

طراحی الگوریتم هدایت افقی یک پرنده بدون سرنشین جهت پیمودن بهینه پایه‌های مسیر

سید جواد طالبیان^۱، جعفر حیرانی نوباری^۲

^۱ دانشجوی دکتری مهندسی برق، گروه کنترل و سیستم، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، s.j.talebian@ee.kntu.ac.ir
^۲ استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، گروه کنترل و سیستم، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، nobari@eetd.kntu.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۲/۲۰، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۶/۱۹)

چکیده: در این مقاله الگوریتم هدایت پرنده بدون سرنشین در صفحه افق، بر مبنای نقطه‌راه‌های مسیر و پایه‌های واصل آن‌ها طراحی شده است. طراحی در دو مرحله عملکردی معجزا صورت پذیرفته است. جهت پیمودن پایه‌های مستقیم، یک الگوریتم تعقیب خط و جهت قرارگیری از روی یک پایه بر روی پایه بعدی، یک الگوریتم هدایت چرخش، با در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان، سامان داده شده است. در چرخش، ابتدا مسیر مطلوبی برای چرخش انتخاب گردیده، سپس الگوریتمی برای شکل‌دهی مسیر متناسب با این مسیر مطلوب طراحی شده است. با توجه به بیشینه شتاب جانبی قابل اعمال به پرنده و همچنین جهش نداشتن فرمان شتاب جانبی در آغاز چرخش، نقاط آغاز و پایان چرخش، بر روی پایه فعلی و پایه بعدی، به گونه‌ای که فاصله مسیر پرواز از پایه‌ها کمینه گردد، تعیین شده است. در انتها نتایج شبیه‌سازی برای یک سناریوی پروازی، شامل چندین پایه، ارائه گردیده است.

کلمات کلیدی: الگوریتم هدایت افقی، پایه‌ی مسیر، تعقیب خط، چرخش، شکل‌دهی مسیر.

Design of a Horizontal Guidance Algorithm for Optimal Crossing of Trajectory Legs

Seyyed Javad Talebian, Jafar Heirani Nobari

Abstract: In this article a horizontal guidance algorithm for an unmanned air vehicle is proposed, based on trajectory waypoints and legs between them. Design is done in two phases. For straight legs, a line following algorithm is designed, with consideration of autopilot dynamics, and for turn from active leg to next one, a turn guidance algorithm is proposed. Turn guidance algorithm is designed in two steps. At the first step, a desired trajectory is selected and then an algorithm is proposed to shape the trajectory according to the desired trajectory. Also with consideration of maximum lateral acceleration of the UAV and no jumping in lateral acceleration command at the beginning of turning phase, start and end point of the turn is determined to minimize the turn trajectory from legs.

Keywords: Horizontal guidance algorithm, Trajectory legs, Line following, Turn, Trajectory shaping.

فهرست علائم:

x_0	مقدار اولیه پارامتر X	ψ	زاویه بردار سرعت نسبت به راستای پایه بعدی
e_h	طول خطای عمود بر مسیر	λ	زاویه خط دید واصل به نقطه پایان چرخش نسبت به راستای پایه بعدی
e	خطای هدایتی در الگوریتم چرخش	x_c	مختصه طولی لحظه‌ای پرنده نسبت به نقطه تلاقی پایه‌ها
α_h	خطای زاویه مسیر	y_c	مختصه عرضی لحظه‌ای پرنده نسبت به نقطه تلاقی پایه‌ها
α_{td}	زاویه مسیر سهمی مطلوب اولیه نسبت به راستای پایه بعدی	x_{te}	مختصه طولی نقطه پایان چرخش نسبت به نقطه تلاقی پایه‌ها
α_{tdc}	زاویه مسیر سهمی مطلوب لحظه‌ای نسبت به راستای پایه بعدی	x_{ts}	مختصه طولی نقطه آغاز چرخش نسبت به نقطه تلاقی پایه‌ها
α_{BL}	زاویه بین پایه فعلی و پایه بعدی	K_G	ضریب تناسب الگوریتم هدایت چرخش
a_h	شتاب جانبی	K_P	ضریب تناسبی کنترل کننده تعقیب خط
a_{hc}	فرمان شتاب جانبی	K_D	ضریب مشتقی کنترل کننده تعقیب خط
a_{td}	شتاب جانبی پرنده بر روی مسیر مطلوب اولیه	D_1	فاصله نقطه شروع چرخش تا محل تلاقی دو پایه
v	اندازه سرعت افقی	D_2	فاصله نقطه پایان چرخش تا محل تلاقی دو پایه
τ	ثابت زمانی خودخلبان	k	ضریب حاشیه شتاب اشباع
a, b, c, d	ضرایب مسیر مطلوب اولیه جهت چرخش	R	فاصله از نقطه راه بعدی
a_c	ضریب سهمی مطلوب لحظه‌ای	R_{switch}	فاصله ایمن تا نقطه پایان چرخش، جهت حفظ پایداری

۱- مقدمه

هوا می‌باشد. یک راهکار مقابله با این اغتشاش در پرنده‌های بدون سرنشین، تعریف دو کانال با الگوریتم‌های هدایت مختلف می‌باشد که در یک کانال مأموریت اصلی مقابله با گرانش می‌باشد. علت دیگری که طراح هدایت در پرنده بدون سرنشین را به تعریف دو کانال در صفحه افق و عمود محلی سوق می‌دهد، تفاوت مأموریت پرنده در این دو صفحه می‌باشد. به عنوان مثال مأموریت پرنده بدون سرنشینی در صفحه افق، گذر از نقطه‌راه‌هایی با دقت حدود ۱۰۰ متر می‌باشد و در صفحه عمود، تعقیب عوارض زمینی با دقت ۲۰ متر می‌باشد. در حالی که مأموریت در یک موشک زمین به هوا، مورد اصابت قرار دادن هدف می‌باشد و صفحات افق و عمود در این مأموریت تفاوتی نمی‌کند.

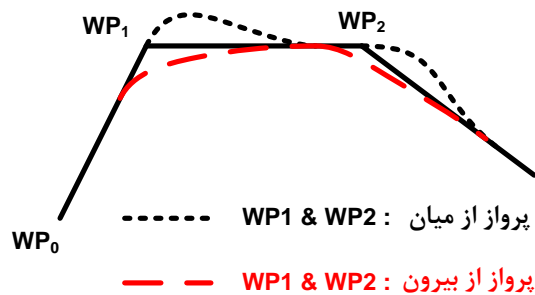
روش‌های متعددی برای طراحی الگوریتم هدایت در یک صفحه، در مرحله میانی پرواز وجود دارد. در یک روش بر مبنای گذر از نقطه، تعدادی نقطه‌راه به عنوان اهداف مجازی به صورت مجزا و یا بر روی یک مسیر مطلوب تعریف می‌شوند. سپس از الگوریتم‌های هدایت نقطه‌زنی نظیر هدایت ناوبری تناسبی و یا هدایت تعقیب سرعتی استفاده می‌شود [۱ و ۲]. در برخی مقالات، علاوه بر اصابت نقطه‌راه‌های تعریف شده، مسیر پروازی از یک نقطه‌راه به دیگری نیز شکل‌دهی می‌شود. این شکل‌دهی به دو صورت انجام می‌پذیرد. در یک روش برخی محدودیت‌ها و قیود در نزدیک شدن به نقطه هدف، نظیر زاویه اصابت در

الگوریتم هدایت، ساخت فرامین سینماتیکی مناسب برای پرنده در طول پرواز می‌باشد. به طور معمول این فرامین در مرحله میانی تلاش دارند تا پرنده را بر مسیر مطلوبی نگاه دارند و در مرحله نهایی به گونه‌ای طرح‌ریزی می‌شوند که نقطه‌زنی هدف را تحقق بخشند. به طور معمول فرامین سینماتیکی از جنس شتاب و یا مولفه‌های سرعت زاویه‌ای بردار سرعت می‌باشند. از حدود سال ۱۳۲۰، الگوریتم‌های هدایت متعددی در مرحله نهایی پرواز به منظور نقطه‌زنی طراحی گردیده است، اما الگوریتم‌های هدایت طراحی شده در مرحله میانی پرواز، در مقایسه رشد چندانی نداشته‌اند.

