



نشریه علمی - پژوهشی

انجمن مهندسان کنترل و ابزار دقیق ایران - قطب علمی کنترل صنعتی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
جلد ۸، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۳

فهرست مقالات

- ۱ طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص
بیژن معاونی، مجید بویرزمان
- ۱۱ کنترل بینامبناي بازوی ربات با مدل سازی عصبی معکوس ماتریس ژاکوبین
فرزانه نادی، ولی درهمی، مهدی رضاییان
- ۲۱ کنترل لغزش چرخ ها با استفاده از کنترل مد لغزشی در شبیه ساز دقیق
سعید خان کلانتری رکن آبادی، وحید پاشازاده، محمد تشنه لب
- ۳۵ طراحی کنترل کننده بهینه غیرخطی برای حرکت زیردریایی در کانال عمق با استفاده از روش گرادینان نزولی با انتخاب روشمند گام
مرضیه احمدی، علیرضا فرجی، ابوالفضل حلوائی نیاسر
- ۴۷ طراحی الگوریتم هدایت افقی یک پرنده بدون سرنشین جهت پیمودن بهینه پایه های مسیر
سید جواد طالبیان، جعفر حیرانی نوبری
- ۵۹ طراحی سیستم هدایت مقاوم با استفاده از الگوریتم مد لغزشی مرتبه بالا برای تولید دستور شتاب هموار و مقابله با اهداف مانوردار
وحید بهنام گل، احمد رضا ولی، علی محمدی



مجله کنترل
(ISSN 2008-8345)



نشریه علمی - پژوهشی، انجمن مهندسان کنترل و ابزار دقیق ایران - قطب کنترل صنعتی دانشگاه صنعتی
خواجه نصیرالدین طوسی، جلد ۸، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۳

پست الکترونیک: control@isice.ir

صاحب امتیاز: انجمن مهندسان کنترل و ابزار دقیق ایران

مدیر مسئول: پروفسور ایرج گودرزنیا

سردبیر: پروفسور علی خاکی صدیق - تلفن: ۸۴۰۶۲۳۱۷ - پست الکترونیک: sedigh@kntu.ac.ir

آدرس محل کار: خیابان دکتر شریعتی، پل سیدخندان، دانشکده برق دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

شورای سردبیری: پروفسور علی خاکی صدیق، پروفسور حمید خالوزاده، دکتر مهدی علیاری شوره دلی

دبیر اجرایی: دکتر مهدی علیاری شوره دلی - تلفن: ۷۱۳۲۲۱۳۳ - پست الکترونیک: aliyari@kntu.ac.ir

هیأت تحریریه:

پروفسور علی خاکی صدیق (استاد) - پروفسور ایرج گودرزنیا (استاد) - پروفسور حمید خالوزاده (استاد) - پروفسور پرویز جبه دار مارالانی (استاد) - پروفسور علی غفاری (استاد) - دکتر حمیدرضا مومنی (دانشیار) - پروفسور سید کمال الدین نیکروش (استاد) - پروفسور مسعود شفیعی (استاد) - پروفسور بهزاد مشیری (استاد)

هیأت مشاوران:

دکتر حمیدرضا مومنی، پروفسور بهزاد مشیری، پروفسور مسعود شفیعی، پروفسور علی خاکی صدیق، پروفسور پرویز جبه دار مارالانی، پروفسور علی غفاری، پروفسور حمید خالوزاده، پروفسور حمیدرضا تقی راد، دکتر کیوان مسروری، دکتر محمدتقی بطحایی، دکتر محمدتقی بهشتی، دکتر فرزاد جعفر کاظمی، دکتر رویا امجدی فرد، پروفسور سید علی اکبر موسویان، پروفسور محمد تشنه لب، پروفسور محمد حایری، پروفسور سید علی اکبر صفوی، پروفسور حسین سیفی، دکتر احد کاظمی، دکتر علیرضا فاتحی، دکتر محمدرضا اکبرزاده توتونچی، دکتر مسعود علی اکبر گلکار، دکتر ناصر پریز، دکتر مهرداد جوادی، دکتر جعفر حیرانی نویری، پروفسور فرامرز حسین بابایی، دکتر بیژن معاونی، دکتر مهدی علیاری شوره دلی، دکتر محمد عاروان، پروفسور محمد توکلی بینا، دکتر مجتبی احمدیه خانه سر، دکتر فائزه فریور، دکتر موسی آیتی.

هیأت مدیره انجمن مهندسان کنترل و ابزار دقیق:

پروفسور مسعود شفیعی، دکتر محمدرضا جاهد مطلق، پروفسور ایرج گودرزنیا، پروفسور بهزاد مشیری، پروفسور علی اکبر صفوی، دکترایمان محمدزمان، دکتر علی اشرف مدرس، مهندس علی کیانی.

ایران - تهران، صندوق پستی ۳۵۹۵-۱۵۸۱۵

تلفن: ۸۱۰۳۲۲۳۱

فاکس: ۸۱۰۳۲۲۰۰

www.joc-isice.ir

فهرست مقالات

- ۱ طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص
پیژن معاونی، مجید بویرزمان
- ۱۱ کنترل بینامبنای بازوی ربات با مدل سازی عصبی معکوس ماتریس ژاکوبین
فرزانه نادی، ولی درهمی، مهدی رضاییان
- ۲۱ کنترل لغزش چرخ ها با استفاده از کنترل مد لغزشی در شبیه ساز دقیق
سعید خان کلاتری رکن آبادی، وحید پاشازاده، محمد تشنه لب
- ۳۵ طراحی کنترل کننده بهینه غیرخطی برای حرکت زیردریایی در کانال عمق با استفاده از روش
گرا دیان نزولی با انتخاب روشمند گام
مرضیه احمدی، علیرضا فرجی، ابوالفضل حلوائی نیاسر
- ۴۷ طراحی الگوریتم هدایت افقی یک پرنده بدون سرنشین جهت پیمودن بهینه پایه های مسیر
سید جواد طالبیان، جعفر حیرانی نوبری
- ۵۹ ارائه یک الگوریتم مد لغزشی مرتبه بالای جدید برای طراحی سیستم هدایت مقاوم و غیرخطی
وحید بهنام گل، احمد رضا ولی، علی محمدی

