایت بهینه در نزدیکی زمان رهگیری خطای فاصله بزرگی را ایجاد می‌کند [۴]. دلیل این مسئله لحاظ نکردن اشباع در فرمول‌سازی قانون هدایت بهینه است. در واقع، به دلیل میل کردن بهره هدایت به سمت بی‌نهایت، عملاً اشباع رهگیر غیرقابل اجتناب است. در مرجع [۵] روشی مانند مرجع [۴] در فاز کنترل ترمینال استفاده شده که در آن، قانون هدایت بهره بزرگتری از قانون هدایت بهینه در فاز ابتدایی رهگیری استفاده می‌کند. در مرجع [۶] برای کمینه ساختن اثر اشباع از وارد کردن آن به عنوان تابع جریمه استفاده شده است. در مرجع [۷] محدوده پاکت مانوری با استفاده از یک فیلتر آنتی‌واین‌دآپ در فرمان هدایت اعمال شده است. در مرجع [۸] در مسئله رگولاتوری LQG اشباع عملگرها لحاظ شده است. در این قانون کنترل، غیرخطی‌های عملگر با یک بهره معادل جایگزین می‌شود که این بهره تابعی از واریانس سیگنال ورودی است. این جایگزینی قسمت غیرخطی تحت عنوان خطی‌سازی تصادفی^۱ معرفی شده است. عواملی مانند نویز سنسورها، استخراج غیردقیق دینامیک پرنده، سیستم کنترل پرواز، اشباع در اجزا و مانند آن می‌تواند خطای سیستم هدایت و کنترل را افزایش دهد [۹]. بنابراین، طراحی کنترل‌کننده‌های مقاوم برای حل مشکل منطقی به نظر می‌رسد. در سال‌های اخیر کنترل‌کننده‌های منطق فازی در هدایت وسایل پرنده، جایی که مدل دقیقی وجود نداشته و یا نایقینی‌هایی وجود دارد، استفاده شده است. این در حالی است که تحقیقات کمی در رابطه با هدایت فازی وسایل پرنده به- صورت سیستماتیک وجود دارد [۱۰-۱۳]. در مرجع [۱۴] قانون هدایت فازی بر اساس قانون هدایت ناوبری تناسبی معرفی شده است. در این تحقیق، پارامترهای توابع عضویت با استفاده از روش بهینه‌سازی گروه ذرات^۲ که روش‌های بهینه- سازی هیوریستیک جمعیت-مبناست، بهینه شده‌اند. در مرجع [۱۵] با استفاده از تئوری کنترل بهینه یک حل بسته مبتنی بر

$$\mathbf{n}_c|_{APN} = N' \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{V}_c}{r^2} \times \mathbf{V}_m + N' \frac{\mathbf{n}_T}{2} \quad (1)$$

استفاده شده است که نسبت به روش‌های دیگر دارای مزایای محسوسی است. در روش NSGA-II برای هر جواب، فاصله ازدحام با توجه به فاصله نقاط قبلی و بعدی آن محاسبه می‌شود. برای هر تابع هدف مقادیر فاصله ازدحام باید به صورت نرمال شده در محاسبات استفاده شود. این نرمال‌سازی توسط تقسیم فواصل بر $f_{\max}^m - f_{\min}^m$ انجام می‌شود. نخبه‌گرایی به - این صورت اعمال می‌شود که جمعیت نسل بعد از بین بهترین‌های مجموع والدین و فرزندان در هر نسل انتخاب می‌شود. اپراتور انتخاب دو راه حل را با هم مقایسه کرده و برنده را انتخاب می‌کند. در این الگوریتم، هر راه‌حل دارای دو مشخصه است:

- رتبه غیرچیرگی راه حل در جمعیت که در حقیقت رتبه جبهه‌ای است که جواب مربوطه در آن قرار گرفته است.

- فاصله ازدحام محلی در جمعیت .

در درجه اول، کاندیدی که رتبه غیرچیرگی کمتری داشته باشد، انتخاب می‌شود. اگر رتبه غیرچیرگی دو جواب با هم برابر بود آن جوابی که در تراکم جمعیتی کمتر قرار دارد برنده رقابت خواهد بود. شکل ۱ فلوجارت عملکرد مدل را نشان می‌دهد [۱۷].

مدل دینامیکی پرنده و طراحی سیستم کنترل پرواز

به منظور انجام شبیه‌سازی‌ها، از مدل دینامیکی شش درجه آزادی غیرخطی با فرض صلب بودن وسیله پرنده و زمین کروی استفاده شده است. ضرایب آیرودینامیکی و مدل سیستم پیشران به صورت جداگانه بر حسب شرایط پروازی استفاده شده‌اند. وسیله پرنده مورد مطالعه از کنترل آیرودینامیکی گردش با سرش^۸ استفاده می‌کند. مهم‌ترین مزیت این روش سرعت بالاتر نسبت به روش گردش با غلت^۹ است. تزویج بین دینامیک غلتش، خمش و گردش به حداقل می‌رسد. البته در حالت صفر نبودن زاویه غلتش، هنوز جفت‌شدگی ضعیفی بین دینامیک خمش و گردش وجود خواهد داشت. به دلیل تقارن‌های موجود در پیکربندی، خیلی از ضرایب در معادلات دینامیکی و آیرودینامیکی صفر شده و معادلات ساده‌تر می‌شود. دینامیک پرنده‌های گردش با سرش که با بال‌های روی دم کنترل می‌شوند غیرکمینه فاز است [۱۸].