الگوریتم هدایت به منظور تغییر جهت حرکت پرنده در فضای سه بعدی، فرامین شتاب جانبی را در دو کانال عمود بر یکدیگر ایجاد می‌نماید. در پرنده‌های بدون سرنشین فرامین هدایتی در صفحه افق و عمود محلی ساخته می‌شوند، در حالی که در یک موشک زمین به هوا این فرامین در صفحات دستگاه بدنی ایجاد می‌گردد. در یک پرنده بدون سرنشین، بیشینه شتاب جانبی در حدود دو تا سه برابر شتاب گرانش می‌باشد؛ در حالی که در موشک زمین به هوا این شتاب به حدود ۱۰ یا ۲۰ برابر شتاب گرانش می‌رسد. به این ترتیب شتاب گرانش در پرنده بدون سرنشین اغتشاش به مراتب جدی‌تری در مقایسه با موشک زمین به

هستند، زیرا مانور مورد نیاز و انحراف از پایه‌ها در این نوع از نقطه‌راه‌ها کمتر از نقطه‌راه‌های "پرواز از میان" می‌باشد [8]. تنها در مرحله نشست هواپیماها، برخی نقطه‌راه‌ها الزاماً به صورت "پرواز از میان" تعریف می‌شوند.

در [8] یک الگوریتم هدایت جهت تعقیب خط پیشنهاد شده است و یک نقطه بهینه بر روی پایه فعلی جهت تغییر پایه و انتخاب پایه بعدی به عنوان مسیر مطلوب، بر مبنای کمینه‌سازی انتگرال مجذور شتاب جانبی پرنده تعیین شده است. یکی از نقاط قوت روش ارائه شده، پرش نداشتن فرمان شتاب جانبی در نقطه تغییر پایه می‌باشد. در این مقاله در مورد نقطه قرارگیری بر روی پایه بعدی قضاوتی صورت نگرفته و این نقطه متأثر از اختشاشات مسیر می‌تواند تغییر نماید.



شکل ۱ - نقطه‌راه‌های "پرواز از میان" و "پرواز از بیرون"

مقاله حاضر الگوریتم هدایتی را برای یک پرنده بدون سرنشین در صفحه افق ارائه کرده است. در این مقاله روش جدیدی برای الگوریتم تعقیب خط ارائه نمی‌شود؛ بلکه فرایند دستیابی به این الگوریتم در قالب یک مدل‌سازی دقیق و نشان دادن قابلیت روش تناسبی مشتقی برای جاگذاری قطبهای حلقه هدایت در نقطه مطلوب در این مقاله منحصر به فرد است (بخش دوم). سپس با در نظر گرفتن چرخش از یک پایه بر روی دیگری به عنوان یک فاز پروازی مجزا، بر خلاف نگاه‌های پیشین، در گام اول یک مسیر مطلوب برای چرخش، از میان تعدادی از گزینه‌های ممکن انتخاب می‌گردد. این مسیر مطلوب دارای یک معادله ساده و شفاف می‌باشد. به این ترتیب محاسبات مربوط به فاصله طی شده توسط پرنده در طول چرخش و فرامین شتاب جانبی مورد نیاز را سهل می‌نماید. در گام بعدی یک الگوریتم هدایت جهت پیمودن مسیر مطلوب در فاز چرخش پیشنهاد می‌گردد. پایداری این الگوریتم نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد. گامهای انتخاب مسیر مطلوب و الگوریتم هدایت جهت ماندن پرنده بر روی آن در بخش سوم آمده است. همچنین نقطه آغاز و پایان چرخش به گونه‌ای که هیچ پرشی در فرمان شتاب جانبی ایجاد نگردد و فاصله مسیر پروازی از پایه‌ها کمینه گردد، به دست می‌آید. در این بهینه‌سازی، بیشینه شتاب جانبی قابل اعمال پرنده بدون سرنشین نیز مد نظر خواهد بود. انتخاب نقاط بهینه آغاز و پایان چرخش در بخش چهارم آمده است. در بخش پنجم نیز نتایج شبیه‌سازی برای مقادیر نامی آورده شده است.

[۳] در الگوریتم هدایت دیده می‌شود و در روش دیگر کل مسیر پروازی شکل‌دهی می‌شود. در [۴] الگوریتم هدایت، پرنده را بر روی یک مسیر دایروی به سمت هدف فرماندهی می‌کند. در هواپیماها، مسیر گذر مطلوب از میان نقطه‌راه‌ها، پایه نامیده می‌شود [۵]. انواع متعددی از پایه‌ها وجود دارند که ویژگی‌های مختلفی را بر مسیر گذر از نقطه‌راه‌ها تحمیل می‌کنند. یکی از ساده‌ترین و پرکاربردترین پایه‌ها در هواپیماها و پرنده‌های بدون سرنشین، پایه‌ی مستقیم به نقطه ثابت^۱ یا مسیر مستقیم واصل بین نقطه‌راه‌ها می‌باشد که کاربرد گسترده‌ای در هدایت پرنده در مرحله میانی دارد. در مقاله حاضر، با انتخاب پایه‌های مستقیم به عنوان مسیر مطلوب، الگوریتم هدایت جهت پیمودن آن‌ها طراحی گردیده است.^۲

با در نظر گرفتن پایه‌ها به عنوان مسیر مطلوب، دو مسئله هدایتی رخ می‌نماید. مسئله اول چگونگی فرمان به پرنده، در صورت انحراف از پایه، جهت بازگشت و استقرار بر روی پایه و دیگری چگونگی فرمان به پرنده برای چرخش از روی یک پایه به دیگری. مسئله اول، طراحی الگوریتم تعقیب مسیر یا به عبارت درست‌تر، الگوریتم تعقیب خط می‌باشد. به این مسئله پاسخ‌های متعددی در روایات [۶] و یا وسایل نقلیه دریایی [۷] داده شده است. برای وسیله پرنده نیز الگوریتم‌هایی در [۸] و [۹] آمده است. این روش‌ها با دو ظاهر متفاوت ارائه گردیده است. در [۶] و [۸] فرمان هدایتی بر مبنای خطای عمود بر مسیر و انتگرال یا مشتقات آن ساخته می‌شود، در حالی که در [۷] و [۹]، با جای‌گذاری نقطه‌ای متحرک بر روی مسیر، از الگوریتم‌هایی جهت حرکت به سمت این هدف متحرک بهره گرفته شده است. البته در [۹] نشان داده شده که در حالتی، این دو روش به یکدیگر میل می‌کنند. به رغم راه‌کارهای متنوع ارائه شده، عدم حضور یک مدل مناسب، به همراه اثبات کارآمدی راه‌کار اشاره شده مطابق مدل، در این مراجع مشهود می‌باشد. در مقاله حاضر با ارائه یک مدل خطی عملیاتی از سینماتیک پرنده، بهینگی کنترل‌کننده انتخاب شده در ایجاد قابلیت جاگذاری قطبهای حلقه‌بسته در محل مطلوب نشان داده شده است.

در پاسخ مسئله چگونگی چرخش از یک پایه بر روی پایه دیگر نیز دو روش و نظیر آن دو نوع نقطه‌راه تعریف می‌شود [۱۰]. در روش اول، گذر از نقطه‌راه با طول و عرض جغرافیایی معین صورت گرفته و سپس پرنده به سمت پایه بعدی چرخش را آغاز می‌کند و در روش دوم آغاز چرخش به منظور استقرار بر روی پایه بعدی قبل از گذر از نقطه‌راه آغاز می‌شود، به گونه‌ای که در فاصله و زمان کمتر، این استقرار، صورت گیرد. در [۱۰] نقطه‌راه نظیر روش اول، "پرواز از میان"^۳ و نقطه‌راه نظیر روش دوم، "پرواز از بیرون"^۴ نامیده می‌شود. به طور معمول در هواپیماها و یا پرنده‌های بدون سرنشین، نقطه‌راه‌های مرحله میانی "پرواز از بیرون"

^۱ Track to Fix (TF)

^۲ در ادامه منظور از "پایه"، همان "پایه مستقیم به نقطه ثابت" می‌باشد.