مجله کنترل، مجله‌ای علمی - پژوهشی است که دربرگیرنده تازه‌ترین نتایج تحقیقات نظری و کاربردی در علوم مختلف مرتبط با مهندسی کنترل و ابزار دقیق می‌باشد. مقالات ارسالی به مجله کنترل می‌بایست به زبان فارسی و دارای چکیده انگلیسی باشند. از میان مباحث مورد نظر این مجله می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- (۱) مدل‌سازی، شناسایی، شبیه‌سازی، پیش‌بینی، بهینه‌سازی و پایش عملکرد سیستم‌ها.
- (۲) تحلیل و طراحی سیستم‌های کنترل پیشرفته از قبیل سیستم‌های کنترل خطی و غیرخطی، سیستم‌های کنترل تطبیقی، کنترل مقاوم و کنترل بهینه، سیستم‌های کنترل هوشمند، سیستم‌های کنترل تصادفی، سیستم‌های کنترل گسسته پیشامد و ترکیبی، سیستم‌های ابعاد وسیع، سیستم‌های کنترل چندمتغیره.
- (۳) مکاترونیک و رباتیک.
- (۴) ابزار دقیق و سیستم‌های ترکیب داده و اطلاعات سنسوری.
- (۵) اتوماسیون صنعتی از قبیل سیستم‌های کنترل گسترده، رابط انسان - ماشین، سیستم‌های ایمنی و تشخیص خطا، تحلیل و طراحی سیستم‌های کنترل کسری، شناسایی و تشخیص عیب در سیستم‌ها، سیستم‌های کنترل پیچیده، سیستم‌های زمان حقیقی و سیستم‌های کنترل تحت نظارت.

کاربردهای مورد علاقه این مجله، وسیع بوده و می‌تواند در برگیرنده موارد زیر باشد:

- (۱) سیستم‌های هدایت و ناوبری.
- (۲) فرآیندهای صنعتی شامل فرآیندهای شیمیایی و بیوتکنولوژی.
- (۳) تولید و توزیع نیروی برق.
- (۴) مهندسی محیط زیست و هواشناسی.
- (۵) سیستم‌های اقتصادی و مالی.
- (۶) سیستم‌های اطلاعاتی، مخابراتی و شبکه‌های صنعتی.
- (۷) مهندسی پزشکی.
- (۸) نانو کنترل.

از کلیه پژوهشگران و کارشناسان فعال در زمینه‌های مرتبط با مهندسی کنترل و ابزار دقیق دعوت بعمل می‌آید تا مقالات و نتایج آخرین دستاوردهای علمی و پژوهشی خود را به این مجله ارسال نمایند. خواهشمند است مقالات خود را به صورت الکترونیکی به آدرس www.joc-isice.ir ارسال فرمایید. برای کسب اطلاعات بیشتر و دریافت نحوه تهیه و ارسال مقالات می‌توانید به سایت مجله با آدرس www.joc-isice.ir مراجعه نمایید.

شیوه تدوین

متن مقالات شامل چکیده، بدنه مقاله، مراجع و زیرنویس‌ها باید با فونت ۱۲ B Zar و با فاصله double میان خطوط، در صفحات A4 یک ستونی و تحت نرم‌افزار Word تهیه گردد.

آدرس نویسندگان

آدرس پستی کامل همه نویسندگان همراه با شماره تلفن و دورنگار (فکس) و نشانی پست الکترونیک (email) نویسنده عهده‌دار مکاتبات در برگه مستقلى چاپ و به همراه مقاله ارسال گردد.

چکیده

هر مقاله باید شامل، عنوان (فارسی و انگلیسی)، چکیده (فارسی و انگلیسی) مقاله در حداکثر ۲۰۰ واژه، کلیدواژه (فارسی و انگلیسی) در حداکثر ۵ واژه باشد.

تصاویر و عکس‌ها

در هنگام ارسال مقاله جهت داوری نیازی به ارسال اصل تصاویر و عکس‌ها نمی‌باشد، ولی رونوشت ارسالی باید واضح باشد. پس از تایید مقاله، ارسال اصل تصاویر و عکس‌ها جهت چاپ مقاله ضروری می‌باشد.

مراجع

به کلیه مراجع باید در متن ارجاع داده شده باشد. مراجع باید با شماره مشخص گردند و جزئیات آنها به شرح زیر در پایان مقاله به ترتیب حروف الفبای نویسندگان ظاهر گردد:

مقالات

[شماره مرجع] نام خانوادگی و علامت اختصاری اول نام، سال انتشار یا تاریخ برگزاری، "عنوان مقاله"، نام کامل نشریه یا کنفرانس، شماره مجله یا شماره جلد، شماره صفحات.

کتابها

[شماره مرجع] نام خانوادگی و نام کامل همه نویسندگان، عنوان کتاب، نام مترجم (در صورت وجود)، نام کامل ناشر، سال انتشار.

واحدها

کلیه مقالات باید از واحد استاندارد SI (متریک) در تمام بخشهای مقاله استفاده نمایند. در کنار واحد SI می‌توان از واحد انگلیسی در داخل پرانتز نیز استفاده نمود.