قانون کنترل به کار گرفته شده در سیستم کنترل‌کننده پرواز، از نوع وارون دینامیک^{۱۰} است. روش وارون دینامیک

در رابطه فوق، N' ، r ، V_c ، V_m و n_T به ترتیب ضریب ناوبری، بردار موقعیت وسیله نسبت به هدف، بردار سرعت نزدیک‌شوندگی، بردار سرعت وسیله و بردار شتاب هدف است.

الگوریتم بهینه‌سازی چند معیاری

وجود چندین تابع هدف در یک مسأله بهینه‌سازی، باعث افزایش پاسخ‌ها (که به آن‌ها جبهه بهینه-پارتو^۴ گفته می‌شود) به جای یک پاسخ بهینه می‌شود. بدون اطلاعات تکمیلی نمی‌توان در مورد انتخاب بهترین پاسخ اظهار نظر کرد. بنابراین، کاربر نیازمند بهینه-پارتهای متعددی برای انتخاب است. در سالیان اخیر تعداد زیادی الگوریتم تکاملی چندمعیاری توسعه داده شده‌اند که NSGA از اولین الگوریتم‌های معرفی شده در این زمینه است. روش NSGA-II ویرایش اصلاح شده NSGA است که خصوصیات منفی الگوریتم پایه (مانند پیچیدگی محاسباتی، نبود رهبری در جمعیت و نیاز به پارامتر اشتراکی) را ندارد.

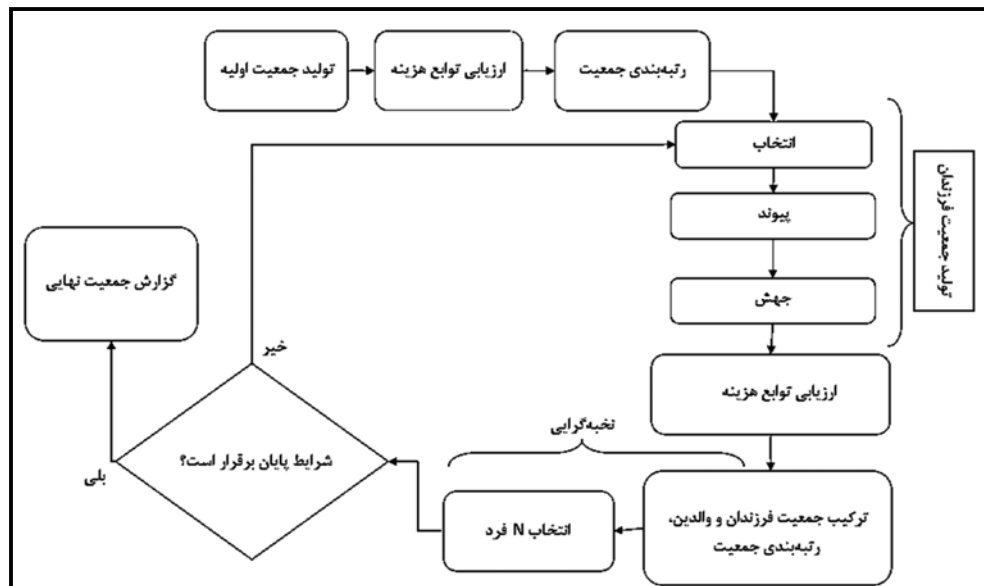
تشریح الگوریتم NSGA-II

یکی از روش‌های ایجاد تنوع در جمعیت در بهینه‌سازی تکاملی چندگانه بر مبنای مفهوم جبهه پارتو روش NSGA-II می‌باشد. این روش مشکل همگرایی زودرس الگوریتم ژنتیک با ارزیابی برداری^۵ را نخواهد داشت. در این روش، به محض مشاهده بروز چندین کپی از یک فرد خوب در جمعیت، مقادیر تابع مطلوبیت آن‌ها در جهت منفی تغییر می‌کند تا امکان تکثیر این اعضا در نسل بعد کمتر شده و احتمال بروز اعضای جدیدتر یا تنوع بیشتر در نسل افزایش یابد که به آن تکنیک به اشتراک‌گذاری می‌گویند. این امر، نه تنها از همگرایی زودرس جلوگیری می‌کند، بلکه نتیجه نهایی در نسل تکامل یافته آخر، حاوی تعداد بیشتری از اعضای مجموعه جبهه پارتو خواهد بود [۱۷].