^۳ Fly-over

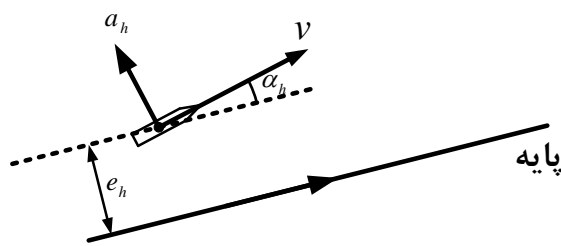
^۴ Non-fly-over

۲- الگوریتم تعقیب خط تناسبی-مشتقی بر روی

خطای عمود بر مسیر

الگوریتم تعقیب خط تناسبی-مشتقی، الگوریتمی متداول در تعقیب خط در روبات‌های زمین‌پایه به شمار می‌رود [6]. همچنین کاربری این الگوریتم در وسایل نقلیه دریایی، در [7] نشان داده شده است. مشتقاتی از این روش نیز در [8] و [9] جهت تعقیب مسیر توسط پرنده معرفی گردیده است. با توجه به سادگی این روش، در کارهایی نظیر [9] که الگوریتم برای مسیرهای مستقیم و منحنی معرفی شده، تلاش شده تا نشان داده شود، الگوریتم در تعقیب مسیر مستقیم، به الگوریتم تناسبی-مشتقی میل می‌نماید. در ادامه تلاش شده، با توجه به مدل‌سازی صورت گرفته، کارآمدی این شیوه هدایتی برای تعقیب خط نیز به خوبی نشان داده شود.

هدف این الگوریتم، آوردن پرنده بر روی پایه مطلوب، از هر موقعیت و وضعیت نامنتطبق با پایه می‌باشد. یک پارامتر عدم انطباق با پایه، خطای عمود بر مسیر (e_h) است. این پارامتر فاصله عمودی پرنده در هر لحظه از پایه پروازی می‌باشد. دیگر پارامتر، خطای زاویه مسیر (α_h) است که معرف میزان ناهم‌راستایی جهت حرکت با پایه می‌باشد. این پارامترها در شکل ۲ آورده شده‌اند. همچنین a_h در شکل ۲، نشانگر شتاب جانبی یا فرمان هدایتی اعمال شده بر روی پرنده می‌باشد.



شکل ۲- مولفه‌های حرکت در الگوریتم تعقیب خط

شتاب جانبی (a_h) حاصل ضرب اندازه سرعت (v) و تغییرات خطای زاویه مسیر ($\dot{\alpha}_h$) می‌باشد. تغییرات خطای عمود بر مسیر برابر است با:

$$\dot{e}_h = v \sin(\alpha_h) \quad (1)$$

برای مشتق دوم خطای عمود بر مسیر نیز خواهیم داشت:

$$\ddot{e}_h = \dot{v} \sin(\alpha_h) + v \dot{\alpha}_h \cos(\alpha_h) \quad (2)$$

نظر به اینکه اندازه زاویه انحراف از مسیر در لحظه ورود به پایه و در حین قرارگیری بر روی آن، از مقدار معین ۱۵ درجه بیشتر نمی‌گردد و در این محدوده با خطای بیشینه $\sin(\alpha_h) = \alpha_h$ ، ۱.۱٪ و با خطای بیشینه $\cos(\alpha_h) = 1$ ، ۳.۴٪ می‌توان رابطه‌ی فوق را به این صورت ساده نمود.

$$\ddot{e}_h = \dot{v} \alpha_h + v \dot{\alpha}_h \quad (3)$$

همچنین نظر به تغییرات اندک سرعت در هواپیماها و پرنده‌های بدون سرنشین در حین پرواز در فاز میانی، بخش اول این رابطه نیز قابل

صرف نظر کردن می‌باشد. به این ترتیب به مدل ساده و کارآمد زیر برای ارتباط خطای عمودی مسیر و شتاب جانبی پرنده می‌توان دست پیدا کرد.

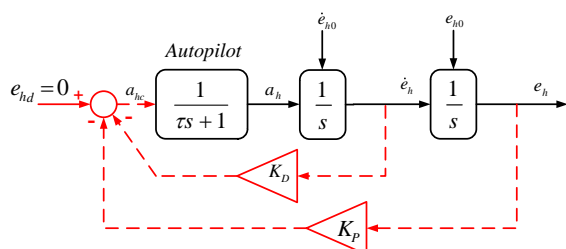
$$\ddot{e}_h = v \dot{\alpha}_h = a_h \quad (4)$$

با توجه به حضور دو انتگرال‌گیر در معادلات سینماتیک از شتاب جانبی تا خطای هدایت، استفاده از مولفه خطا به تنهایی و انتخاب یک کنترل‌کننده تناسبی، حلقه هدایت را نوسانی خواهد کرد. یک انتخاب مناسب برای کنترل سیستمی با این مدل، می‌تواند کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی (PD) باشد که امکان جابجایی قطب‌های حلقه هدایت را به خوبی میسر ساخته و درجه آزادی مناسبی را برای طراحی حلقه هدایت در اختیار می‌گذارد.

$$a_{hc} = K_D \dot{e}_h + K_P e_h \quad (5)$$

a_{hc} در این رابطه فرمان شتاب جانبی است. با توجه به این معادله، هر دو خطای عمود بر مسیر و خطای زاویه مسیر به منظور حذف اغتشاشاتی که پرنده را از پایه پروازی منحرف می‌سازند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. توجه دارید که خطای زاویه مسیر متناسب با تغییرات خطای عمود بر مسیر می‌باشد.

برای پیاده‌سازی فرامین شتاب جانبی این سامانه یک خودخلبان در نظر گرفته شده که شتاب جانبی را با یک دینامیک مرتبه اول، با ثابت زمانی τ اعمال می‌کند. در شکل ۳ دیاگرام بلوکی حلقه هدایت آمده است. در این شکل مقادیر اولیه e_{h0} و \dot{e}_{h0} معرف میزان عدم انطباق پرنده با پایه هستند، که سامانه هدایت سعی در حذف اثر آن‌ها و استقرار پرنده بر روی پایه دارد.



شکل ۳- سینماتیک پرواز و الگوریتم هدایت در هدایت تعقیب خط

با توجه به نقش مقادیر اولیه هر یک از انتگرال‌گیرها به صورت یک ورودی پله در خروجی آن‌ها، می‌توان نحوه تغییرات خطای عمودی مسیر با توجه به هر یک از این مقادیر اولیه را این گونه به دست آورد.

$$e_h(s) = \frac{\tau s^3 + s^2 + K_D s}{\tau s^3 + s^2 + K_D s + K_P} \times \frac{e_{h0}}{s} + \frac{\tau s^2 + s}{\tau s^3 + s^2 + K_D s + K_P} \times \frac{\dot{e}_{h0}}{s} \quad (6)$$

به منظور تعیین پارامترهای K_D و K_P ، دو معیار در نظر گرفته می‌شود. اولین معیار توجه به پهنای باند خودخلبان و تعیین پهنای باند حلقه هدایت به گونه‌ای است که خودخلبان قادر به اجرای فرامین هدایتی باشد. دومین معیار نیز دست‌یابی به یک پاسخ سریع در حذف اغتشاشات، بدون فرجهش می‌باشد. به منظور برآوردن معیار اول، فرکانس طبیعی

سه پارامتر آزاد می‌باشد، ممکن است به صورت هم‌زمان قادر به برآوردن
قیود رابطه (۸) نباشد.

