نشریه مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، شماره پیاپی ۹۵، جلد ۵۱، شماره ۲، تابستان، ۱۴۰۰، صفحه ۱۹۷-۲۰۳ – پژوهشی کامل - DOI: 10.22034/jmeut.2021.11064

طراحی الگوریتم هدایت ترکیبی بهینه سه‌بعدی با استفاده از سوییچ فازی

سعید محمدنژاد دانشجوی دکترا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، saeid.mohamadnejad@gmail.com

جلال کریمی* استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، karimi_j@mut.ac.ir

چکیده

در تحقیق حاضر، یک قانون هدایت ترکیبی بهینه جدید مبتنی بر قوانین هدایت کلاسیک و روش فازی توسعه داده شده است. در فاز میانی هدایت از قانون هدایت خط دید بهینه‌سازی شده استفاده شده است و در فاز نهایی از روش ناوبری تناسبی بهره گرفته می‌شود. به منظور سوییچ هموار بین دو فاز میانی و نهایی از یک سیستم فازی بهینه توسعه شده است. برای این منظور یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری تشکیل شده و شرایط سوییچ بهینه در شرایط ماموریتی مختلف استخراج شده است. دو روش بهینه‌سازی اکتشافی چندمعیاره موجود برای بهینه‌سازی سوییچ فازی بررسی شده و روش بهینه‌سازی جستجوی گرانشی چند معیاره بر پایه مرتب‌سازی نامغلوب به دلیل زمان محاسباتی پایین‌تر آن انتخاب شده است. یک بانک اطلاعاتی از موقعیت‌های سوییچ بهینه در سناریوهای پروازی مختلف استخراج شده و از طریق آن، برنامه سوییچ بهینه برای کلیه سناریوهای ماموریتی قابل استخراج است. به علاوه، ناحیه ماموریتی پرنده برای اهداف غیرمانوری و مانوری استخراج شده است. از مزایای سیستم هدایت ارائه شده این است که در حضور دینامیک کامل شش درجه آزادی غیرخطی پرنده طراحی شده و عملکرد آن از طریق شبیه‌سازی سناریوهای درگیری مختلف ارزیابی شده است. نتایج حاصله از شبیه‌سازی سناریوهای پروازی مختلف، نشان‌دهنده‌ی عملکرد مطلوب روش ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی : هدایت ترکیبی، هدایت فرمان به خط‌دید، هدایت ناوبری تناسبی، سوئیچ فازی، بهینه‌سازی چندمعیاری.

Designing 3D Optimal Hybrid Guidance Algorithm with Fuzzy Switch

S. Mohammadnejad Department of Aerospace Engineering, MalekAshtar University of Technology, Tehran, Iran

J. Karimi Department of Aerospace Engineering, MalekAshtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

In current research, a new optimal hybrid guidance law is developed based on classic guidance laws and fuzzy control approach. An optimized line of sight guidance law is designed for the midcourse phase. Proportional navigation method is also used for terminal phase. In order to smoothly switching between midcourse and terminal phases, an optimal fuzzy approach is developed. Two excising multi-objective heuristic optimization algorithms are evaluated for optimal fuzzy switch problem and the non-dominated sorting gravitational search algorithm is chosen due to its less computational run time. A data bank of optimal switching conditions in several flight scenarios is derived and based on these optimal points, the optimal switching plan is derived for all missions. Also, the practical zone is determined. The advantage of the proposed approach is that it has been derived in presence of vehicle full nonlinear dynamic model. Different scenarios simulation results revealed the desirable performance of the proposed approach.

Keywords: Hybrid guidance, Line of sight guidance, Proportional navigation, fuzzy switch, multi-objective optimization.

۱- مقدمه

با توسعه روش‌های کنترل پیشرفته، در حوزه هدایت ترکیبی کارهای مختلفی انجام شده که در ادامه به برخی از آنها پرداخته می‌شود. در مرجع [۱] یک نوع هدایت ترکیبی مبتنی بر هدایت فرمان به خط دید (برای فاز میانی) و ناوبری تناسبی (برای فاز نهایی) با هدف کاهش فاصله ازدست‌دهی و افزایش اثربخشی وسیله پرنده ارائه شده است. در طراحی الگوریتم هدایت خط دید، با هدف حداقل کردن فاصله ازدست‌دهی و بهبود دقت برخورد، بهره‌های حلقه هدایت با استفاده از الگوریتم برنامه‌ریزی دنباله‌ای درجه دوم بهینه شده‌اند. برای سوییچ از فاز میانی به فاز نهایی، استراتژی خاصی در نظر گرفته نشده است و پرنده به‌صورت بلادرنگ الگوریتم هدایت را تغییر می‌دهد. در مرجع [۲] یک روش هدایت ترکیبی مبتنی بر هدایت خط‌دید (برای فاز میانی) و هدایت آشیانه‌یاب مادون قرمز (برای فاز نهایی) برای یک پرنده‌ی برد کوتاه طراحی شده است. یک حسگر موقعیت جهت استخراج راستای دماغه بر روی پرنده نصب شده است. با استفاده از اطلاعات این حسگر، رادار هدایت سایت زمینی همواره می‌تواند راستای هدف را یافته و در نهایت آنرا کشف کند. در خلال فاز میانی هدایت، پس از این‌که جستجوگر پرنده با موفقیت بر روی هدف قفل کرد، هدایت خط‌دید به هدایت آشیانه‌یاب سوئیچ می‌کند. در این سیستم تمهیدی اندیشیده شده تا در صورت شکست قفل جستجوگر، هدایت پرنده توسط قانون هدایت خط‌دید انجام گیرد. در واقع، هدایت خط‌دید به عنوان پشتیبان هدایت فاز نهایی به‌کار گرفته می‌شود. محاسبه فرامین هدایت در این مقاله نیازمند اندازه‌گیری زاویه حمله و تخمین زمان باقیمانده تا رسیدن به هدف است.در مرجع [۳] یک فرمول هدایت بر اساس هدایت تناسبی برای هر دو فاز میانی و نهایی ارائه