طول مقالات

حداکثر تعداد صفحات مقاله ۱۵ صفحه است که معادل حدود ۷۵۰۰ واژه است. برای چاپ صفحات بیشتر و یا رنگی لازم است هزینه‌ای معادل ۲۵۰،۰۰۰ ریال (۲۵ دلار آمریکا) برای هر صفحه پرداخت گردد.

فرآیند ارسال مقاله

مقالات قابل چاپ در مجله شامل مقالات کامل پژوهشی، مقالات کوتاه و یادداشتهای پژوهشی است. مقالات ارسالی نباید در هیچ مجله داخلی و یا خارجی چاپ شده باشد و یا در حال داوری باشد.

- برای ارسال مقاله خود به سایت مجله به آدرس www.joc-isice.ir مراجعه نموده و طبق دستورالعمل مندرج در سایت عمل نمایید.
- مقالات جهت داوری به داوران متخصص ارسال می‌گردد. در پایان تایید یا رد هر مقاله توسط هیئت تحریریه مجله انجام خواهد پذیرفت. سردبیر مجله نتیجه داوری را برای نویسنده عهده دار مکاتبات ارسال خواهد نمود.
- در صورتی که نیاز به تصحیح مقاله باشد، تصحیحات باید تنها محدود به موارد ذکر شده باشد. در سایر موارد نویسنده لازم است سردبیر را در جریان هرگونه تغییر و یا تصحیح دیگری قرار دهد. در هر صورت مسئولیت صحت و سقم مطالب بر عهده نویسنده خواهد بود.

حق کپی

در صورت تایید مقاله، نویسندگان لازم است فرم انتقال حق انتشار آن به "انجمن مهندسان کنترل و ابزار دقیق ایران" را تکمیل و به همراه اصل مقاله ارسال نمایند. نویسندگان لازم است موافقت کتبی دارندگان حق کپی بخشهایی از مقاله که از مراجع و منابع دیگر نسخه‌برداری شده است را دریافت و به دفتر مجله ارسال نمایند.

بدینوسیله از کلیه اساتید، پژوهشگران و کارشناسان مهندسی کنترل و ابزار دقیق جهت ارائه مقالات خود در این نشریه دعوت به عمل می‌آورد. خواهشمند است مقالات خود را به صورت الکترونیکی از طریق سایت مجله به آدرس: www.joc-isice.ir ارسال نمایید.

طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص

بیژن معاونی^۱، مجید بویرزمان^۲

^۱ استادیار، دانشکده مهندسی راه آهن، گروه راه آهن برقی و کنترل و علائم، دانشگاه علم و صنعت ایران، b_moaveni@iust.ac.ir

^۲ دانشجوی کارشناسی ارشد کنترل و علائم، گروه راه آهن برقی و کنترل و علائم، دانشگاه علم و صنعت ایران، booyierzaman@iust.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۱/۱۰، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۵/۱۳)

چکیده: این مقاله به طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی برای سیستم‌های گسسته در زمان و با حضور ورودی نامشخص می‌پردازد. هدف از طراحی این فیلتر تخمین متغیرهای حالت سیستم در حضور اغتشاش تصادفی و غیر تصادفی و همچنین در حضور ورودی نامشخص است. به عبارت دیگر فیلتر طراحی شده در این مقاله قصد دارد از نقاط قوت فیلتر کالمن در کنار مزایای رویترهای تناسبی-انتگرالی استفاده نماید. بطوریکه با استفاده از حلقه تناسبی بتوان اثر اغتشاشات تصادفی از جمله نویز فرآیند و نیز اندازه‌گیری را رفع کرد و از سوی دیگر با استفاده از حلقه انتگرالی بتوان بر اغتشاش غیر تصادفی مانند عدم قطعیت پارامتر، اغتشاش بیرونی وارده بر سیستم غلبه کرد. در روند طراحی فیلتر، شرط بدون بایاس بودن و سازگاری فیلتر استخراج گشته و به دنبال اثبات بدون بایاس بودن فیلتر، شرایط حذف اثر ورودی نامشخص و ضرایب فیلتر استخراج می‌گردد. با استفاده از یک مثال عددی، کارایی این فیلتر نشان داده شده است.

کلمات کلیدی: فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی؛ رویتر با ورودی نامشخص؛ اغتشاش تصادفی و غیر تصادفی؛ تخمین بدون بایاس بودن؛ تخمین سازگار.

Design of Unknown Input Proportional-Integral Kalman Filter

Bijan Moaveni, Majid Booyierzaman

Abstract: In this paper, we introduce the proportional-integral kalman filter for discrete time systems with unknown input. The Proportional-Integral observers (PIOs) have good performance in deal with uncertainty in model, while those cannot handle the effect of determinstic unknown inputs. On the other hand, the Unknown Input Kalman filter (UIKF) is sensitive to uncertainty, while it provides unbiased minimum-variance estimation in the presence of unknown input. Here, we introduce Unknown Input Proportional Integral Kalman filter (UIPIKF) as an unbiased minimum-variance estimator in the presence of uncertainty and unknown input in the model. Using a numerical example, the effectiveness of the filrer is demonstrated.

Keywords: Proportional Integral Kalman Filter, Unknown Input Observer, Stochastic and Deterministic Disturbance, Unbiased Estimation, Consistent Estimation.