تولید جمعیت اولیه مانند الگوریتم ژنتیک معمول است. انتخاب جمعیت جدید در هر گام این روش بر اصل غلبگی استوار بوده و با استفاده از نخبه‌گرایی و رتبه‌بندی جمعیت در هر گام حل، الگوریتم بهترین جواب‌های غیرچیره^۶ را برگزیده و به گام بعد می‌رود. هم‌چنین جهت رعایت توزیع مناسب چگالی جواب‌ها در این الگوریتم، از مفهومی با عنوان فاصله ازدحام^۷

دنبال کنند. این روش در صورتی قابل توجیه است که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک‌های حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد، بنابراین حالت‌های p, q, r در حلقه درونی باید خیلی سریع‌تر از حالت‌های φ, α, β در حلقه بیرونی باشند [۱۹]. با توجه به این‌که سیستم کنترل وسیله پرنده از نوع سرش برای گردش است، ورودی فرمان برای φ_c برابر صفر خواهد بود. نمودار شماتیک سیستم کنترل در شکل ۲ آمده است.

نمونه خاصی از خطی‌سازی پس‌خورده است. فرآیند طراحی در این روش را می‌توان به دو حلقه کنترلی تقسیم کرد. در حلقه بیرونی کنترل‌کننده‌ای برای کنترل حالت‌های آهسته سیستم یعنی زاویه حمله، زاویه سرش جانبی و زاویه رول (φ, α, β) طراحی می‌شود و فرض بر این است که حالت‌های سریع یعنی سرعت‌های زاویه‌ای p, q, r مقادیر ورودی کنترل هستند. بعد از طراحی کنترل‌کننده حالت‌های آهسته در حلقه بیرونی، کنترل‌کننده حلقه درونی به طور مجزا طراحی می‌شود تا حالت‌های سریع p, q, r مسیرهای ورودی کنترل حلقه بیرونی را با بکارگیری ورودی‌های کنترل واقعی، یعنی بالک‌ها،



شکل ۱- فلوچارت عملکرد الگوریتم NSGA-II.

وسیله پرنده هستند، یعنی هر وسیله پرنده طوری طراحی می‌شود که محدوده‌ای از ضرایب بار را تحمل نماید و اعمال هر شتابی بیش از مقادیر مجاز به تغییر شکل یا شکست سازه‌ای منجر خواهد شد. به علاوه، سیستم پیشران وسیله پرنده و قابلیت‌های آیرودینامیکی آن مقدار مشخصی دارند که در رژیم‌های پروازی مختلف متغیر هستند [۵]. به همین دلیل در تحقیق حاضر، به جای اعمال قید شتاب فرمان فرمان با مقدار ثابت، محدوده تغییرات حداکثر شتاب فرمان، با لحاظ نمودن پاکت پروازی، به صورت تابعی از شرایط پروازی محاسبه شده و در حلقه هدایت استفاده می‌شود. شرایط پروازی شامل سرعت و

خروجی الگوریتم هدایت از نوع شتاب است که در سیستم مختصات NED^{۱۱} تولید می‌شود. به منظور ترجمه این فرامین به ورودی‌های مناسب برای سیستم کنترل‌کننده به یک بخش یکپارچه‌ساز نیاز است. این بخش فرامین شتاب را به سیستم مختصات بدنه منتقل کرده و زوایای حمله و سرش مورد نظر را استخراج می‌کند.

مشخصات عملکردی وسیله پرنده

همان‌طور که می‌دانیم خروجی سیستم هدایت در موشک‌های تاکتیکی، فرمان شتاب است. از طرفی شتاب قائم و عرضی از پارامترهای مهم در محاسبات عملکردی و سازه‌ای هر

که در آن چگالی هوا، ρ ، سرعت پروازی، S ، سطح مرجع، C_{Lmax} حداکثر ضریب برا و C_{Ymax} حداکثر ضریب نیروی جانبی است. قیود دیگری نیز مانند اشباع در عملگرها و نرخ زوایای اوایلر مطلوب حلقه داخلی کنترل پرواز اعمال شده است. عملگرها دارای دینامیک ایده‌آل فرض شده‌اند و اشباع فقط در اندازه انحراف آن‌ها در نظر گرفته شده است. مقدار حداکثر انحراف برای بالک‌های کنترلی ۲۵ درجه است. نرخ زوایای اوایلر مطلوب حلقه داخلی کنترل پرواز، براساس الزامات وسیله پرنده، دارای اشباع با اندازه 80° درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