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: karimi_j@mut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۸/۰۴/۰۹
تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۶/۱۰

شده است. سپس، با در نظر گرفتن شرایط حداکثر سرعت پرنده در انتهای فاز میانی و همچنین صفر شدن زاویه حمله در انتهای این فاز، با استفاده از فرضیه کنترل بهینه، فرمول مورد نظر بهینه شده و در نتیجه یک رابطه برای شتاب جانبی بهینه پرنده ارائه شده است. استراتژی درنظر گرفته شده به این صورت است که هدایت میانی سعی در صفر نگه‌داشتن خطای دماغه جهت انتقال هدایت از فاز میانی به فاز نهایی را دارد. رابطه به‌دست آمده از این روش، پرنده را در هر دو فاز میانی و نهایی به سمت هدف هدایت می‌کند و یک مسیر بهینه پروازی برای داشتن حداکثر سرعت و زاویه حمله صفر در انتهای فاز میانی تولید می‌کند. در مرجع [۴] یک قانون هدایت ترکیبی برمبنای هدایت خطدید با زاویه تقدم در فاز میانی و هدایت خطدید خالص در فاز نهایی طراحی شده است. براساس روش به‌کار گرفته شده در این تحقیق زاویه تقدم با تخمین مسیر هدف محاسبه می‌شود. پرنده در فاز میانی جلوتر از راستای خطدید سایت زمینی و هدف پرواز می‌کند. پس از سوئیچ هدایت و ورود به فاز نهایی، پرنده بر اساس قانون خطدید هدایت می‌شود. در این مرجع، جهت سوئیچ هدایت از فاز میانی به فاز نهایی از یک سوئیچ فازی استفاده شده است. پارامترهای این سوئیچ که شامل زمان سوئیچ می‌باشد، توسط یک الگوریتم بهینه‌سازی استخراج گردیده است. در مرجع [۵] مبتنی بر روش ناوبری تناسبی، یک سیستم هدایت فازی ترکیبی دو مرحله‌ای برای درگیری با اهداف مانوری ارائه شده است. در ادامه این تحقیق، این سیستم فازی در مرجع [۶] با استفاده از روش بهینه‌سازی گروه ذرات بهینه‌سازی شده است. در مرجع [۷] به منظور بهبود دقت تخمین فاصله و ارضای قید زاویه برخورد از یک قانون هدایت دو مرحله‌ای شامل یک مرحله مشاهده و یک مرحله حمله استفاده شده است. در مرجع [۸] یک قانون هدایت ترکیبی دو مرحله-ای نزدیک بهینه برای برخورد به هدف ماورای صوت ارائه شده است.

در تحقیق حاضر از ایده‌ی هدایت ترکیبی خطدید در فاز میانی و هدایت تناسبی در فاز نهایی استفاده شده است. یک سوئیچ تدریجی فازی بهینه جهت انتقال فاز هدایت طراحی و پیاده‌سازی شده است. در نهایت، عملکرد و قابلیت سیستم در سناریوهای مختلف پروازی و در حضور تندباد ارزیابی شده است.

در ادامه، در بخش ۲ مدل دینامیکی و سیستم کنترل پرنده ارتقاء یافته توضیح داده شده است. طراحی قانون هدایت ترکیبی در بخش ۳ آمده است. بهینه‌سازی سوییچ هدایت ترکیبی در بخش ۴ تشریح شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی الگوریتم هدایت در بخش ۵ آمده است. نتایج و پیشنهادات در بخش ۶ ارائه شده است.

۲- مدل دینامیکی

به عنوان مدل دینامیکی، از معادلات شش درجه آزادی غیرخطی با لحاظ نمودن مدل غیرخطی کامل مشخصات آیرودینامیکی، پیشرانش و جرمی استفاده شده است [۹] و [۱۰]:

$$\dot{u} = vr - wq + \left(-mg\sin(\theta) + F_{Ax} + F_{Tx}\right)/m \qquad (۱)$$

$$\dot{v} = -ur + wp + \left(\mathrm{mg}\sin(\varphi)\cos(\theta) + F_{Ay} + F_{Ty}\right)/m \qquad (۲)$$

$$\dot{w} = uq - vp + \left(\mathrm{mg}\cos(\varphi)\cos(\theta) + F_{Az} + F_{Tz}\right)/m \qquad (۳)$$

$$\dot{p} = l / I_x \qquad (۴)$$

$$\dot{q} = \left(\left(\mathrm{I_z} - \mathrm{I_x}\right)pr + M\right)/\mathrm{I_y} \qquad (۵)$$

$$\dot{\mathrm{r}} = -\left(\left(\mathrm{I_y} - \mathrm{I_x}\right)pq - n\right)/\left(\mathrm{I_z}\right) \qquad (۶)$$

$$\dot{\varphi} = p + q\sin(\varphi)\tan(\theta) + r\cos(\varphi)\tan(\theta) \qquad (۷)$$

$$\dot{\theta} = q\cos(\varphi) - r\sin(\varphi) \qquad (۸)$$

$$\dot{\psi} = \left(q\sin(\varphi) + r\cos(\varphi)\right)/\cos(\theta) \qquad (۹)$$