به این ترتیب برای استفاده از این رابطه برای مسیر چرخش
مطلوب، یکی از قیود می‌بایست حذف گردد. در صورتی که بخواهیم
مسیر مطلوب به صورت مماس از پایه فعلی آغاز و به صورت مماس به
نقطه‌ای معین بر روی پایه بعدی وارد شود، یا به عبارتی نقطه آغاز
چرخش را از قیود حذف کنیم، معادله کمان دایره به عنوان مسیر چرخش
مطلوب به این صورت به دست خواهد آمد (در حالتی که $\alpha_{BL} \leq \pi/2$).

$$y_t = -c + \sqrt{c^2 - (x_t - x_{te})^2}, \quad (9)$$

$$c = x_{te} \cot\left(\frac{\alpha_{BL}}{2}\right)$$

همچنین مختصات نقطه آغاز نیز برابر خواهد بود با:

$$x_{ts} = -x_{te} \cos(\alpha_{BL}) \quad (10)$$

از آنجا که این مسیر مقرر است به وسیله خودخلبان شتاب جانبی
پایه‌سازی گردد، دست‌یابی به روند تغییرات شتاب جانبی در صورت
حرکت بر روی مسیر مطلوب از اهمیت برخوردار می‌باشد. شتاب جانبی
پرنده بر روی مسیر مطلوب به دست آمده در معادله (۹) ثابت بوده و برابر
است با:

$$a_{td} = \frac{v^2}{c} = \frac{v^2}{x_{te}} \tan\left(\frac{\alpha_{BL}}{2}\right) \quad (11)$$

انتخاب دیگر می‌تواند یک سهمی با معادله $y_t = ax_t^2 + bx_t + c$
باشد. این رابطه نیز به مانند کمان دایره دارای سه پارامتر آزاد
می‌باشد. به این ترتیب در صورتی که به صورت مشابه با کمان دایره،
نقطه آغازین چرخش از قید مسئله چرخش برداشته شود، معادله سهمی
به عنوان مسیر چرخش مطلوب این گونه به دست خواهد آمد (در حالتی
که $\alpha_{BL} \leq \pi/2$).

$$y_t = a(x_t - x_{te})^2, \quad a = -\frac{\tan(\alpha_{BL})}{4x_{te}} \quad (12)$$

و برای نقطه آغازین چرخش نیز خواهیم داشت:

$$x_{ts} = -x_{te} \quad (13)$$

به منظور دست‌یابی به روند تغییرات شتاب جانبی پرنده بر روی
سهمی اشاره شده، ابتدا تغییرات زاویه حرکت بر روی مسیر مطلوب
(α_{td}) نسبت به زمان، محاسبه می‌گردد.

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha_{td}}{dt} &= v \frac{d\alpha_{td}}{dS} \\ &= v \frac{1}{\sqrt{1+4a^2(x_t-x_{te})^2}} \frac{d\alpha_{td}}{dx_t} \\ &= v \frac{2a}{(1+4a^2(x_t-x_{te})^2)^{3/2}} \end{aligned} \quad (14)$$

بدین ترتیب روند تغییرات شتاب جانبی پرنده در حال حرکت بر
روی مسیر مطلوب سهمی به دست می‌آید.

حلقه هدایت به اندازه یک پنجم پهنای باند حلقه خودخلبان در نظر گرفته
می‌شود ($\omega_n \approx \sqrt{K_P} = 0.2/\tau$). جهت برآورده شدن معیار دوم نیز
نسبت میرایی (ξ) در مقدار ۰/۸ قرار داده می‌شود. با توجه به پهنای باند به
اندازه کافی سریع‌تر خودخلبان در مقابل حلقه هدایت، نسبت میرایی
بدون در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان معادل $0.5K_D/\sqrt{K_P}$ خواهد
بود. به این ترتیب پارامترهای K_D و K_P این گونه به دست خواهند آمد.

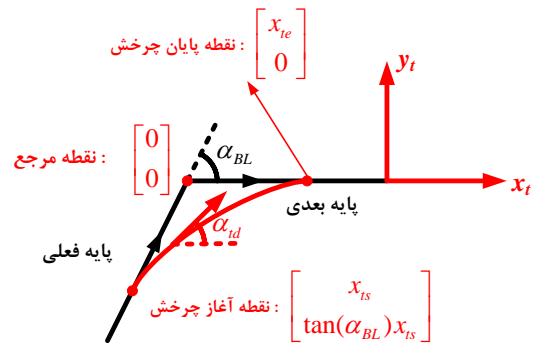
$$K_P = \frac{0.04}{\tau^2}, \quad K_D = \frac{0.32}{\tau} \quad (7)$$

۳- الگوریتم هدایت چرخش

الگوریتم هدایت چرخش، طی دو مرحله عملیاتی ارائه گردیده
است. ابتدا یک مسیر مطلوب با نقطه آغاز و پایان معین بر روی دو پایه
فعلی و بعدی در نظر گرفته می‌شود. سپس الگوریتمی برای پیمودن این
مسیر معرفی می‌گردد.

۳-۱- تعیین مسیر مطلوب چرخش

در ابتدا دستگاه چرخش (t) به منظور بررسی معادلات مسیر
مطلوب و هدایت در صفحه افق تعریف می‌گردد. محور اول این دستگاه
در راستای پایه بعدی و در جهت حرکت بر روی آن در نظر گرفته
می‌شود. محور سوم نیز به سمت بیرون صفحه می‌باشد و در نهایت محور
دوم به گونه‌ای تعیین می‌شود که با دو محور دیگر یک دستگاه راستگرد
تشکیل گردد. نقطه مرجع برای تعیین مکان پرنده نیز نقطه تلاقی دو پایه
در نظر گرفته می‌شود (شکل ۴).



شکل ۴- مسیر چرخش از پایه فعلی به پایه بعدی

با توجه به نقاط ابتدا و انتهای چرخش و همچنین شیب پایه‌ها در
محل این نقاط، مسیر چرخش مطلوب با معادله $y_t = f(x_t)$ می‌بایست
قیود زیر را برآورده نماید.

$$\begin{cases} f(x_{ts}) = \tan(\alpha_{BL})x_{ts} \\ f(x_{te}) = 0 \\ f'(x_{ts}) = \tan(\alpha_{BL}) \\ f'(x_{te}) = 0 \end{cases} \quad (8)$$

یکی از ساده‌ترین انتخاب‌ها می‌تواند کماتی از یک دایره به معادله
 $y_t = b + \sqrt{c^2 - (x_t - a)^2}$ باشد. با توجه به اینکه این رابطه دارای

هر چند که از نظر عملیاتی در اختیار داشتن هم‌زمان نقطه آغاز و نقطه پایان چرخش، مطلوب به نظر می‌آید، اما انتخاب نامناسب نقطه آغازین (نظیر SP3) می‌تواند شتاب‌های جانبی بالا به پرنده تحمیل نماید. همچنین با ایجاد امکان وجود نقطه عطف در مسیر مطلوب، ممکن است برای حرکت بر روی مسیر مطلوب، فرمان شتاب به طرفین صادر گردد که نظیر فشار اضافی به پرنده برای چرخش می‌باشد. نظر به حجم بالای روابط و خارج شدن آن از سادگی سهمی و دایره که به همین ترتیب امکان پیاده‌سازی و تعیین خطای مسیر را نیز پیچیده می‌نماید و این نکته که درجه آزادی به‌دست آمده مزیت شاخصی برای چرخش ایجاد نمی‌نماید، این انتخاب حذف می‌گردد.

بین سهمی و دایره نیز سهمی قابلیت پیاده‌سازی دقیق‌تری دارد. با توجه به شکل ۵، پرنده در مسیر دایروی از همان ابتدا پله‌ای را در فرمان شتاب جانبی مطلوب می‌بیند؛ در حالی که در مسیر سهمی، پله فرمان شتاب جانبی ابتدایی کمتر بوده و با توجه به روند افزایشی آرام فرمان شتاب جانبی، قابلیت پیاده‌سازی و قرارگیری بر روی مسیر مطلوب بیشتر می‌باشد. به این ترتیب مسیر سهمی به عنوان مسیر مطلوب از میان مسیرهای معرفی شده انتخاب می‌گردد.

۳-۲- شکل دهی مسیر بر مبنای مسیر مطلوب چرخش

در مقاله حاضر، هدایت پرنده در چرخش از روی یک پایه به پایه دیگر به صورت شکل دهی مسیر بر مبنای مسیر مطلوب سهمی و نه ردیابی مسیر اولیه، انجام می‌پذیرد. در ردیابی مسیر اولیه، در هر لحظه فاصله از مسیر مطلوب محاسبه و فرمان مناسب برای کاهش این فاصله صادر می‌گردد. روش دنباله‌روی خط ارائه شده در بند قبل و یا روش کلی ارائه شده در [9] از این دست می‌باشد. در شکل دهی مسیر بر مبنای مسیر مطلوب، مسیر مطلوب در حین حرکت با توجه به موقعیت لحظه‌ای پرنده می‌تواند تغییر نماید. هر چند این تغییر مسیر مطلوب، شائبه انحراف از مسیر مطلوب اولیه و غیرقابل پیش‌بینی کردن مسیر واقعی که پرنده طی خواهد کرد را ایجاد می‌نماید، اما از تلاطم پرنده جهت بازگشت به مسیر مطلوب اولیه، در صورت انحراف حاصل از اغتشاشاتی نظیر باد می‌کاهد.