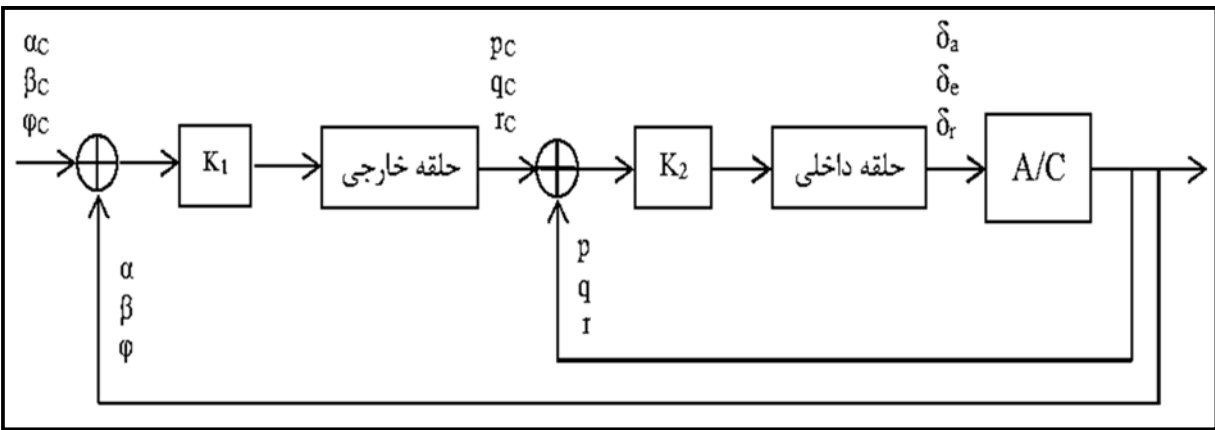
$$n_{Ymax} = \frac{\rho V^2 S C_{Ymax}}{2mg}$$

ارتفاع پروازی هستند. بنابراین، شتاب پرنده بدون در نظر گرفتن محدودیت‌های سازه‌ای به این صورت به دست می‌آید:

$$n_{Zmax} = \frac{\rho V^2 S C_{Lmax}}{2mg} \quad (2)$$

بنابراین شتاب قائم پرنده به صورت تابعی از ارتفاع، سرعت، نیروی رانش و جرم پرنده به دست می‌آید. به همین ترتیب برای شتاب عرضی نیز داریم:

$$n_{Ymax} = \frac{\rho V^2 S C_{Ymax}}{2mg} \quad (3)$$



شکل ۲- نمودار بلوکی وارون دینامیک با دو حلقه پس‌خورد

شرایط پروازی و درگیری برحسب فاصله پرنده تا هدف (r) و حاصل $V_m \times \rho$ است. متغیر V_m سرعت پرنده و ρ چگالی هواست که به نوعی تفسیری از فشار دینامیکی است. به این ترتیب، مانند شکل ۳ در صفحه $(r$ و $V_m \times \rho)$ تعداد شانزده نقطه انتخاب شده است. برای هر یک از این شانزده نقطه، مقادیر بهینه پارامترهای K_1 و K_2 به دست می‌آید. یعنی در مجموع، بردار طراحی مساله بهینه‌سازی دارای ۳۲ عضو است. محدوده مقادیر K_1 مابین عدد ۳ و ۱۰ و مقادیر K_2 مابین ۰ تا ۲ در نظر گرفته شده است. پارامترهای هدایت برای این نقاط در طول پرواز در بازه‌ای مشخص تنظیم می‌شوند. این کار در هر بار تکرار بروز رسانی شده و پرواز کلید می‌خورد. پس از اتمام شبیه‌سازی، برآوردی از توابع معیار به عمل آمده و نتیجه در مقابل نتایج دیگر مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. قید عملکردی پرنده نیز به‌گونه‌ای اعمال شده است که اگر فرمان هدایت از

قانون هدایت بهینه توسعه داده شده

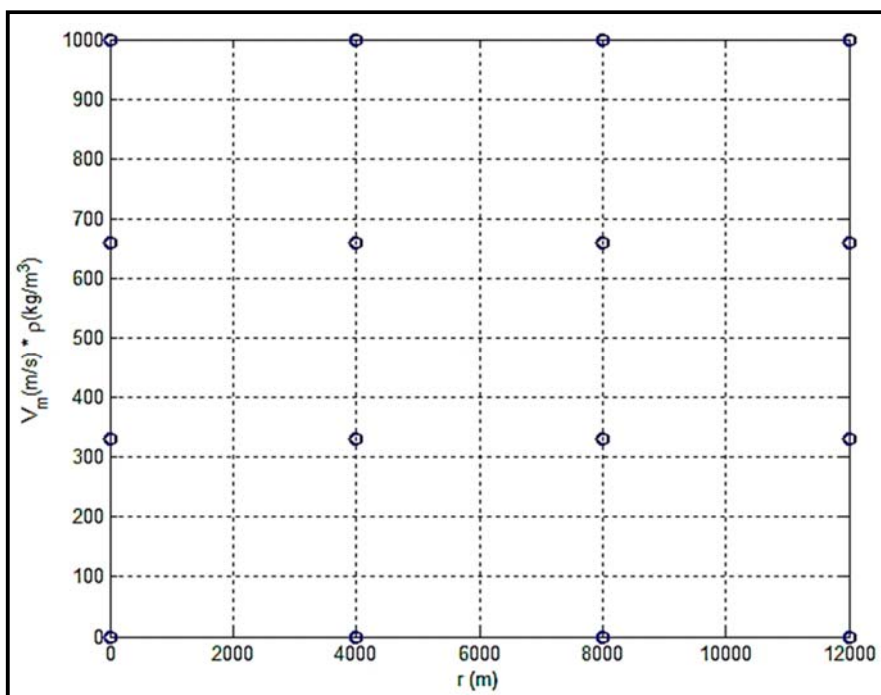
همان‌گونه که اشاره شد، هدایت ناوبری تناسبی افزوده، الگوریتم پایه منتخب برای توسعه قانون هدایت تناسبی افزوده بهینه شده یا به اختصار OAPN^{۱۲} است. در این روش، پارامترهای هدایت به عنوان متغیرهای تصمیم‌گیری انتخاب می‌شوند و معیارهای بهینگی حداقل نمودن زمان پرواز (t_f)، حداکثر شتاب فرمان ($n_c max$) و خطای فاصله (MD) است. بنابراین، روابط شتاب فرمان قانون هدایت OAPN به صورت زیر است.