که در آن، m جرم، F_A و F_T بردار نیروهای آیرودینامیکی و پیشرانش در دستگاه مختصات بدنه، φ، θ، ψ زوایای اویلر، p، q، r سرعت‌های زاویه‌ای، u، v، w سرعت‌های خطی، I ممان اینرسی، M، l و n ممان‌های آیرودینامیکی هستند. بردار نیروی پیشرانش شامل دو قسمت بوستر و ساستینیر (ثابت) است که به صورت تابعی از زمان لحاظ شده است. نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی هم با استفاده از جدول ضرایب آیرودینامیکی که تابعی از عدد ماخ، زاویه حمله و زاویه سرش جانبی هستند محاسبه شده‌اند.

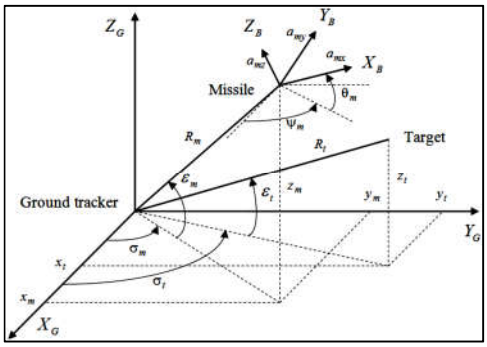
جهت کنترل پرنده، سه کنترل‌کننده خطی مجزا در کانال‌های فراز، سمت و غلت طراحی شده است. در کانال‌های فراز و سمت، ورودی فرمان شتاب جانبی توسط بخش هدایت تولید می‌شود. سیستم کنترل از پسخورد شتاب‌سنج و ژیروسکوپ نرخی استفاده می‌کند.

۳- طراحی قانون هدایت ترکیبی

سیستم هدایت ترکیبی از سه فاز هدایت فاز میانی، فاز سوئیچ هدایت و فاز هدایت نهایی تشکیل شده که این فازها در ادامه تشریح می‌شوند.

۳-۱- قانون هدایت فاز میانی

برای طراحی هدایت فازمیانی از قانون هدایت فرمان به خطدید سه‌بعدی استفاده شده است [۱۱] و [۱۲]. در این روش، قوانین هدایت توسط ایستگاه زمینی و براساس موقعیت نسبی پرنده و هدف تولید می‌شوند. با توجه به شکل ۱ که هندسه درگیری هدایت سه نقطه‌ای را نمایش می‌دهد، مولفه‌های فرمان هدایت را می‌توان تعریف نمود. فاصله پرنده تا ایستگاه با R_{M}، فاصله هدف تا ایستگاه با R_{T} و زوایای سمت و فراز به ترتیب با نماد σ و ε نشان داده شده‌اند.



شکل ۱-هندسه درگیری هدایت سه‌نقطه‌ای

مولفه فرمان شتاب جانبی عمود بر صفحه‌ی خط دید، ناشی از اختلاف زاویه‌ای پرنده و هدف در کانال سمت، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$a_{M\sigma} = \left(R_M\ddot{\sigma}_T + 2\dot{R}_M\dot{\sigma}_T\right)\cos\varepsilon_M - 2R_M\dot{\varepsilon}_M\dot{\sigma}_T\sin\varepsilon_M + K_D\dot{h}_\sigma + K_P h_\sigma + \int_0^t K_I h_\sigma(\tau)\,d\tau + 2\sigma_T R_T\frac{d}{dt}\left(\frac{R_M}{R_T}\right) \quad (۱۰)$$

همچنین، مولفه‌ی فرمان شتاب جانبی عمود بر خط دید، در صفحه خط دید، که مربوط به اختلاف زاویه‌ای پرنده و هدف در کانال فراز است، از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$a_{M\varepsilon} = R_M\varepsilon_T + 2\dot{R}_M\dot{\varepsilon}_M + R_M\dot{\sigma}_T^2\sin\varepsilon_M\cos\varepsilon_M + K_D\dot{h}_\varepsilon + K_P h_\varepsilon + \int_0^t K_I h_\varepsilon(\tau)\,d\tau - 2\dot{\varepsilon}_T R_T\frac{d}{dt}\left(\frac{R_M}{R_T}\right) - g\cos\varepsilon_T \quad (۱۱)$$

در روابط فوق، پارامترهای K_I, K_D, K_P ضرایب بهره و h_ε و h_σ فاصله پرنده از خط‌دید در صفحه سمت و فراز و g شتاب جاذبه است. این ضرایب بهره در دقت هدایت خط‌دید و نگه‌داشتن پرنده روی خط‌دید واصل بین سایت زمینی و هدف، موثر می‌باشند. به بیان دیگر، پارامتر h به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$h = \sqrt{h_\varepsilon^2 + h_\sigma^2} \quad (۱۲)$$

و میزان خطای پرنده از خط‌دید در راستای سمت و فراز می‌باشد.