در الگوریتم هدایت پرنده بدون سرنشین به منظور شکل دهی مسیر، مسیر مطلوب در هر لحظه یک سهمی گذرنده از مکان حاضر و نقطه پایانی چرخش و مماس بر پایه بعدی در نقطه پایانی چرخش تعریف می‌شود که معادله آن به صورت $y_t = a_c(x_t - x_{te})^2$ خواهد بود و a_c در این رابطه متفاوت از پارامتر a یعنی ضریب سهمی مطلوب اولیه خواهد بود (شکل ۷). به این ترتیب خطای هدایتی، زاویه‌ی بین بردار سرعت پرنده و مسیر سهمی مطلوب معرفی شده در هر لحظه، خواهد بود. در هندسه سینماتیک هدایت، مطابق شکل ۷، زاویه بردار سرعت لحظه‌ای، α_{tdc} زاویه مسیر سهمی مطلوب در مکان لحظه‌ای و λ زاویه خط واصل از مکان لحظه‌ای به نقطه انتهایی چرخش، همگی نسبت به راستای مرجع یعنی راستای پایه بعدی خواهند بود.

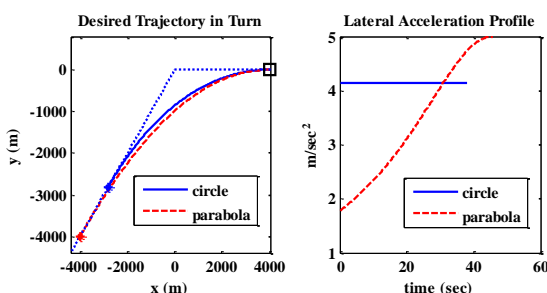
$$a_{td} = -v \frac{d\alpha_{td}}{dt} = -v^2 \frac{2a}{(1 + 4a^2(x_t - x_{te})^2)^{3/2}} \quad (15)$$

شتاب فرمان از آغاز تا پایان چرخش، یک روند افزایشی را دنبال می‌کند. مقدار این شتاب فرمان در لحظه آغاز و پایان چرخش برابر است با:

$$a_{td} \Big|_{x_{te}} = \frac{v^2 \tan(\alpha_{BL})}{x_{te}} \cos^3(\alpha_{BL}),$$

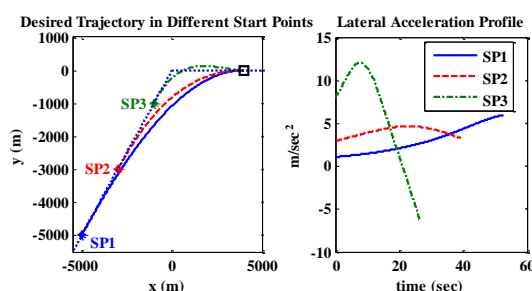
$$a_{td} \Big|_{x_t} = \frac{v^2 \tan(\alpha_{BL})}{x_{te}} \cos^3(\alpha_{BL}), \quad (16)$$

مسیر مطلوب کمان دایره و سهمی به‌دست آمده، به همراه روند تغییرات شتاب جانبی هر کدام به ازای مقادیر نمونه‌ای $x_{te} = 4000$ m، $\alpha_{BL} = 45^\circ$ و $v = 200$ m/s در شکل ۵ نمایش داده شده است.

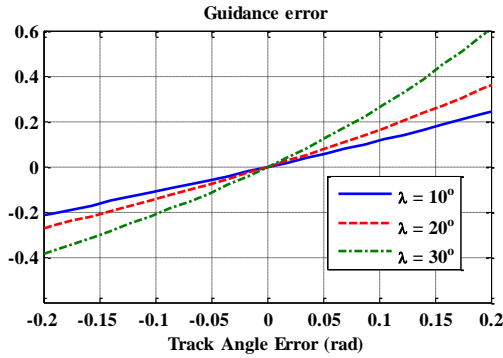


شکل ۵- مسیر مطلوب و روند تغییرات شتاب جانبی در مسیر دایروی و سهمی

البته انتخاب‌های دیگری نیز وجود دارند. از جمله چندجمله‌ای‌های مرتبه بالاتر نظیر مرتبه سوم می‌باشد. در این انتخاب با توجه به اینکه تعداد پارامترهای رابطه با تعداد قیود برابری می‌کند، امکان انتخاب نقطه آغازین و نقطه پایانی در هر کجای پایه فعلی و بعدی وجود دارد. نظر به حجم محاسبات و روابط، فرمول‌های مربوط به محاسبه معادله مسیر و روند تغییرات شتاب جانبی در داخل متن نمی‌آید. شکل ۶ مسیر حرکت و تغییرات شتاب جانبی پرنده را با انتخاب چند نقطه آغاز مختلف و چندجمله‌ای مرتبه سوم به عنوان مسیر مطلوب نشان می‌دهد.



شکل ۶- مسیر مطلوب و روند تغییرات شتاب جانبی در مسیر با معادله‌ی چندجمله‌ای مرتبه سوم به ازای نقاط آغاز مختلف



شکل ۸- ارتباط خطای مبنا در الگوریتم هدایت و زاویه خطای مسیر (TAE)

الگوریتم هدایت جهت پیمودن مسیر مطلوب این گونه معرفی می‌گردد.

$$a_{hc} = K_G v e \quad (21)$$

در این رابطه K_G مضرب هدایتی نامیده می‌شود. بدون در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان پرنده، معادلات مربوط به تغییرات زوایای λ و ψ این گونه به دست خواهد آمد.

$$e_h(s) = \frac{\tau s^3 + s^2 + K_D s}{\tau s^3 + s^2 + K_D s + K_p} \times \frac{e_{h0}}{s} + \frac{\tau s^2 + s}{\tau s^3 + s^2 + K_D s + K_p} \times \frac{\dot{e}_{h0}}{s} \quad (22)$$

در صورتی که مقادیر λ و ψ به گونه‌ای باشند که توابع مثلثاتی آمده را بتوان ساده‌سازی نمود، رابطه را می‌توان به صورت خطی شده زیر بازنویسی کرد (البته با این فرض، خطای قرارگیری بر روی سهمی به صورت خطای قرارگیری بر روی کمان دایره دیده خواهد شد).

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_G & 2K_G \\ -\frac{v}{R} & \frac{v}{R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \lambda \end{bmatrix} \quad (23)$$

با توجه به فرض ثابت بودن سرعت و اندک بودن تغییرات مولفه v/R با واسطه بزرگ بودن مقدار R ، می‌توان سیستم را منقبض نموده و معادله مشخصه آن را به صورت زیر معرفی نمود.

$$\Delta = s^2 + \left(K_G - \frac{v}{R} \right) s + K_G \frac{v}{R} \quad (24)$$

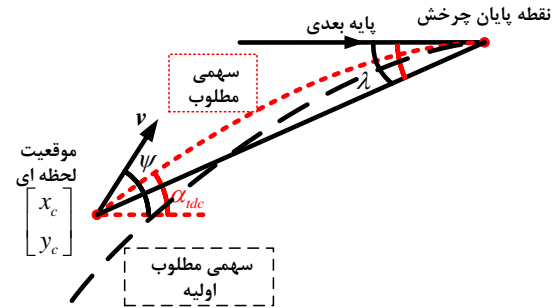
به این ترتیب حلقه هدایت در صورتی پایدار خواهد بود که K_G بزرگتر از v/R باشد یا به تعبیر دیگر با انتخاب پارامتر K_G ، الگوریتم هدایت تا فاصله v/K_G مانده به نقطه پایان چرخش، پایدار خواهد بود. به این ترتیب با یک حاشیه اطمینان در فاصله ذیل مانده به نقطه پایان چرخش، پرنده می‌بایست به سمت پایه بعدی بگردد.

$$R_{switch} = \frac{1.2v}{K_G} \quad (25)$$

همچنین در صورتی که سامانه هدایت از شرایط اولیه λ_0 و ψ_0 آغاز به کار نماید، مقدار این زوایا به صورت زیر تغییر خواهد کرد.