$$n_c|_{APN} = K_1 \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{V}_c}{r^2} \times \mathbf{V}_m + K_2 \mathbf{n}_T \quad (4)$$

تنظیم پارامترهای تصمیم‌گیری در چندین سناریوی درگیری و شرایط پروازی صورت می‌گیرد. تنظیم پارامترها در

خود این سری از نقاط تصمیم‌گیری حذف شوند.

مرز عملکرد پرنده عبور کند، کل توابع معیار با عدد بزرگی مانند 10^6 جمع می‌شوند. این کار باعث می‌شود که خود به



شکل ۳- نقاط تصمیم‌گیری در صفحه شرایط پروازی

شتاب هدف به مولفه‌های عرضی و قائم است. برای هریک از سناریوهای درگیری الگوریتم بهینه‌سازی پنج بار تکرار گرفته شده و مجموعه شبیه‌سازی‌ها تکمیل شده است.

بنابراین، جدولی برای شرایط درگیری مختلف اعم از شتاب مانور و سرعت هدف، فاصله و حاصل $V_m \times \rho$ سری پارامترهایی به دست آمده و جدول انتخاب بهره تشکیل شده است. پس از تکمیل جدول بهره برای شرایط درگیری مختلف، مقادیر نزدیک بهینه برای طیف متنوعی از شرایط درگیری استخراج شده است. سرعت هدف تأثیر زیادی در سناریوهای درگیری دارد. چرا که دو پارامتر تأثیرگذار در مسیر پرواز هدف، سرعت و شتاب آن است. هر کدام از سناریوهای درگیری برای سه سرعت مختلف (۲۰۰ متر بر ثانیه، ۲۷۰ متر بر ثانیه و ۳۹۰ متر بر ثانیه) انجام شده‌اند. شکل ۴ نمودار جبهه پارتو سناریوی درگیری چهارم برای هدفی با سرعت ۲۷۰ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. الگوی انتخاب نقطه بهینه بر اساس کمینگی حداکثر

الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی NSGA-II برای انتخاب مقادیر بهینه پارامترهای کنترلی به‌کارگرفته شده است. الگوریتم حاضر شبیه‌سازی‌های متعددی را برای نزدیکی به مقادیر بهینه در یک سناریو انجام می‌دهد. ایده‌ای که وجود دارد این است که اگر برای تعدادی سناریو و شرایط درگیری مقادیر بهینه استخراج شوند، می‌توان با استفاده از داده‌های موجود جدول انتخاب بهره‌ای را طرح نمود که برای مقادیر میانی و خارجی شرایط درگیری، پارامترهای کنترلی جدید را انتخاب نمود. یعنی برای سناریوهای درگیری دیگر، از طریق میان‌یابی و برون‌یابی مقادیری بدست می‌آیند که نزدیک به بهینه خواهند بود.

سناریوهای درگیری

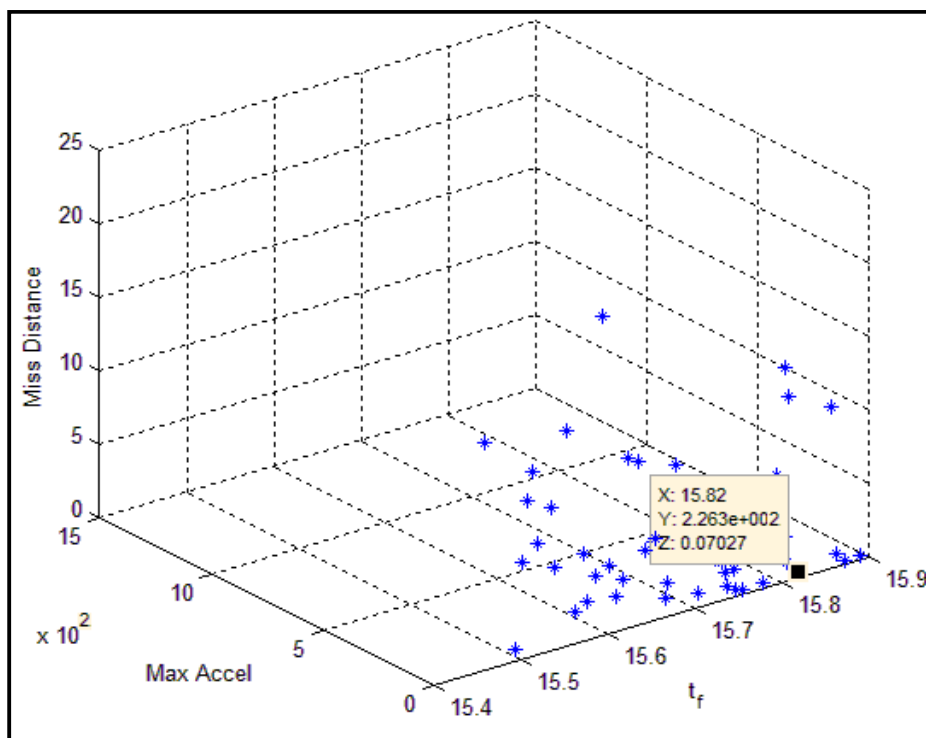
به منظور تنظیم جدول انتخاب بهره، پنج سناریوی درگیری طراحی شده است (جدول ۱). دیدگاهی که در طرح-ریزی سناریوهای درگیری وجود دارد، مبتنی بر تقسیم‌بندی