در تحقیق حاضر، مقادیر بهینه ضرایب بهره K_I, K_D, K_P با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با تابع هزینه حداقل فاصله پرنده از پرتو در طول مسیر $J = \min\left(h(t)\right)$ محاسبه شده است. مقادیر ضرایب بهینه در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- مقادیر بهینه ضرایب بهره هدایت میانی

ضرایب بهره هدایت میانی	K_P	K_I	K_D
مقادیر بهینه	۰/۴۵	۰/۲	۰/۳۰

۳-۲- طراحی قانون هدایت فاز نهایی

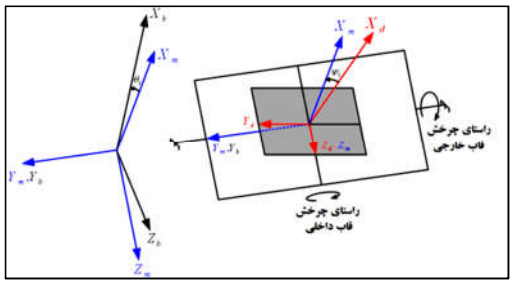
در تحقیق حاضر، طراحی فاز نهایی هدایت بر اساس هدایت تناسبی خالص سه‌بعدی انجام شده است [۱۳]. برای این منظور، لازم است دستگاه مختصات دوربین و ارتباط آن با دستگاه مختصات بدنه و خط‌دید تعریف شود. ارتباط بین دستگاه‌های مختصات دوربین (C) و بدنه پرنده (B) به‌صورت زیر است:

$$[X]^B = [\mathbf{T}]^{BC}[X]^C \quad (۱۳)$$

که ماتریس انتقال بین دو دستگاه ($[\mathbf{T}]^{BC}$) به‌صورت زیر قابل محاسبه است:

$$[\mathbf{T}]^{BC} = [\mathbf{T}(\varphi_1)]^{BB'}[\mathbf{T}(\theta_1)]^{B'M}[\mathbf{T}(\psi_1)]^{MC} \quad (۱۴)$$

دستگاه مختصات دوربین همان دستگاه گیمبال داخلی جستجوگر است که اندازگیری‌ها (زوایای θ_1 و ψ_1) در این دستگاه انجام و به دستگاه بدنه انتقال می‌یابد. زاویه φ_1 زاویه نصب جستجوگر نسبت به بدنه است که در اینجا ۴۵- درجه می‌باشد. لازم به ذکر است که M دستگاه مختصات قاب خارجی و C دستگاه مختصات قاب داخلی جستجوگر است و از آنجاکه دوربین روی قاب داخلی جستجوگر نصب شده، دستگاه قاب داخلی با نام دستگاه دوربین شناخته می‌شود، شکل ۲.



شکل ۲- ارتباط دستگاه‌های مختصات بدنه، قاب خارجی و دوربین

دستگاه دیگری که در سیستم هدایت مورد نیاز است، دستگاه مختصات خط‌دید (L) است. در اینجا با فرض کوچک بودن خطای پردازش تصویر، با تقریب قابل قبولی فرض شده که راستای دوربین نشان‌دهنده خط دید است. قانون هدایت تناسبی خالص در فرم برداری به‌صورت زیر است:

$$[\vec{a}_h]^B = -N[\vec{V}_M]^B \times [\vec{\Omega}]^B \quad (۱۵)$$

که در آن:

$$\vec{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 \\ q_L \\ r_L \end{bmatrix} \quad (۱۶)$$

در رابطه فوق، q_L نرخ چرخش خط دید در کانال فراز و r_L نرخ چرخش خط دید در کانال سمت می‌باشد.

با فرض کوچک بودن زوایای حمله و سرش جانبی، بردار سرعت پرنده در دستگاه بدنه تنها دارای یک مولفه است که از پروفایل سرعت پرنده قابل محاسبه است. نرخ چرخش خط دید در دستگاه بدنه هم از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$[\vec{\Omega}]^B = [T]^{BC}[\vec{\Omega}]^C \quad (۱۷)$$

حال برای فرمان شتاب در دستگاه بدنه خواهیم داشت:

$$\left[\vec{a}_s\right]^B=\begin{bmatrix}0\\ NV_M\left(q_L(\sin\psi_1\sin\theta_1\cos\varphi_1-\cos\psi_1\sin\varphi_1)+r_L\cos\theta_1\cos\varphi_1\right)\\ -NV_M\left(q_L(\sin\psi_1\sin\theta_1\sin\varphi_1+\cos\psi_1\cos\varphi_1)+r_L\cos\theta_1\sin\varphi_1\right)\end{bmatrix} \quad (۱۸)$$

این رابطه با ضریب ناوبری N=4 در شبیه‌سازی سیستم پیاده‌سازی شده است.

۳-۳- طراحی سوییچ فازی

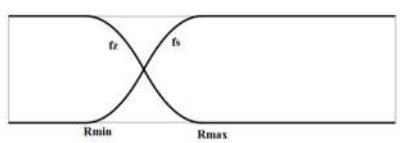
وجود دو فاز هدایتی، با دو قانون هدایت مختلف مستلزم در نظر گرفتن یک فاز شکل‌دهی برای تغییر تدریجی از فاز میانی به فاز نهایی است. برای این منظور، از یک سیستم فازی TSK[1] تک- ورودی تک- خروجی استفاده شده است. سیستم فازی شامل دو تابع عضویت S-Shape و Z-Shape، به ترتیب برای سوئیچ تدریجی از هدایت فاز میانی به هدایت فاز نهایی است که در شکل ۳ نشان داده شده است. ورودی این سیستم فازی، پارامتر فاصله پرنده از هدف (R_{TM}) و خروجی آن دستور شتاب است.