α_{tdc} و λ به صورت زیر قابل دست‌یابی می‌باشند.

$$\begin{aligned} \alpha_{tdc} &= \tan^{-1} \left(\left. \frac{dy_t}{dx_t} \right|_c \right) \\ &= \tan^{-1} (2a_c (x_c - x_{te})), \\ \lambda &= \tan^{-1} \left(\frac{y_c}{x_c - x_{te}} \right) \\ &= \tan^{-1} (a_c (x_c - x_{te})) \end{aligned} \quad (17)$$



شکل ۷- مسیر مطلوب و خطای هدایتی در چرخش بر روی پایه بعدی

به این ترتیب رابطه α_{tdc} و λ این گونه خواهد بود.

$$\tan(\alpha_{tdc}) = 2 \tan(\lambda) \quad (18)$$

زاویه خطای مسیر^۱ یعنی زاویه بین بردار سرعت و مسیر سهمی مطلوب نیز این گونه به دست خواهد آمد:

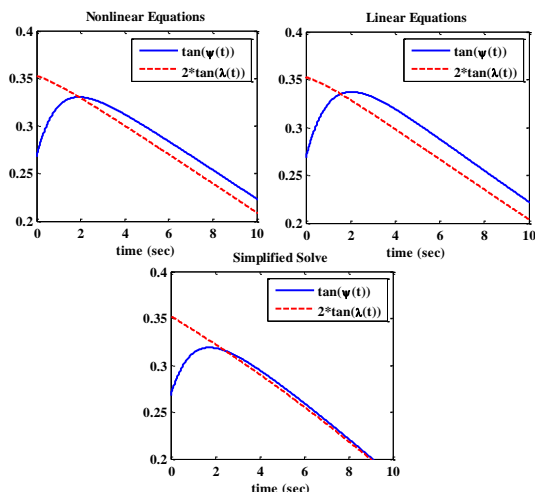
$$\alpha_h = \alpha_{tdc} - \psi = \tan^{-1}(2 \tan(\lambda)) - \psi \quad (19)$$

خطای هدایتی که مبنای ساخت الگوریتم هدایت می‌باشد به این صورت معرفی می‌گردد.

$$e = 2 \tan(\lambda) - \tan(\psi) \quad (20)$$

این خطا دارای صفر مشترک با α_h می‌باشد؛ یعنی صفر شدن آن به معنی قرار داشتن بر روی مسیر سهمی مطلوب می‌باشد. اما رابطه آن با α_h خطی نمی‌باشد. رابطه خطای هدایتی معرفی شده و α_h در λ های مختلف در شکل ۸ نشان داده شده است.

^۱ Track Angle Error (TAE)



شکل ۱۰- عملکرد معادلات غیرخطی و خطی و فرمول بسته در نحوه قرارگیری پرنده بر مسیر سهمی

به رغم مغایرت حل بسته ارائه شده با پاسخ معادلات کامل در نشان دادن قرارگیری کامل پرنده بر روی مسیر سهمی و صفر شدن خطای هدایت، این رابطه، در نشان دادن دینامیک اولیه‌ی قرارگیری بر روی مسیر مطلوب و همچنین روند کلی تغییرات زوایای بردار سرعت و دید از نقطه‌راه بعدی، انطباق مناسبی با معادلات کامل هدایت دارد. با توجه به این حل و با در نظر گرفتن رابطه فاصله تا نقطه‌راه پایان چرخش، به صورت $R_0 - vt$ ، نحوه تغییرات زاویه دید از نقطه‌راه پایان چرخش به صورت $\lambda_0 e^{\frac{vt}{R_0 - vt}}$ به دست خواهد آمد. در صورت ناهم‌راستایی با مسیر مطلوب نیز این ناهم‌راستایی با ثابت زمانی L/K_G ، تقلیل یافته و پرنده بر روی مسیر مطلوب قرار خواهد گرفت. از آنجا که روابط خطی‌سازی شده، با ساده‌سازی روابط مثلثاتی، مسیر دایروی را به عنوان مطلوب در نظر می‌گیرند؛ اعتبار آن‌ها در نشان دادن عملکرد سامانه غیرخطی در حالتی است که زوایای λ و ψ بزرگ نباشند، به گونه‌ای که تقریبات مثلثاتی اعمال شده صحیح باشند (دقت تقریب $\tan(x)$ با x تا 30° کمتر از ۱۰ درصد می‌باشد). در شکل ۱۱، عملکرد معادلات غیرخطی و خطی در نحوه قرارگیری پرنده بر مسیر سهمی، به ازای مقادیر مختلف λ_0 و ψ_0 آورده شده است.

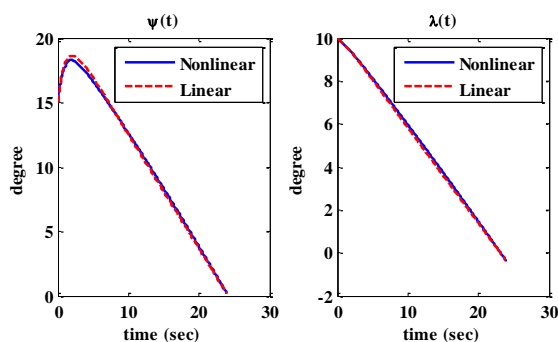
$$\psi(s) = \frac{(s - v/R)\psi_0 + 2K_G\lambda_0}{s^2 + (K_G - v/R)s + K_G v/R} \quad (26)$$

$$\lambda(s) = \frac{-v/R\psi_0 + (s + K_G)\lambda_0}{s^2 + (K_G - v/R)s + K_G v/R}$$

به منظور ارزیابی خطی‌سازی صورت گرفته، پاسخ حلقه هدایت برای زوایای ψ و λ در هر دو مدل خطی و غیرخطی تا زمان کلیدزنی بر روی پایه بعدی، در شکل ۹ آورده شده است. در شبیه‌سازی صورت گرفته، مقادیر R_0 ، ψ_0 ، λ_0 و v به ترتیب برابر 5000 m، 15° ، 10° ، 20 m/s و 1 می‌باشند. تغییرات فاصله از نقطه‌راه بعدی (R) نیز برابر است با:

$$\dot{R} = -v \cos(\psi - \lambda) \quad (27)$$

با توجه به نتیجه آورده شده، خطی‌سازی صورت پذیرفته، با دقت مناسبی رفتار پارامترهای حلقه هدایت را نشان می‌دهد. در صورتی که مقدار $R \gg v/K_G$ باشد، معادله مشخصه سیستم را به این صورت نیز می‌توان ساده‌سازی نمود.



شکل ۹- عملکرد معادلات خطی و غیرخطی در مقایسه با یکدیگر

$$\Delta = (s + K_G) \left(s + \frac{v}{R} \right) \quad (28)$$

همچنین زوایای بردار سرعت و خط دید پس از ساده‌سازی در حوزه زمان به صورت زیر به دست خواهند آمد.

$$\begin{cases} \psi(t) = (\psi_0 - 2\lambda_0)e^{-K_G t} + 2\lambda_0 e^{-v/R} \\ \lambda(t) = \lambda_0 e^{-v/R} \end{cases} \quad (29)$$

به منظور ارزیابی عملکرد سامانه هدایت در نحوه قرارگیری بر روی مسیر سهمی، پارامترهای $\tan(\psi)$ و $2\tan(\lambda)$ که تفاضل آن‌ها نشانگر خطای قرارگیری بر روی مسیر سهمی می‌باشد، بر اساس مدل کامل رابطه (۲۲)، مدل خطی‌سازی شده رابطه (۲۶) و رابطه بسته به دست آمده در (۲۹) و شرایط شبیه‌سازی پیش‌تر آمده، در شکل ۱۰ آورده شده است.