شتاب با در نظر گرفتن کمتر بودن خطای فاصله از ۰/۵ متر است.

بنابراین، جدولی برای شرایط درگیری مختلف اعم از شتاب مانور و سرعت هدف، فاصله و حاصل $V_m \times p$ سری پارامترهایی به دست آمده و جدول انتخاب بهره تشکیل شده است. پس از تکمیل جدول بهره برای شرایط درگیری مختلف، مقادیر نزدیک بهینه برای طیف متنوعی از شرایط درگیری استخراج شده است. سرعت هدف تاثیر زیادی در سناریوهای درگیری دارد. چرا که دو پارامتر تأثیرگذار در مسیر پرواز هدف، سرعت و شتاب است.

جدول ۱- سناریوهای درگیری

سناریوی اول	هدف غیر مانوری
سناریوی دوم	4g عمودی
سناریوی سوم	8g عمودی
سناریوی چهارم	4g افقی
سناریوی پنجم	8g افقی



شکل ۴- جبهه پارتو سناریوی درگیری چهارم با سرعت ۲۷۰ متر بر ثانیه و نقطه بهینه انتخاب شده برای آن

فاصله از هدف	حاصل ضرب $V_m \times p$			
	۲۰۰	۴۶۰	۷۴۰	۱۰۰۰
۰	۳/۳۸۶۴۷۲	۳/۱۸۳۵۳۷	۹/۶۸۸۰۴۹	۶/۶۷۶۴۹۷
۴۰۰	۸/۲۹۳۷۷۸	۷/۱۲۸۷۲۸	۸/۱۷۲۳۳۹	۵/۲۳۵۹۱۹
۸۰۰	۸/۹۳۶۹۰۹	۶/۴۵۵۵۲۸	۳/۸۰۳۸۴۷	۸/۶۸۵۹۰۷
۱۲۰۰	۷/۶۶۷۸۰۴	۵/۶۷۲۴۸۲	۸/۰۳۱۶۶۳	۵/۹۳۰۳۹۵

جدول ۳- مقادیر بهینه متغیر طراحی K_2 در قانون هدایت OAPN

هر کدام از سناریوهای درگیری برای سه سرعت مختلف (۲۰۰ متر بر ثانیه، ۲۷۰ متر بر ثانیه و ۳۹۰ متر بر ثانیه) انجام شده‌اند. شکل ۴ نمودار جبهه پارتو سناریوی درگیری چهارم برای هدفی با سرعت ۲۷۰ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. الگوی انتخاب نقطه بهینه بر اساس کمینگی حداکثر شتاب با در نظر گرفتن کمتر بودن خطای فاصله از ۰/۵ متر است. جدول ۲ و جدول ۳ یکی از جداول بهره را برای بهره K_1 و K_2 در برابر هدف غیرمانوری و سرعت ثابت نشان می‌دهد.

جدول ۲- مقادیر بهینه متغیر طراحی K_1 در قانون هدایت OAPN

قانون هدایت OAPN جدول ۵ آمده است. بر خلاف قوانین هدایت ناوبری تناسبی افزایش یافته خطای فاصله در درگیری با اهداف مختلف در حد قابل قبولی باقی می‌ماند. باید توجه داشت که مقادیر خطای به دست آمده برای قانون هدایت توسعه داده شده، مقادیر کمینه نیستند. بلکه قانون توسعه یافته برای سناریوهای درگیری دیگری جز سناریوهای استفاده شده برای تنظیم مقادیر تصمیم‌گیری، مقادیری نزدیک به بهینه خواهند بود. بدین ترتیب چنانچه سناریوهای تنظیمی بیشتری انتخاب شود، عملکرد OAPN باز هم ارتقا خواهد یافت. در مجموع، از نتایج شبیه‌سازی قانون هدایت در برابر درگیری با اهداف مختلف می‌توان گفت که قانون هدایت OAPN بهینه بهتر از قانون پایه ناوبری تناسبی افزایش یافته عمل می‌کند.