۱- مقدمه

سیستم‌های قطعی پیشنهاد گشته است رویتر لئونبرگر^۱ بوده است. این رویتر اگرچه ساده و کارآمد بود، ولیکن در مواجه با سیستم‌های دارای ورودی تصادفی (نویز) و/یا در حضور ورودی نامشخص دچار مشکل جدی می‌گشت و عملکرد قابل قبولی در تخمین متغیرهای حالت نداشت. این در حالی بود که فیلتر کالمن به عنوان یک فیلتر خطی با کمینه

همان‌گونه که محققین و مهندسی حوزه مهندسی کنترل می‌دانند و در مراجع مختلف به آن اشاره شده است، رویترها در سیستم‌های قطعی (یا فیلترها در سیستم‌های تصادفی) کاربردهای فراوانی به منظور کنترل به روش فیدبک خروجی، پایش وضعیت سیستم‌ها و تشخیص عیب دارد[۱]. روش کلاسیکی که برای حل مساله تخمین متغیرهای حالت در

^۱ - Luenberger

انتگرالی بیان کردند که علاوه بر کاهش اثر خطای مدل به حذف اثر نویز اندازه گیری در سیستم منجر می شود.

در سالهای اخیر محققان سعی بر آن داشته تا با ارائه روش های طراحی متفاوت این رویکرد بتوانند با استفاده از مزایای هر کدام از این روش ها به طراحی بهتر و جامع تری دست یابند. از آن جمله می توان به روش های طراحی زیر اشاره کرد. طراحی بر اساس، روش ساختار ویژه [۱۶]، روش طراحی بر اساس جایابی قطب [۱۷]، همچنین مقالاتی با استفاده از کمینه کردن نرم H_{∞} سعی در طراحی این رویکرد داشته اند [۳، ۴]، روش دیگر کمینه کردن واریانس خطای تخمین می باشد [۱۸-۲۰]. به عنوان مثال، در [۱۶]، روش طراحی ساختار ویژه پارامتریکی ارائه شد که درجه آزادی کاملی از طراحی PIO را در اختیار طراح می گذارد که این روش منجر به کاهش حساسیت مقادیر ویژه می شود. مارک در [۳، ۴]، با اتخاذ روش کمینه کردن نرم H_{∞} تابع تبدیل اغتشاش به خطای تخمین یا به عبارتی حساسیت تخمین حالت را نسبت به اغتشاش کم کرد. در [۱۸، ۱۹] فیلتر کالمنی ارائه شده است که علاوه بر بهره تناسبی کالمن، از بهره انتگرالی نیز استفاده می شود که از حل معادلات ریکاتی با کمینه کردن واریانس خطا حاصل می شود. با استفاده از این تخمینگر عملکرد حالت گذرا و همچنین حاشیه پایداری سیستم خطای تخمین را بهبود بخشید. با استفاده از ضریب محوشوندگی^۶ و اثر ضریب انتگرالی پارامترهای طراحی اضافی را نیز بوجود آورد.

در سیستم های خطی با داشتن اطلاعات دقیق از سیستم و با علم بر اینکه نویزهای وارده بر سیستم نویزهای سفیدگوسی با میانگین صفر هستند، فیلتر کالمن تخمینی با کمینه واریانس ارائه می نماید [۱۸]. ولیکن مشکل جدی که این تخمینگر با آن مواجه است، عدم دقت کافی مدل های مورد استفاده در این تخمین گر ها است که امروز با پیچیده تر شدن سیستم ها قابل صرف نظر نیستند. این در حالیست که همراه با عدم قطعیت، اغتشاش و وجود ورودی های نامشخص نیز جزئی از دینامیک سیستم می باشند و وجود آنها موجب وجود خطا در تخمین می گردد. برای کاهش اثر بایاس روش هایی در [۱۸] ارائه شده است. از جمله این روش ها می توان به روش کمینه بیشینه، روش دکوپله کردن اغتشاش نامشخص و روش جذب اغتشاش نامشخص، اشاره کرد. در روش سوم راه حل استفاده از متغیر اضافی است. این متغیر اضافی اثر اغتشاش نامشخص را در خود جذب می کند. با استفاده از متغیر اضافی سیستم افزوده ای که هم متغیر حالت سیستم اصلی و هم متغیر حالت اضافی را در بر دارد تشکیل می شود. در [۲۱] نیز با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته با ورودی نامشخص، تخمینی از سرعت طولی وسیله نقلیه ارائه گردید. همچنین در ادامه با بیان فیلتر تطبیقی غیر خطی نتایج بدست آمده از این دو مقایسه شده است. در این مقاله سعی بر آن بوده است که بتوانند با استفاده از ایده فیلتر کالمن توسعه یافته و ترکیب آن با فیلتر کالمن با ورودی نامشخص بر مشکل ورودی نامشخص (گشتاور ترمزی) فائق آیند

میانگین مربعات خطا^۱ مساله تخمین را در سیستم های خطی اتفاقی حل کرده است. در استفاده از فیلتر کالمن فرض بر این است که پارامترهای سیستم، کوواریانس نویزهای فرایند و اندازه گیری و همچنین ورودی های سیستم معلوم و مشخص است. این در حالی است که، در عمل با مسائل مختلفی مواجه می گردیم که فرضیات بالا برقرار نمی باشند و در این حالت ها نیز فیلتر کالمن عملکرد مطلوبی در تخمین حالت ها نخواهد داشت [۲]. از این رو، محققین و مهندسين کنترل تحقیقات فراوانی در خصوص حل این نقایص داشته و در این خصوص تحقیقات مختلفی صورت گرفته که نتایج آن تحت عنوان رویکردهای با ورودی نامشخص به منظور مواجه با اثر ورودی نامشخص ارائه شده است [۳، ۴]. همچنین به منظور ارتقای مقاومت رویکردها در مقابل نامشخص پارامترهای مدل، رویکردهای تناسبی-انتگرالی پیشنهاد گشته اند [۵] الی [۳، ۴].