تابع عضویت S-Shape از رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$f_s\left(R_{TM};R_{\min},R_{\max}\right)=\begin{cases}0 & R_{TM}\le R_{\min}\\ 2\left(\dfrac{R_{TM}-R_{\min}}{R_{\max}-R_{\min}}\right)^2 & R_{\min}\le R_{TM}\le\dfrac{R_{\min}+R_{\max}}{2}\\ 1-2\left(\dfrac{R_{TM}-R_{\max}}{R_{\max}-R_{\min}}\right)^2 & \dfrac{R_{\min}+R_{\max}}{2}\le R_{TM}\le R_{\max}\\ 1 & R_{TM}\ge R_{\max}\end{cases} \quad (۱۹)$$

و تابع عضویت Z-Shape از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$f_z\left(R_{TM};R_{\min},R_{\max}\right)=\begin{cases}1 & R_{TM}\le R_{\min}\\ 1-2\left(\dfrac{R_{TM}-R_{\min}}{R_{\max}-R_{\min}}\right)^2 & R_{\min}\le R_{TM}\le\dfrac{R_{\min}+R_{\max}}{2}\\ 2\left(\dfrac{R_{TM}-R_{\max}}{R_{\max}-R_{\min}}\right)^2 & \dfrac{R_{\min}+R_{\max}}{2}\le R_{TM}\le R_{\max}\\ 0 & R_{TM}\ge R_{\max}\end{cases} \quad (۲۰)$$



شکل ۳-توابع عضویت مجموعه‌های فازی

به سادگی می‌توان دید که برای همه مقادیر R_{TM} داریم:

$$f_s\left(R_{TM};R_{\min},R_{\max}\right)+f_s\left(R_{TM};R_{\min},R_{\max}\right)=1$$

پایگاه قوانین به‌صورت زیر است:

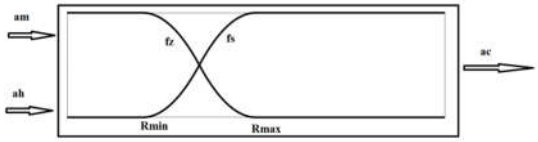
قانون ۱: اگر R_{TM} فاز میانی است آنگاه شتاب فرمان a_m است

قانون ۲: اگر R_{TM} فاز نهایی است آنگاه شتاب فرمان a_h است

فازی‌زدایی خروجی سیستم با روش مرکز جرم انجام شده است. یعنی شتاب فرمان در هر لحظه از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$a_c=a_m f_s\left(R_{TM};R_{min},R_{max}\right)+a_h f_z\left(R_{TM};R_{min},R_{max}\right) \quad (۲۱)$$

براساس این قانون هدایتی، از فواصل دور تا فاصله $R_{\max}$ فرمان هدایت تماماً فرمان شتاب فاز میانی است. در فواصل بین $R_{\max}$ تا $R_{\min}$ شتاب فرمان ترکیبی از شتاب فاز میانی و شتاب فاز نهایی خواهد بود. از فاصله $R_{\min}$ تا لحظه برخورد، فرمان خروجی سیستم شتاب فاز نهایی است. نمودار بلوکی سیستم هدایت فازی ترکیبی در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴-قانون هدایت فازی ترکیبی

لازم به ذکر است که مقادیر $R_{\max}$ و $R_{\min}$ به‌صورت بهینه از طریق یک مساله بهینه‌سازی تعیین خواهد شد.

در ادامه، به منظور استخراج لحظه سوئیچ بهینه بر اساس فاصله نسبی پرنده و هدف با کمک الگوریتم NSGSA، جدولی از سناریوهای درگیری تنظیم شده که توضیح آن در بخش ۴ آمده است.

۳-۴- شکل‌دهی مساله سوییچ بهینه

مهم‌ترین نوآوری مقاله حاضر ارائه راه‌کاری برای استخراج شرایط سوییچ بهینه بین فازهای هدایت در کل سناریوهای عملیاتی وسیله با لحاظ نمودن شرایط پروازی و قیود عملکردی پرنده است. به عبارت دیگر، علاوه بر دینامیک کامل پرنده، سیستم کنترل، عملگرها، دینامیک جستجوگر و کلیه قیود دینامیکی مرتبط با پرنده لحاظ شده است.

مساله بهینه‌سازی سوییچ هدایت به‌صورت یک مساله بهینه‌سازی چندمعیاری شکل داده شده است. تابع هدف کاهش حداکثر شتاب جانبی اعمالی و حداقل نمودن فاصله ازدست‌دهی پرنده است و متغیرهای بهینه‌سازی عبارتند از $R_{\max}$ و $R_{\min}$ به منظور پوشش دادن پروفیل ماموریتی وسیله پرنده، مجموعه‌ای از سناریوهای پروازی عملیاتی استخراج شده و نقاط بهینه سوئیچ به‌صورت خارج خط به‌دست می‌آید. با استفاده از نقاط بهینه سوییچ، یک منطق سوییچ بهینه برخط ایجاد شده و در کامپیوتر پرواز وسیله ذخیره می‌شود.

در تحقیق حاضر، الگوریتم بهینه‌سازی چند معیاره NSGSA[2] [۱۵] جهت بهینه‌سازی سوئیچ فازی استفاده شده است. این الگوریتم در مقایسه با الگوریتم NSGA II [۱۴] زمان اجرای کمتر، سرعت همگرایی بالاتر و پراکندگی و تعدد نقاط نامغلوب بیشتری در مساله سوییچ بهینه به‌دست می‌دهد. جدول ۲ زمان اجرای دو الگوریتم را با هم مقایسه کرده است.

الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی گرانشی چند معیاره بر پایه مرتب‌سازی نامغلوب(NSGSA) ویرایش توسعه یافته الگوریتم جستجوی گرانشی[3] [۱۶] برای مسائل بهینه‌سازی چندمعیاری است. در الگوریتم

[1] Takagi-Sugeno-Kang

[2] Non-Dominated Sorting Gravitational Search Algorithm

[3] Gravitational Search Algorithm (GSA)

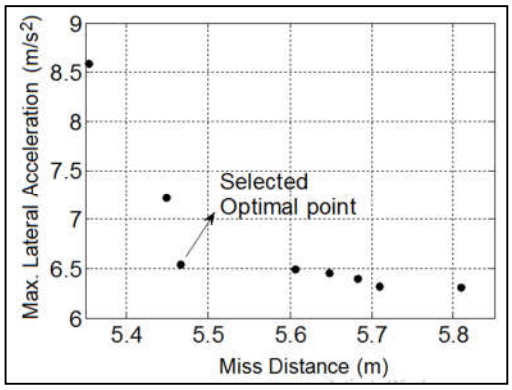
جستجوی گرانشی، بهینه‌یابی به کمک طرح قوانین گرانشی و حرکت در یک سیستم مصنوعی با زمان گسسته انجام می‌شود و پاسخ‌های موردنظر، موقعیت اجرام در فضای مسئله هستند. این الگوریتم دارای دو مرحله است: مرحله اول شامل تشکیل یک سیستم مصنوعی با زمان گسسته در محیط مسئله، موقعیت‌یابی اولیه اجرام، وضع قوانین حاکم و تنظیم پارامترها و مرحله دوم گذر زمان، حرکت اجرام و به‌روزرسانی پارامترها تا رسیدن به زمان توقف. الگوریتم NSGSA از مقوله مرتب-سازی نامغلوب برای به‌روز کردن شتاب گرانشی ذرات بهره می‌برد.

جدول ۲- زمان اجرای الگوریتم NSGA-II و NSGSA

مشخصه	NSGA-II	NSGSA
زمان اجرا (ثانیه)	۱۱۳۹۷۷	۷۵۱۷۰

۳-۵- استراتژی انتخاب در نمودار پارتو

همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده، نمودار پارتو شامل مجموعه‌ای از حل‌های بهینه است که طراح می‌تواند با عنایت به آن، در مورد انتخاب یک حل بهینه از میان حل‌های بهینه تصمیم‌گیری کند. در اینجا، با فرض این‌که پرنده قابلیت اجرای فرامین شتاب جانبی بالایی دارد، در فرایند انتخاب نقطه سوییچ بهینه، به حداکثر شتاب مورد نیاز پرنده، در مقایسه با فاصله از دست‌دهی، وزن کم‌تری اختصاص داده شده و نقطه میانی نشان داده شده در شکل ۵ به عنوان بهینه انتخاب شده است.



شکل ۵- نحوه انتخاب نقطه بهینه در نمودار پارتو

۴- شبیه‌سازی سیستم هدایت ترکیبی بهینه

به منظور توسعه ایده هدایت ترکیبی حاضر، چهار ارتفاع مختلف پروازی برای اهداف بدون مانور دورشونده و نزدیک‌شونده با چهار سرعت مختلف (در راستای محور X فضای اینرسی) و سه سرعت مختلف (در راستای محورY فضای اینرسی) و در مجموع ۳۹ سناریوی پروازی برای هدف در نظر گرفته شده است، جدول ۳. با فرض این‌که فاصله از دست‌دهی بیش از ۱۰ متر به معنای عدم موفقیت ماموریت است، الگوریتم اجرا شده و جدول مذکور تکمیل شده است. جاهایی که ماموریت به دلیل فاصله از دست‌دهی فاصله‌ی زیادتر ارضا نمی‌شود با "Fail" نشان داده شده است. مقادیر بهینه R_{min} و R_{max} برای سناریوهای موفق در جدول ۳ آمده است. اهداف با سرعت بالاتر بررسی شده و دیده شد که در همه حالت‌ها، فاصله ازدست‌دهی از فاصله مجاز بیشتر بوده است. به این ترتیب، علاوه بر تعیین نقاط سوییچ بهینه، ناحیه عملیاتی برای مقابله با اهداف بدون مانور نیز به‌دست می‌آید. به طور ساده، می‌توان گفت جاهایی که با علامت Fail نشان داده شده، خارج از ناحیه عملیاتی وسیله خواهد بود.

جدول ۳-استخراج نقاط سوئیچ بهینه برای پرواز اهداف بدون مانور

H_T (m)	V_{TX0} (m/s)	V_{TY0}=0(m/s)		V_{TY0}=-100 (m/s)		V_{TY0}=-200 (m/s)	
		Rmax	Rmin	Rmax	Rmin	Rmax	Rmin
250	-100	7203	2939	Fail		Fail	
	-300	3172	2579	Fail		Fail	
	100	5457	5317	Fail		Fail	
	300	6647	4308	Fail		Fail	
1500	-100	5706	2000	4789	2000	5680	2529
	-300	3172	2579	7353	5778	6139	5489
	100	7566	4114	6344	5185	6800	5670
	300	6751	5694	Fail		Fail	
3500	-100	4800	2675	7946	6000	3485	2582
	-300	3887	3358	5692	2030	3652	2859
	100	6997	5099	6650	5500	4450	3250
	300	6820	5590	Fail		Fail	
8000	100	Fail		Fail		Fail	

برای اهداف مانوری نیز، پنج سناریوی پروازی درنظر گرفته شده و نقاط بهینه سوئیچ هدایت به ازاء هر سناریو در جدول ۴ استخراج شده است.