جدول ۴- سناریوهای درگیری تکمیلی

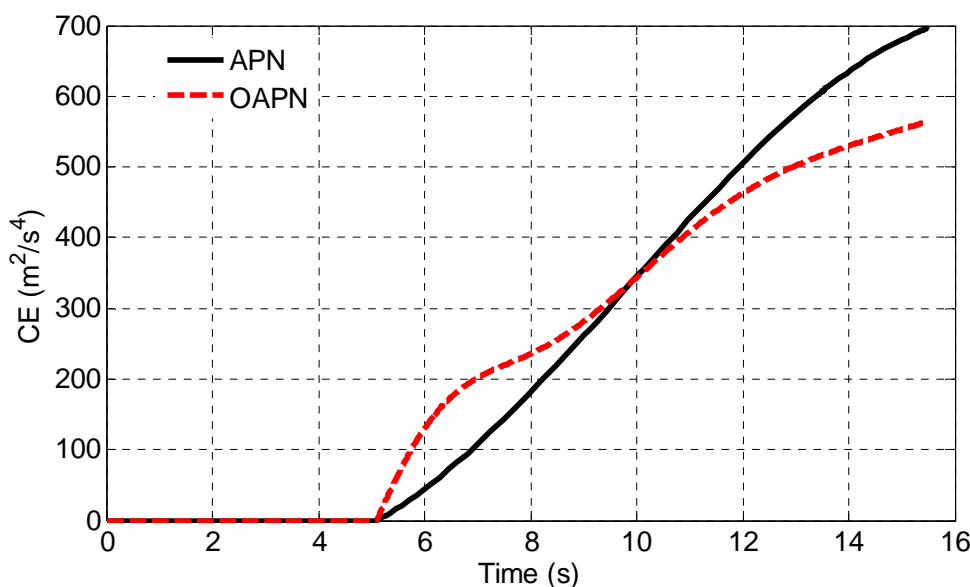
سرعت (m/s)	شتاب مانور (m/s ²)	سناریو
۲۱۰	شتاب قائم 6g	سناریو ۶
۱۵۰	شتاب عرضی 2g و شتاب قائم 6g	سناریو ۷
۹۰	مانور سینوسی	سناریو ۸

فاصله از هدف	حاصل ضرب $V_m \times \rho$			
	۲۰۰	۴۶۰	۷۴۰	۱۰۰۰
۰	۰/۱۱۱۸۶۵	۱/۱۶۹۹۹۹	۰/۵۹۷۶۵۵	۰/۸۱۹۱۲۵
۴۰۰۰	۱/۱۷۲۱۷۹	۰/۶۳۱۲۴۳	۰/۲۹۴۷۱۷	۱/۹۸۳۰۵۹
۸۰۰۰	۰/۲۱۴۹۸۶	۰/۶۶۸۵۱۴	۰/۰۷۵۹۱۸	۱/۸۴۴۸۱۳
۱۲۰۰۰	۰/۷۴۶۲۸۴	۱/۹۷۸۳۲۱	۱/۰۸۶۹۱۲	۱/۱۲۶۶۳۳

ارزیابی عملکرد قانون هدایت OAPN

پس از تکمیل جدول انتخاب بهره، عملکرد قانون هدایت OAPN در سناریوهای درگیری دیگری به جز سناریوهای درگیری تنظیم شده مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. یعنی سرعت و شتاب هدف در سناریوهای جدید با سناریوهای تنظیمی متفاوت هستند. مشخصات سناریوهای درگیری استفاده شده در فرایند صحنه‌گذاری در جدول ۴ آمده است.

در شکل ۵ تغییرات زمانی تلاش کنترلی، که انتگرال زمانی مجذور فرمان شتاب هدایت است، در هر دو الگوریتم APN و OAPN ترسیم شده است. تلاش کنترلی هرچند در زمان‌های پرواز کم معیار تعیین‌کننده نیست، اما مقدار نهایی آن در OAPN کوچکتر است. مشاهده می‌شود که OAPN توانایی درگیری با طیف متنوعی از اهداف را دارد. مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌ها برای قوانین APN با ضریب ناوبری مؤثر ۵ و



شکل ۵- مقایسه تغییرات زمانی تلاش کنترلی در سناریوی ۸

جدول ۵- مقایسه نتایج عملکرد قانون هدایت APN و OAPN

حداکثر شتاب (g)		زمان پرواز (s)		خطای فاصله (m)		
OAPN	APN	OAPN	APN	OAPN	APN	
۲۲/۵	۲۵/۳	۱۵/۹۸	۱۵/۹۵	۰/۴	۳/۳	سناریوی ۶
۲۳/۶	۲۷/۱	۱۸/۸۴	۱۷/۲۴	۰/۸	۳/۱۵	سناریوی ۷
۲۱/۹	۲۶/۱	۱۸/۲۸	۱۵/۵۱	۰/۷۲	۱/۹۶	سناریوی ۸