سهمی مطلوب قرار خواهد داشت و مطابق قانون هدایت آمده در رابطه (۲۱) فرمان شتاب جانبی نیز جهشی نخواهد داشت.

$$D_2 = D_1 \cos(\alpha_{BL}) \quad (30)$$

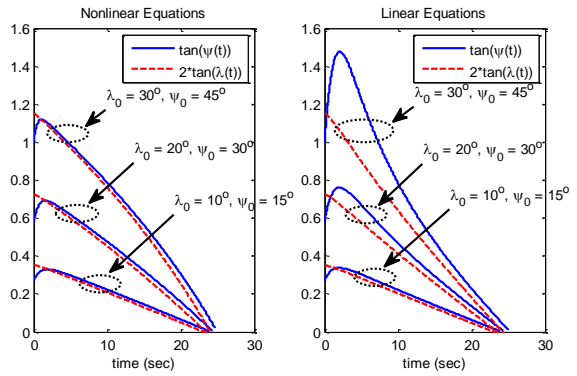
همچنین بر مبنای این رابطه، کمینه نمودن مجموع D_1 و D_2 نیز معادل کمینه کردن یکی از آن دو است. در صورتی که شتاب جانبی بیشینه قابل اعمال توسط پرنده با a_{sat} نشان داده شود، با توجه به رابطه تحلیلی به دست آمده‌ی (۱۶) برای شتاب جانبی پرنده در نقطه‌ی پایان چرخش که معادل شتاب جانبی بیشینه آن نیز خواهد بود، برای D_2 به گونه‌ای که شتاب فرمان به اشباع نرود خواهیم داشت.

$$D_2 = \frac{v^2 \tan(\alpha_{BL})}{ka_{sat} 2} \quad (31)$$

k مقداری کوچکتر از یک می‌باشد. از آن جهت که به واسطه‌ی نوع الگوریتم هدایت در نظر گرفته شده و همچنین دینامیک خودخلبان، پرنده بدون سرنشین از مسیر سهمی اولیه انحرافی خواهد داشت و مقدار شتاب فرمان در انتهای سناریو بیش از مقدار معرفی شده در رابطه (۱۶) می‌گردد، پارامتر k به عنوان یک درجه آزادی جهت تنظیم D_2 به گونه‌ای که شتاب فرمان اشباع نگردد، در نظر گرفته می‌شود. روند تغییرات شتاب فرمان در یک سناریو، در مقایسه با روند تغییرات آن در سهمی مطلوب اولیه، در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷، در نتایج ارائه شده در بخش بعد، قابل مشاهده است.

۵- نتایج شبیه‌سازی

پرنده بدون سرنشینی را در حال حرکت در صفحه افق با سرعت ثابت ۲۰۰ متر بر ثانیه در نظر بگیرد. ثابت زمانی خودخلبان شتاب جانبی این پرنده برابر 0.3 ثانیه بوده و همچنین بیشینه شتاب جانبی فرمان برابر $6/8$ متر بر مجذور ثانیه می‌باشد. به این ترتیب مقدار KP و KD در الگوریتم هدایت تعقیب خط، به ترتیب 0.44 و $1/07$ به دست خواهد آمد. قطب‌های حلقه هدایت نیز در $0.5 \pm j0.75$ و $-1/84$ قرار خواهند گرفت. با توجه به این مقادیر، در صورتی که پرنده دارای انحراف ۲۰ متر از مسیر باشد، نحوه بازگشت و فرارگیری بر خط به همراه روند تغییرات شتاب جانبی آن در شکل ۱۳ آمده است. همچنین نتایج مربوطه به ازای انحراف زاویه‌ای پرنده به اندازه انحراف ۲ درجه از خط مطلوب در شکل ۱۴ آورده شده است.



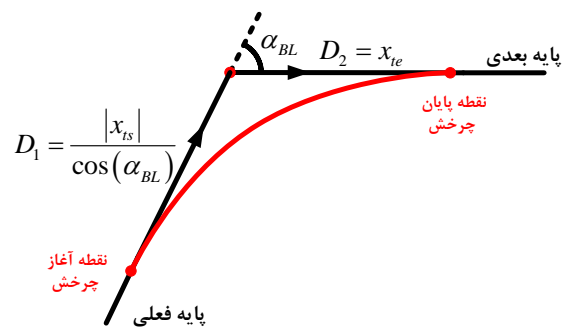
شکل ۱۱- عملکرد معادلات غیرخطی و خطی به ازای مقادیر λ_0 و ψ_0 مختلف

در مورد نحوه تعیین مقدار ضریب هدایتی K_G ، هر چه این مقدار بزرگتر باشد، پرنده سریعتر بر روی سهمی مطلوب قرار می‌گیرد. اما این انتخاب با توجه به دینامیک خودخلبان پرنده محدود می‌گردد. یک انتخاب مناسب، تعیین K_G به گونه‌ای است که بزرگترین قطب حلقه هدایت، یک پنجم پهنای باند حلقه خودخلبان باشد ($K_G = 0.2/\tau$).

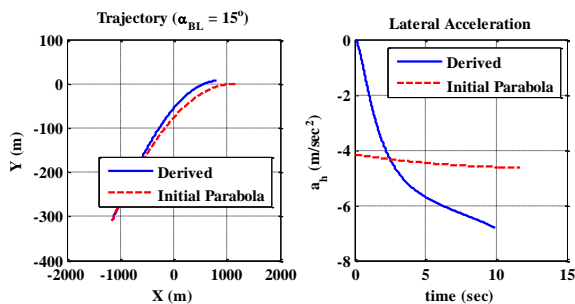
۴- تعیین بهینه نقاط آغاز و پایان چرخش

معیار بهینگی در این انتخاب می‌تواند حداقل نمودن انتگرال مجذور شتاب جانبی پرنده در حین چرخش باشد که معرف توان مانور پرنده است [8]. اما شاید معیار مناسب‌تر از نظر عملیاتی آن است که پرنده از بیشینه توان خود استفاده کند تا در نزدیک‌ترین فاصله نسبت به پایه‌های مسیر تعبیه شده حرکت نماید. به این ترتیب هر چه طول پایه‌های چرخش (D_1 و D_2 در شکل ۱۲) کوچکتر باشد، پرنده در فاصله کمتری از پایه‌ها چرخش خود را سامان خواهد داد.

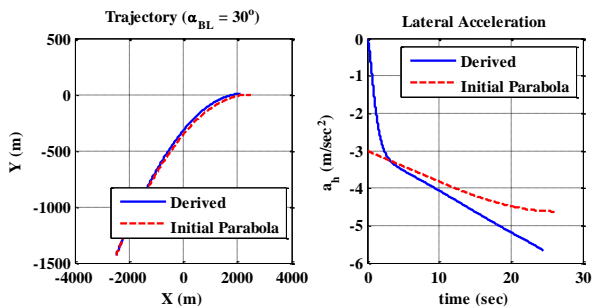
با توجه به انتخاب سهمی به عنوان مسیر مطلوب پرنده و معیار قرار دادن آن در الگوریتم هدایت در حین چرخش، با توجه به رابطه (۱۳) که ارتباط مختصات نقطه آغاز و پایان چرخش را نشان می‌دهد، در صورتی که رابطه زیر بین D_1 و D_2 برقرار باشد، پرنده از ابتدای مسیر بر روی



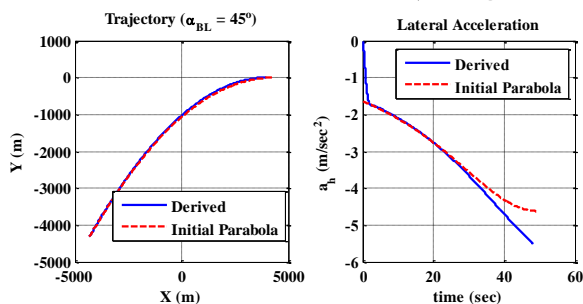
شکل ۱۲- پایه‌های چرخش D_1 و D_2



شکل ۱۵- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زاویه $\alpha_{BL} = 15^\circ$



شکل ۱۶- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زاویه $\alpha_{BL} = 30^\circ$



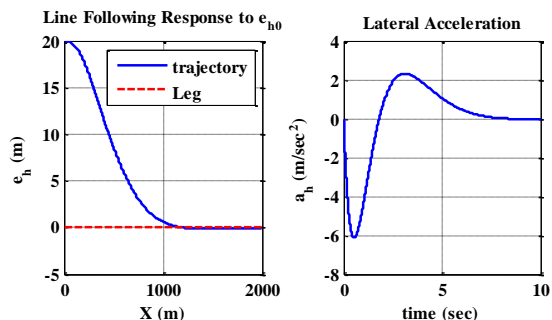
شکل ۱۷- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زاویه $\alpha_{BL} = 45^\circ$

در حالتی که آغاز چرخش با یک خطای زاویه‌ای نسبت به مقدار از پیش برنامه‌ریزی شده صورت پذیرد نیز نتیجه حاصل برای مسیر پرواز و شتاب جانبی در شکل ۱۸ آورده شده است. مطابق شکل، الگوریتم هدایت سعی می‌نماید تا پرنده را به سرعت و با توجه به دینامیک حلقه هدایت چرخانده و بر روی سهمی‌ای قرار دهد که البته این سهمی الزاماً همان سهمی مطلوب اولیه نخواهد بود.