برخلاف رویکردهای تناسبی^۲ (PO) مانند رویکرد لئونبرگر [۶] و فیلتر کالمن [۷]، که فقط از یک حلقه تناسبی از خطای تخمین استفاده می کنند، رویکرد تناسبی-انتگرالی^۳ (PIO) از حلقه فیدبک انتگرالی اضافه ای نیز بهره می گیرد. اضافه کردن این جمله انتگرالی سبب می شود که درجه آزادی بیشتری برای طراحی یک تخمینگر حالت حاصل شود. همچنین از مزایای استفاده از این تخمینگر حالت می توان به افزایش دقت تخمین در حالت ماندگار، ارتقای مقاومت تخمین در برابر اغتشاش، ورودی نامشخص و خطای مدل سازی اشاره کرد. با معرفی جمله انتگرالی در طراحی رویکرد، اولین بار وسیچفسکی^۴ پیشنهاد استفاده از رویکرد تناسبی-انتگرالی PIO برای سیستم های پیوسته نامتغیر با زمان تک ورودی تک خروجی را ارائه داد [۵]. این ایده بعدها در [۸] و [۹] برای سیستم های چند متغیره توسعه داده شد تا مقاومت در برابر تغییرات پارامتر و اغتشاش پله را بهبود ببخشد. تا به امروز این نوع تخمینگرها مورد توجه بسیاری از محققان و پژوهشگران قرار گرفته است. از آن جمله می توان به بیل و شافی [۱۰] اشاره داشت که با استفاده از رویکرد تناسبی-انتگرالی PIO سعی بر رفع مشکل بهبود انتقال بهره^۵ (LTR) داشتند و نشان دادند که این امر در حالت ماندگار قابل حصول می باشد. بعدها این دو محقق در زمینه رفع این مشکل مقالاتی مفید نیز در [۱۱، ۱۲] ارائه کردند. شافیر و مولر در [۱۳] طی مقاله ای نشان دادند که می توان با استفاده از رویکرد تناسبی-انتگرالی PIO به تخمینی از حالت های سیستم در حضور هر نوع ورودی خارجی دلخواه، مانند ورودی نامشخص، غیر خطی گری ها و دینامیک مدل نشده، دست یافت. در اواخر دهه ۹۰ از رویکرد تناسبی-انتگرالی PIO که بر اساس بهبود انتقال بهره LTR طراحی شده بود برای عیب یابی سیستم استفاده شد [۱۴]. کابوره و بوسوان در [۱۵] روشی جدید در طراحی رویکرد تناسبی-

¹ - Minimum Mean Square Error

² - Proportional Observer

³ - Proportional Integral Observer

⁴ - Wojciechowski

⁵ - Loop Transfer Recovery

⁶ - Fading Coefficient

همچنین $O(T_s^2)$ معرف جملات مرتبه بالا در بسط تیلور می‌باشد [۲۲]. دامنه $d(n)$ از مرتبه $O(T_s)$ می‌باشد، اگر اغتشاش محدود و نرم باشد. یکی از شروط مهم برای طراحی تخمینگر به شرح زیر می‌باشد. فرض ۳: ثابت زمانی نمونه برداری T_s باید به قدری کوچک انتخاب شود که اغتشاش نتواند بین دو نمونه برداشته شده تغییرات زیادی انجام دهد. به عبارتی داریم.

$$d(n+1) - d(n) \in O(T_s^2) \quad (۳)$$

برای سیستم با معادله (۱)، دینامیک تخمینگر UIPIKF پیشنهادی دارای فرمی به صورت زیر است:

$$\hat{x}(n) = \hat{x}^-(n) + k^y(n) [z(n) - C\hat{x}^-(n)] + (I - k^y(n)C)K^i\alpha(n-1) \quad (۴)$$

$$\alpha(n) = (I - k^a(n)CK^i)\alpha(n-1) + k^a(n)[z(n) - C\hat{x}^-(n)] \quad (۵)$$

که در آن $\hat{x} \in \mathbb{R}^n$ بردار حالت تخمین زده شده، $\alpha \in \mathbb{R}^m$ متغیر حالت کمکی و یا به عبارتی متغیر حالت انتگرالی و $K^y \in \mathbb{R}^{n \times q}$ ، $K^i \in \mathbb{R}^{n \times q}$ ، $K^a \in \mathbb{R}^{q \times q}$ ضریب تناسبی و K^a ضریب انتگرالی نامیده می‌شوند. تفاوت عمده معادلات فیلتر پیشنهادی، اضافه شدن یک جمله انتگرال گیر در معادله (۴) نسبت به معادله مشابه در فیلتر کالمن با ورودی نامشخص ارائه شده در [۲۳] می‌باشد.

در [۲۰] برای طراحی PIKF، همچنان محاسبه بهره فیلتر کالمن، به دو تخمین $prior(\hat{x}^-)$ و $posterior(\hat{x}^+)$ از متغیر حالت x نیاز داریم. از این رو محاسبات در هر مرحله در دو سطح به روز می‌شود، یکی در سطح اندازه‌گیری‌ها و دیگری در سطح زمان. از طرفی در [۲۰] روش طراحی و معادلات فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی را ارائه داده شده است. ورودی‌های سیستم را می‌توان به دو بخش ورودی‌های مشخص و نامشخص تقسیم بندی نمود [۲۲]. با در نظر گرفتن اثر ورودی‌های مشخص در تخمین متغیرهای حالت مشکلی برای تخمین این متغیرها وجود نخواهد داشت. در حالیکه وجود ورودی نامشخص که ایستا به مفهوم وسیع (WSS) نباشد، در دینامیک سیستم و اثر آن در خروجی، رویتگر PIKF با خطا در تخمین مواجه می‌شود. از این رو با الهام گرفتن از روش طراحی فیلتر کالمن ورودی نامشخص UIKF، به دنبال طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص UIPIKF می‌باشیم که بتواند ویژگی‌های هر دو فیلتر را داشته باشد و در حضور این ورودی، تخمین صحیحی از متغیرهای حالت را در اختیار قرار دهد.