نتیجه‌گیری

هدف تحقیق حاضر توسعه قانون هدایت با ملاحظات عملکردی وسیله پرنده یا به عبارت دیگر، لحاظ نمودن قابلیت‌های عملکردی و مانوری وسیله پرنده در فرایند تولید قوانین هدایتی است. از نکات مهم این تحقیق این است که قید حداکثر شتاب فرمان را به صورت ثابت اعمال نمی‌کند و آن را تابعی از قابلیت‌های عملکردی در شرایط پروازی انتخاب می‌کند. پارامترهای کنترلی حلقه هدایت تناسبی افزوده با استفاده از الگوریتم تکاملی NSGA-II در حضور دینامیک شش درجه آزادی غیرخطی وسیله پرنده و سیستم کنترل بهینه‌سازی شدند. به این ترتیب، جداول انتخاب بهره برای شرایط درگیری مختلف با استفاده از شبیه‌سازی‌های شش‌درجه آزادی تشکیل شد. در نهایت، به صحت‌سنجی، عملکرد و مقاومت قانون هدایت توسعه داده شده پرداخته شد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که قانون توسعه داده شده عملکرد بهتری نسبت به قوانین هدایت پایه خود دارد.

پی‌نوشت

- 1- Stochastic Linearization
- 2 Particle Swarm Optimization (PSO)
- 3 Non-Dominated Sort Genetic Algorithm
- 4 -Pareto Optimal Front
- 5- Vector Evaluated Genetic Algorithm (VEGA)
- 6- Non-Dominated Solution
- 7- Crowding Distance
- 8- Skid-To-Turn (STT)
- 9- Bank-To-Turn (BTT)
- 10- Dynamic Inversion
- 11- North-East-Down
- 12- Optimized Augmented Proportional Navigation

منابع و مراجع

- [2] Cottrell R.G., *Optimal intercept guidance for short-range tactical missiles*, AIAA Journal, Vol. 9, No. 7, pp. 1414-1415, 1971.
- [3] Levinson S., Weiss H., Ben-Asher J. Z., *Trajectory shaping and terminal guidance using linear quadratic differential games*, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, 2002.
- [4] Packard A., *Saturation and anti-windup strategies*, ME 132, Spring 2005, UC Berkeley.
- [5] McAtee T. P., *Agility-its nature and need in the 1990s*, 31th Symposium Proceedings, Society of Experimental Test Pilots, September, 1987.
- [6] Shinar J., Shima T., *Non-orthodox guidance law development approach for intercepting maneuvering targets*, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamic, Vol. 25, No.4, 2002, pp.658-666.
- [۷] عزیزی امیر، کریمی جلال، ساداتی سیدحسین، توسعه قانون هدایت بدون اشباع موشک مبتنی بر قانون هدایت ناوبری تناسبی، سیزدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه تهران، دانشکده علوم و فنون نوین، اسفند ۱۳۹۲.
- [8] Raghunathan T., Pradeep S, *A differential evolution tuned optimal guidance law*, 15th control & automation conference, Greece, 2007.
- [9] Zarchan P., *Tactical and strategic missile guidance, Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 199, Fourth Ed., AIAA, Reston, Virginia, 2001.
- [10] Gyorgy H., Tal S., Haim W., *Analog guidance law without bounded acceleration command*, Conference on Decision and Control, Maui, Hawaii USA, December 2003.
- [11] Chun L. L., *On the design of a fuzzy PD-based missile guidance law*, IEEE, 4th International Conference on Control and Automation, Vol. 10, No. 12, pp. 7-11, 2003.
- [12] Chun L. L., Tzu C. K., Meng T. W., *Design of a fuzzified terminal guidance law*, International Journal of Fuzzy Systems, Vol. 9, No. 2, pp. 110-115, 2007.
- [13] Chen C. H., Liang Y. W., Liaw D. C., Chang S. T., Xu S. D., *Design of midcourse guidance laws via a combination of fuzzy and SMC approaches*, International Journal of Control, Automation and Systems, Vol. 8, No. 2, pp. 272-278, 2010.
- [14] Labeed H., Sadati S. H., Karimi J., *An optimal fuzzy logic guidance law using particle swarm*
- [1] Brian E. R., Justin M. L., Ron Y. P., *Tuning missile guidance and control algorithms*, Johns Hopkins APL Technical Digest, Vol. 29, 2010.

- [17] Deb. K., Pratap A., Agarwal S., Meyarivan T., *A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II*, IEEE Transactions on Evolutionary Computation, Vol. 6, No. 2, 2002.
- [۱۸] عاروان محمدرضا، ازگلی سجاد، مدل‌سازی و شبیه‌سازی سامانه‌های متحرک، انتشارات یامهدی، ۱۳۸۹.
- [19] Enomoto K., *A Study on the dynamic inversion method with nonlinear function considering saturation*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Toronto, Canada, 2010.
- optimization*, International Journal of Computer Applications, Vol. 69, No.3, May 2013.
- [15] Wang H., Defu L., Zaikang Q., Zhang D., *Time-varying optimal augmented proportional navigation and miss distance closed-form solutions*, Infrared and Laser Engineering, Vol. 42, No. 3, pp. 692-698, 2013.
- [16] Shneydor N., *Missile guidance and pursuit: kinematics, dynamics and control*, Horwood Publishing, 1998.