شکل ۱۹ نیز مسیر پرواز پرنده را در حالتی که از الگوریتم تعقیب خط و چرخش معرفی شده برای گذشت از چند پایه پشت سر هم استفاده می‌نماید، نشان می‌دهد. در شکل ۲۰ هم تغییرات شتاب جانبی پرنده در طول مسیر آورده شده است.

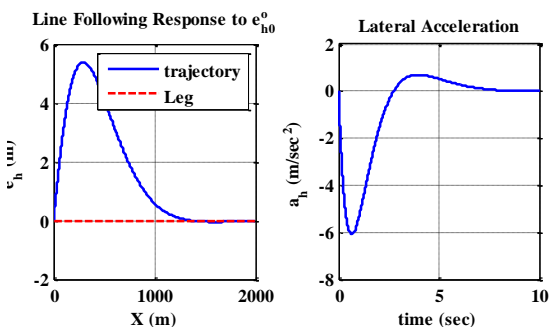
۶- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر الگوریتم هدایتی برای پرنده بدون سرنشین در صفحه افق ارائه گردید. در الگوریتم هدایت تعقیب خط، ابتدا با یک مدل‌سازی مناسب، نشان داده شد که در شرایط عملکردی مورد بررسی، مدل سینماتیک پرنده از فرمان شتاب جانبی تا خطای هدایتی، تنها دو



شکل ۱۳- پاسخ الگوریتم هدایت تعقیب خط به خطای فاصله از پایه

پایه



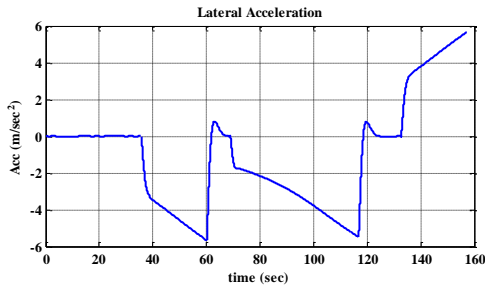
شکل ۱۴- پاسخ الگوریتم هدایت تعقیب خط به خطای زاویه از پایه

ضریب هدایتی (KG) در الگوریتم هدایت چرخش برابر 0.67 به‌دست می‌آید. همچنین Rswitch مقدار 360 متر خواهد بود. به این ترتیب در صورتی که زاویه بین دو پایه را سه مقدار 15 ، 30 و 45 درجه در نظر بگیرید، با در نظر گرفتن پارامتر k به میزان 0.68 ، مقادیر پایه چرخش نظیر هر کدام این‌گونه به‌دست خواهد آمد.

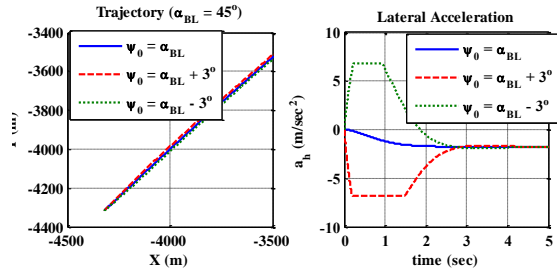
جدول ۱- مقادیر پایه‌های چرخش در ازای زوایای مختلف α_{BL}

$\alpha_{BL} (^\circ)$	$D_1 (m)$	$D_2 (m)$
۱۵	۱۲۰۰	۱۱۵۹
۳۰	۲۸۸۴	۲۴۹۷
۴۵	۶۱۱۷	۴۳۲۵

به ازای هر یک از مقادیر α_{BL} اشاره شده تا فاصله R_{switch} به نقطه پایان چرخش، نیز مسیر چرخش در مقایسه با سهمی مطلوب به همراه روند تغییر شتاب جانبی پرنده نشان داده شده است. همانگونه که در نتایج قابل مشاهده می‌باشد، هر چه α_{BL} کوچکتر باشد، اندازه پله فرمان شتاب جانبی بزرگتر شده و با توجه به محدودتر شدن زمان اجرای چرخش، دینامیک خودخلبان و همچنین خود الگوریتم هدایت، سبب اختلاف بزرگتری میان سهمی مطلوب اولیه و مسیر پیاده‌سازی شده می‌گردد.



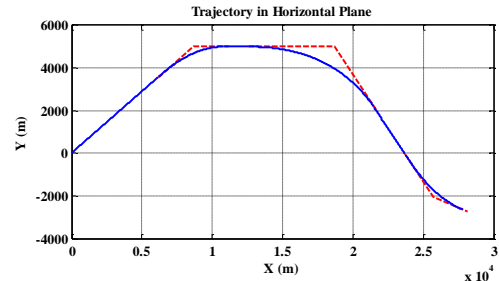
شکل ۲۰- تغییرات شتاب جانبی در طول پرواز



شکل ۱۸- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زوایای آغاز

چرخش مختلف

انتگرال‌گیر است و به این ترتیب الگوریتم تناسبی-مشتقی برای هدایت تعقیب خط، مناسب می‌باشد. ضرایب K_D و K_P به گونه‌ای انتخاب شدند که دینامیک حلقه هدایت، بدون در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان، با یک مدل ساده مرتبه دو، قابل ارزیابی باشد و همچنین سامانه سریعترین پاسخ بدون فراجهدش را در بازگرداندن پرنده بر روی پایه از شرایط اولیه مختلف، داشته باشد. در الگوریتم چرخش با توجه به روند تغییرات شتاب جانبی نظیر، مسیر سهمی به عنوان یک مسیر مرجع اولیه انتخاب و الگوریتم هدایتی‌ای متناسب با خطای زاویه مسیر حرکت نسبت به سهمی مطلوب، با در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان ارائه گردید. به کمک خطی‌سازی صورت گرفته، تحلیل پایداری حلقه هدایت انجام پذیرفت و همچنین تحلیل رفتاری ساده‌ای از کیفیت عملکرد حلقه هدایت در حضور الگوریتم مزبور، به دست آمد. محدوده اعتبار مدل خطی نیز نشان داده شد. در انتها نیز طول بازوهای چرخش با توجه به زاویه بین دو پایه، سرعت پرنده و شتاب اشباع، به گونه‌ای انتخاب گردید که پرنده در نزدیک‌ترین فاصله نسبت به پایه‌ها، حرکت نماید.



شکل ۱۹- مسیر پروازی پرنده بر اساس الگوریتم هدایت تعقیب

خط و چرخش معرفی شده

Transportation, issue # 2003-5, SPECIAL, November 2003

[6] Connors, J., Elkaim, G. H., "Trajectory Generation and Control Methodology for an Autonomous Ground Vehicle". Autonomous Systems Laboratory, Computer Engineering Department, University of California, Santa

Cruz, 2008

[7] Papoulias, F. A., "Cross Track Error and Proportional Turning Rate Guidance of Marine Vehicles". Journal of Ship Research, Vol. 38, No. 2, June 1994, pp. 123-132

[8] Whang, I. H., Hwang, T. W., "Horizontal waypoint guidance design using optimal control". IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems vol. 38, No. 3, 2002

[9] Park, S., Deysty, J., How, J. P., "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking". American Institute of Aeronautics and Astronautics, MIT, Cambridge, MA, 02139, 2004

[10] Spitzer, C. R., "The avionics handbook". AvioniCon, Inc., CRC Press. 2001

مراجع

[1] Yanushevsky, R., "Guidance of Unmanned Aerial Vehicles", CRC Press, © 2011 by Taylor and Francis Group, LLC,

[2] Bauer, P., Bokor, J., "Tuning and Improvements in a Waypoint and Trajectory Tracking Algorithm," in Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, no. AIAA 2012-4604. Minneapolis, MN., USA: AIAA, 13-16 August 2012.

[3] Kim, B. S., Lee, J. G., Han, H. S., "Biased PNG law for impact with angular constraint". IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, vol. 34, No. 1, 1998

[4] Manchester, I. R., Savkin, A. V., "Circular-Navigation-Guidance Law for Precision Missile/Target Engagements". Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 29, No. 2, 2006

[5] Federal Aviation Administration, "Air Traffic Bulletin: Advanced RNAV Procedures and Aircraft Behavior". U.S. Department of