و تخمینی از سرعت طولی وسیله نقلیه در حضور ورودی نامشخص داشته باشند.

ما در این مقاله سعی داریم تا با اضافه کردن یک جمله انتگرالی به فیلتر کالمن با ورودی نامشخص بتوانیم مشکل فیلتر کالمن تناسبی انتگرالی را در حضور ورودی‌های نامشخص از نوع نایستا به مفهوم وسیع^۱ (NON-WSS) بر طرف کرده و نیز از مزایای فیلتر کالمن تناسبی انتگرالی نظیر مقاومت در برابر عدم قطعیت پارامتری و اغتشاش غیرتصادفی نیز بهره‌مند شویم. لذا در این مقاله، به معرفی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص^۲ (UIPIKF) برای سیستم‌های گسسته زمان خواهیم پرداخت. این تخمینگر در حضور نویز اندازه‌گیری، نویز فرایند، اغتشاش و ورودی نامشخص به خوبی تخمینی از حالت‌ها را در اختیار می‌گذارد. به دنبال اثبات شرط بدون بایاس بودن این تخمینگر در حضور ورودی نامشخص با میانگین متغیر، شرط حذف اثر ورودی نامشخص را در این مرحله بدست آورده و در ادامه با اثبات کمینه واریانس بودن این تخمینگر ضرایب تناسبی و انتگرالی فیلتر کالمن را طوری بدست آورده که نشان می‌دهیم که این ضرایب، شرط بدون بایاس بودن تخمینگر که در بالا ذکر شد را نیز برآورده می‌سازند. در انتها با ارائه مثالی، عملکرد مطلوب تخمینگر پیشنهادی UIPIKF نشان داده می‌شود.

۲- مدل سازی مساله

بر اساس مدل ارائه شده در [۲۲]، معادلات فضای حالت یک سیستم خطی گسسته در زمان در حضور اغتشاش به فرم معادلات (۱)-(۲) می‌باشد.

$$x(n+1) = Ax(n) + Bu(n) + Ed(n) + \omega(n) + O(T_s^2) \quad (۱)$$

$$z(n) = Cx(n) + v(n) \quad (۲)$$

که در آن $x \in \mathbb{R}^n$ ، $u \in \mathbb{R}^p$ و $z \in \mathbb{R}^q$ به ترتیب عبارتند از بردارهای متغیر حالت سیستم، ورودی سیستم و خروجی سیستم، که همراه با نویز اندازه‌گیری v و نویز فرایند ω می‌باشند. همچنین اغتشاش ورودی با $d \in \mathbb{R}^1$ معرفی می‌شود. ماتریس ضرایب A ، B ، C و E ماتریس‌های حقیقی با مقادیر معلوم می‌باشند که در فرضیات زیر صدق می‌کنند. ماتریس E ، ماتریس بیشینه دامنه ضرایب اغتشاش نیز نامیده می‌شود.

فرض ۱: ماتریس C مرتبه کامل سطری می‌باشد.

فرض ۲: زوج (A, C) رویت پذیر می‌باشد.

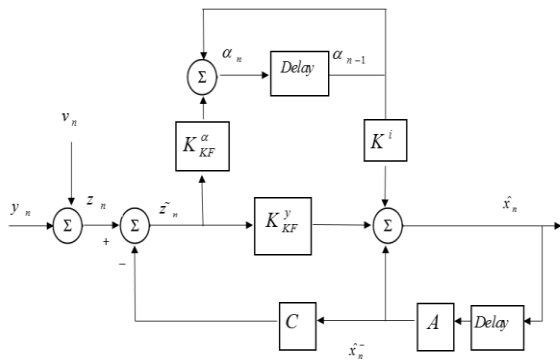
^۱ - Wide Sense Stationary

^۲ - Unknown Input Proportional Integral Kalman Filter

۳- طراحی فیلتر

۱-۳ فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی

در [۲۰] روش طراحی و معادلات فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی به فرم معادلات (۶) الی (۱۱) ارائه شده است. در شکل ۱ نیز دیاگرام بلوکی از این فیلتر PIKF مشاهده می‌شود. در این شکل y_n خروجی سیستم، v_n نویز اندازه‌گیری، z_n خروجی اندازه‌گیری شده، K_{KF}^y ضریب تناسبی فیلتر کالمن، K_{KF}^{α} ضریب انتگرالی فیلتر کالمن و $\hat{x}_n$ متغیر حالت تخمین زده شده می‌باشد. در ادامه $\hat{x}^+$ را با $\hat{x}^-$ نشان می‌دهیم. این فیلتر هنگامی می‌تواند اثر ورودی نامشخص را در تخمین حذف کند که این ورودی WSS باشد. در زمانی که با ورودی‌های NON-WSS سروکار داشته باشیم تخمین با بایاس همراه شده و خطای تخمین به صفر همگرا نخواهد شد. برای سیستمی با معادلات حالت (۱) فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی به فرم زیر می‌باشد.