جدول ۴- استخراج نقاط سوئیچ بهینه برای اهداف مانوری

X_{T0}, Y_{T0}, Z_{T0} (km)	V_{TX0}, V_{TY0}, V_{TZ0} (m/s)	a_{TX} (g)	a_{TY} (g)	a_{TZ} (g)	R_{min}, R_{max} (m)
9, -2, -1.5	50, 0, 0	0	1.5	0	2576, 5583
9, -2, -1.5	50, 0, 0	-0.5	1.5	0	3740, 5100
9, 0, -6	-200, 0, 100	0	0	-2g	2666, 5444
10, 0, -4	-200, 0, 200	0	0	-2g	3743, 6314
10, 0, -4	-200, 0, 200	0	0	-3g	3846, 6895

به این ترتیب، نقاط بهینه سوئیچ فازی هدایت برای اهداف مانوری هم به‌دست می‌آید. با میانیابی بین نقاط سوییچ بهینه و شرایط سناریوهای پروازی می‌توان نقاط سوییچ را برای سناریوهای میانی نیز به‌دست آورد. به این ترتیب، یک منطق برخط برای تعیین نقطه سوئیچ بهینه به‌دست می‌آید. در جدول‌های ۳ و ۴، پارامترهای X_{T0}، Y_{T0} و Z_{T0} موقعیت اولیه هدف، پارامترهای V_{TX0}، V_{TY0} و V_{TZ0} معرف سرعت اولیه هدف و پارامترهای a_{TX}، a_{TY} و a_{TZ} مقادیر شتاب هدف در دستگاه مختصات اینرسی است.

۵- ارزیابی سیستم هدایت بهینه ترکیبی

عملکرد سیستم هدایت و کنترل یکپارچه طراحی شده در دو حالت با وجود اغتشاش و بدون وجود اغتشاشات جوی و همچنین در مقایسه با عدم استفاده از هدایت ترکیبی طراحی شده در این تحقیق شبیه‌سازی و ارزیابی شده است. برای ارزیابی عملکرد الگوریتم سوییچ بهینه، مطابق جدول ۵، شش سناریوی متمایز از سناریوهای تنظیمی بررسی شده است. همان‌گونه که در جدول ۵ مشاهده می‌شود، در همه سناریوهای تست، میزان فاصله ازدست‌دهی (MD) کم‌تر از ۱۰ متر می‌باشد. از این نتایج دیده می‌شود که الگوریتم سوییچ بهینه قابلیت درگیری با اهداف مختلف مانوری و غیر مانوری را برای پرنده مهیا می‌کند.

جدول ۵-نتایج ارزیابی سیستم هدایت و کنترل طراحی شده

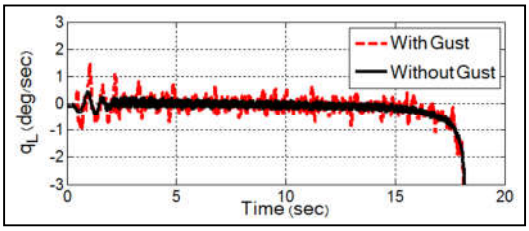
Scenario	X_{T0}, Y_{T0}, Z_{T0} (km)	$V_{TX0}, V_{TY0}, V_{TZ0}$ (m/s)	a_{TX}, a_{TY}, a_{TZ} (g)	M.D (m)
1	12, 2, -1.5	-100, -200, 0	0, 0, 0	5.5
2	9, -2, -1.5	50, 0, 0	-0.5, 1.5, 0	2.6
3	10, 0, -4	-200, 0, 200	0, 0, -2g	2.4
4	10, 0, -4	-200, 0, 200	0, 0, -3g	2.8
5	10, 0, -0.5	-50, 0, 0	0, 0, 0	1.6
6	12, 2,-1.5	-100, -200, 0	0, 0, 0	5.1

برای نشان دادن اهمیت فاز سوییچ، برای سناریوهای ۲ و ۴ جدول ۵، فاصله از دست‌دهی ناشی از سوییچ بهینه با چند وضعیت سوییچ آنی مقایسه شده و نتایج حاصل در جدول ۶ آمده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود در هر دو سناریو، کمترین فاصله از دست‌دهی در سوییچ بهینه به‌دست آمد و دروضعیت سوییچ آنی ماموریت دچار شکست می‌شود، یعنی فاصله از دست‌دهی بیشتر از ۱۰ متر می‌شود.

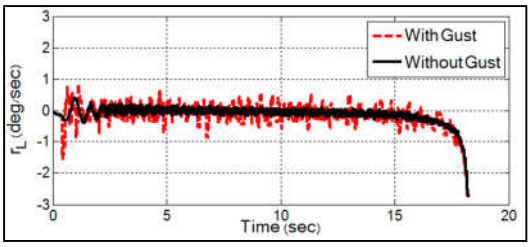
جدول ۶- نتایج سوییچ بهینه و سوییچ آنی

سناریو	وضعیت سوییچ	فاصله از دست‌دهی (متر)
۲	سوییچ بهینه	۲/۶
	سوییچ آنی در فاصله ۸ کیلومتر	۶۴/۸
	سوییچ آنی در فاصله ۵/۵ کیلومتر	۲/۹
	سوییچ آنی در فاصله ۲ کیلومتر	۱۹
۴	سوییچ بهینه	۲/۸
	سوییچ آنی در فاصله ۸ کیلومتر	۱۷/۱
	سوییچ آنی در فاصله ۵/۵ کیلومتر	۲۳/۵
	سوییچ آنی در فاصله ۲ کیلومتر	۵۱/۷