شکل ۱: دیاگرام بلوکی از فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی PIKF

Measurement Update

$$F = CP^-(n)C^T + R \quad (13)$$

$$K = P^-(n)C^T F^{-1} \quad (14)$$

$$L = K + (I - KC)B \times (B^T C^T F^{-1} C B)^{-1} B^T C^T F^{-1} \quad (15)$$

$$\hat{x}(n) = \hat{x}^-(n) + L(y(n) - C\hat{x}^-(n)) \quad (16)$$

$$P(n) = (I - LC)P^-(n)(I - LC)^T + LRL^T \quad (17)$$

Time Update :

$$\hat{x}^-(n+1) = A\hat{x}(n) \quad (18)$$

$$P^-(n+1) = AP(n)A + Q \quad (19)$$

$$K_{KF}^y(n) = (AP(n)C^T + K^i P_{\alpha\alpha} C^T) \times (R + CP(n)C^T)^{-1} \quad (6)$$

$$K_{KF}^{\alpha}(n) = P_{\alpha\alpha}^T(n)C^T (R + CP(n)C^T)^{-1} \quad (7)$$

$$\hat{x}(n+1) = A\hat{x}(n) + Bu(n) + K_{KF}^y(n)(y(n) - \hat{y}(n)) + K^i \alpha(n) \quad (8)$$

$$\alpha(n+1) = \alpha(n) + K_{KF}^{\alpha}(n)(y(n) - \hat{y}(n)) \quad (9)$$

$$\hat{y}(n) = C\hat{x}(n) \quad (10)$$

$$\bar{P}(n+1) = \bar{A}P(n)\bar{A}^T + \bar{Q} - \bar{A}\bar{P}(n)\bar{C}^T \times (R + \bar{C}P(n)\bar{C}^T)^{-1} \bar{C}\bar{P}(n)\bar{A}^T \quad (11)$$

که در معادلات (۶) الی (۱۱) پارامترها به فرم معادله (۱۲) تعریف شده‌اند.

$$\bar{P}(n) = \begin{bmatrix} P & P_{\alpha\alpha} \\ P_{\alpha\alpha}^T & p_{\alpha} \end{bmatrix}$$

$$\bar{C} = [C \quad 0]$$

$$\bar{Q} = \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & K^i \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

۲-۳ فیلتر کالمن با ورودی نامشخص

در [۲۳] معادلات فیلتر کالمن با ورودی نامشخص به فرم معادلات (۱۳) الی (۱۹) ارائه شده است. در این فیلتر با معلوم بودن ماتریس بهره ورودی نامشخص E ، بهره فیلتر کالمن را با استفاده از تکنیک مجزا سازی اثر ورودی نامشخص بر خطای تخمین و شروط بدون بایاس بودن و سازگار بودن به نحوی محاسبه می‌کنند که اثر ورودی نامشخص در

طراحی فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص همانگونه که در بخش‌های پیشین گفته شد، فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی قابلیت ارائه تخمین بدون بایاس و کاملی را در حضور نامعینی پارامترهای مدل سیستم دارد، ولیکن این فیلتر امکان حذف اثر ورودی‌های نامشخص از نوع NON-WSS را ندارد. از سوی دیگر فیلتر کالمن ارائه شده در بخش ۳-۲، نسبت به ورودی نامشخص حساس نبوده و امکان حذف اثر ورودی نامشخص NON-WSS را دارا است ولیکن نسبت به تغییرات پارامترهای مدل حساس است. بر این اساس همانگونه که در مقدمه مقاله نیز اشاره شد، هدف تصحیح و ارائه معادلات فیلتر کالمن به نحوی است که در ضمن اینکه امکان حذف اثر ورودی نامشخص NON-WSS را دارا است، نسبت به وجود نامعینی در پارامترهای مدل نیز مقاوم باشد.

$$\tilde{x}(n) = x(n) - \hat{x}(n) \quad (29)$$

$$E[\tilde{x}(n)] = 0 \quad (30)$$

$$E[\tilde{x}^2(n)] = 0 \quad (31)$$

۱-۴ تحلیل میانگین خطای تخمین

برای محاسبه میانگین خطای تخمینگر پیشنهادی از رابطه (۲۹) داریم:

$$\tilde{x}(n+1) = x(n+1) - \hat{x}(n+1) \quad (32)$$

با جایگذاری از معادلات (۱) و (۴) در معادله (۳۲) خواهیم داشت

$$\begin{aligned} \tilde{x}(n+1) &= Ax(n) + Bu(n) + Ed(n) \\ &+ \omega(n) - \hat{x}^-(n+1) \\ &- k^y(n+1)[y(n+1) - c\hat{x}^-(n+1)] \\ &- (I - k^y(n+1)C)K^i\alpha(n) \end{aligned} \quad (33)$$

با مرتب نمودن و ساده سازی این معادله، دینامیک خطای تخمین را می توان با معادلات حالتی به صورت (۳۴) توصیف نمود.

$$\begin{aligned} \tilde{x}(n+1) &= (A - k^y(n+1)CA)\tilde{x}(n) \\ &+ (B - k^y(n+1)CB)u(n) \\ &+ (I - k^y(n+1)C)Ed(n) \\ &+ (I - k^y(n+1)C)\omega(n) \\ &- k^y(n+1)v(n+1) \\ &- (I - k^y(n+1)C)K^i\alpha(n) \end{aligned} \quad (34)$$