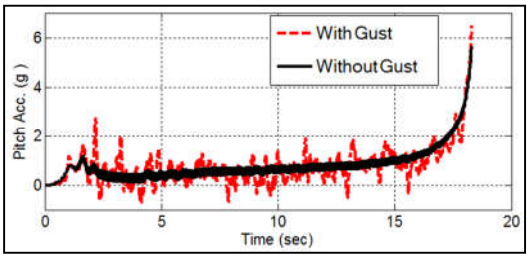
در ادامه، جهت ارزیابی پایداری سیستم طراحی شده در مواجهه با تندباد، از مدل درایدن [۱۷] استفاده شده است. برای این منظور، از یک سناریوی پروازی هدف بدون مانور استفاده شده است. در این سناریو، یک هدف نزدیک شونده با سرعت ۱۰۰ متر بر ثانیه در ارتفاع ۳۵۰۰ متری از سطح زمین و بدون سرعت جانبی درنظر گرفته شده است. شکل ۶ و شکل ۷ نرخ چرخش را در کانال‌های فراز و سمت نشان می‌دهد. شکل ۸ و شکل ۹ شتاب پرنده بدون وجود تندباد و با وجود تندباد با سرعت ۵ متر بر ثانیه را در کانال‌های فراز و سمت نشان می‌دهد. درصورت افزایش سرعت تندباد، نرخ چرخش خطدید، نوسانات زیادی پیدا کرده و این امر باعث نوسانی شدن فرامین ارسالی به وسیله و در نتیجه باعث افزایش مقدار فاصله ازدست‌دهی می‌شود.



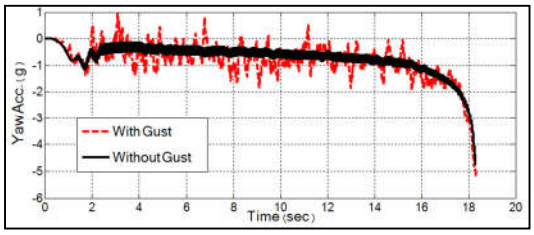
شکل ۶- نرخ چرخش کانال فراز.



شکل ۷- نرخ چرخش کانال سمت.



شکل ۸- شتاب پرنده در کانال فراز.



شکل ۹- شتاب پرنده در کانال سمت.

۶- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، الگوریتم هدایت ترکیبی یکپارچه شده با سیستم کنترل پرنده طراحی شده است. استراتژی سوییچ فازی بهینه بین دو فاز میانی و نهایی مسیر با استفاده از مجموعه محدودی از سناریوهای پروازی به‌دست آمده و از طریق میانیابی بین سناریوهای مذکور امکان دستیابی به شرایط سوییچ در نقاط میانی فراهم شده است. به علاوه، ناحیه عملیاتی استخراج شده است. همچنین کارایی در مواجهه با تندبادهای اتمسفری بررسی شده است. ارزیابی سناریوهای ماموریتی مختلف، کارایی مناسب روش ارائه شده را نشان می‌دهد.

۷- مراجع

[1] Tuz Zahra B. F., Islam Rizvi S. T., Ali Shah S. I., Integrated CLOS and PN Guidance for Increased Effectiveness of Surface to Air Missiles, *International Workshop on Numerical Modeling in Aerospace Sciences*, Bucharest, Romania, 2017.

[2] Taek L. S., and UM T. Y., CLOS+IRTH Composite Guidance, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 33, NO. 4, 1997.

[3] Fang L. C., *Optimal Missile Midcourse and Terminal Guidance and Control Law Design*, The World's Knowledge in British Library, 1985.

[4] Nobahari H, Pourtakdoust S. H., An optimal-fuzzy two-phase CLOS guidance law design using ant colony optimization, *Aeronautical Journal*, No. 3113, 2007.

[5] Labeed H, Sadati H, Karimi J, Integrated fuzzy guidance law for high maneuvering targets based on proportional navigation guidance, *Iranian Journal of Electrical & Electronic Engineering*, Vol. 9, No. 4, 2013.

[6] Labeed H, Sadati H, Karimi J., An optimal fuzzy logic guidance law using particle swarm optimization, *International Journal of Computer Applications*, Vol. 69, No. 3, May 2013.

[7] Wang T, Tang S, Guo J., Zhang H., Two-Phase Optimal Guidance Law considering Impact Angle Constraint with Bearings-Only Measurements, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2017.

[8] Wan S., Chang X., Li Q, Yan J., Suboptimal Midcourse Guidance with Terminal-Angle Constraint for Hypersonic Target Interception, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019.

[9] Peter H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, 1st Edition, AIAA Educational Series, Vol. 23, 2000.

[10] Blakelock J. H., *Automatic control of aircraft and missiles*, 2nd edition, 1991.

[۱۱] جلال مآب م. م.، *ارائه یک الگوریتم هدایت بهینه–فازی برای یک وسیله پرنده*، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، ۱۳۹۰.

[12] Zarchan P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, AIAA Series, Vol.199, 2002.

[13] Shneydor N., *Missile guidance and pursuit: kinematics, dynamics and control*, Horwood Publishing, 1998.

[14] 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.

[15] Nobahari H., Nikusokhan M, Siarry P., A multi-objective gravitational search algorithm based on non-dominated sorting, *International Journal of Swarm Intelligence Research*, Vol. 3, No. 3, pp. 32-49, July-September 2012.

[16] Rashedi, E., Nezamabadi, H., Saryazdi, S., GSA: a Gravitational Search Algorithm, *Information Sciences*, 179 (13) pp. 2232-2243, 2009.

[17] Roskam J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, part I, DAR Corporation, 1995.