حال با فرض معلوم بودن ماتریس بهره ورودی نامشخص E ، می توان طراحی را به گونه ای انجام داد که $K^i = E$ باشد. به دلیل اینکه ماتریس خطای تخمین حالت پایدار مجانبی باشد و تخمین بدون بایاسی از متغیرهای حالت سیستم داشته باشیم لازم است تعداد انتگرال گیرهای تخمینگر برابر با بعد اغتشاش وارده بر سیستم باشد. با فاکتور گرفتن از عامل مشترک خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \tilde{x}(n+1) &= (A - k^y(n+1)CA)\tilde{x}(n) \\ &+ (B - k^y(n+1)CB)u(n) \\ &+ (I - k^y(n+1)C)\omega(n) \\ &- k^y(n+1)v(n+1) \\ &+ (I - k^y(n+1)C)K^i(d(n) - \alpha(n)) \end{aligned} \quad (35)$$

حال برای متغیر انتگرالی از جاگذاری معادله (۲) در معادله (۵) و ساده سازی آن داریم:

برای رفع مشکلات بالا و دست یافتن به نقاط قوت هر دو فیلتر، در اینجا فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص پیشنهاد می گردد. معادلات حالت فیلتر کالمن پیشنهادی UIPIKF به شرح زیر می باشد.

Measurement Update

$$F(n) = \bar{C}P^-(n)\bar{C}^T + R \quad (20)$$

$$K(n) = P^-(n)\bar{C}^T F^{-1} \quad (21)$$

$$L(n) = K(n) + (I - K(n)\bar{C}) \quad (22)$$

$$\begin{aligned} &\times \bar{B}(\bar{B}^T \bar{C}^T F^{-1} \bar{C} \bar{B})^{-1} \bar{B}^T \bar{C}^T F^{-1} \\ \hat{x}(n) &= \hat{x}^-(n) + k^y(n)[z(n) - C\hat{x}^-(n)] \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} &+ (I - k^y(n)C)K^i\alpha(n-1) \\ \alpha(n) &= (I - k^y(n)CK^i)\alpha(n-1) \\ &+ k^a(n)[z(n) - C\hat{x}^-(n)] \end{aligned} \quad (24)$$

$$P(n) = [I - L\bar{C}]P^-(n)[I - L\bar{C}]^T + LRL^T \quad (25)$$

Time Update :

$$\hat{x}^-(n) = A\hat{x}(n-1) \quad (26)$$

$$P^-(n+1) = \bar{A}P(n)\bar{A}^T + \bar{Q} \quad (27)$$

که در معادلات (۲۰ الی ۲۷) از متغیرهای معادلات (۱۲) و (۲۸) استفاده شده است.

$$L(n) = \begin{bmatrix} k^y(n) \\ k^a(n) \end{bmatrix}$$

$$\bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & K^i \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

$$\bar{C} = [C \quad 0]$$

که ماتریس های افزوده $\bar{A} \in \mathbb{R}^{(n+m) \times (n+m)}$ ، $\bar{B} \in \mathbb{R}^{(n+m) \times p}$ ، $\bar{C} \in \mathbb{R}^{q \times (n+m)}$ دارای ابعاد مناسب می باشند و با فرض اینکه بعد متغیر انتگرالی و یا به عبارتی تعداد انتگرال گیرهای لازم، با بعد اغتشاش وارده بر سیستم $\alpha, D \in \mathbb{R}^m$ برابر می باشد.

۴- تحلیل عملکرد فیلتر

برای داشتن تخمین کامل از حالت های یک سیستم لازم است تخمینگر دو شرط بدون بایاس بودن (۳۰) و سازگاری (۳۱) را برآورده کند. از این رو در ادامه نشان داده می شود که این فیلتر شرایط دست یافتن به یک تخمین کامل را دارا خواهد بود. در این روابط همان گونه که در رابطه (۲۹) دیده می شود $\tilde{x}(n)$ معرف خطای تخمین است. همچنین $E[\cdot]$ معرف امید ریاضی است.

$$\begin{bmatrix} \tilde{x}(n+1) \\ \eta(n+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I - k^y(n+1)C \\ -K^a(n+1)C \end{bmatrix} Bu(n) + \begin{bmatrix} (I - k^y(n+1)C)A & (I - k^y(n+1)C)K^i \\ -K^a(n+1)CA & (I - K^a(n+1)CK^i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}(n) \\ \eta(n) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I - k^y(n+1)C) \\ -K^a(n+1)C \end{bmatrix} \omega(n) + \begin{bmatrix} k^y(n+1) \\ -K^a(n+1) \end{bmatrix} v(n+1) \quad (42)$$

به منظور بررسی و تحلیل بایاس این تخمینگر، از طرفین معادله (42)، به صورت (43) امید ریاضی گرفته شده است.

بافرض اینکه نویز فرآیند $\omega(n)$ و نویز اندازه گیری $v(n)$ نویز سفید گوسی با میانگین صفر باشند دو جمله آخر معادله (43) برابر صفر خواهد بود. از سوی دیگر، اگر هدف دست یافتن به تخمین بدون بایاس باشد، لازم است اثر ورودی بر دینامیک خطای تخمین صفر گردد، این شرط لازم می نماید که بدون توجه به مقدار ورودی، ضرایب آن صفر باشند تا به هدف مدنظر بتوان دست یافت. لذا، رابطه (44) لازم است برقرار باشد.

$$\begin{bmatrix} B - k^k(n+1)CB \\ -K^a(n+1)CB \end{bmatrix} = 0 \quad (44)$$

$$\begin{bmatrix} I - k^y(n+1)C \\ -K^a(n+1)C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} = 0$$

$$(I - L\bar{C})\bar{B} = 0$$

در نتیجه، دینامیک خطای تخمین در معادلات دینامیکی زیر صدق خواهند نمود.

$$\begin{bmatrix} E[\tilde{x}(n+1)] \\ E[\eta(n+1)] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I - k^y(n+1)C)A & (I - k^y(n+1)C)K^i \\ -K^a(n+1)CA & (I - K^a(n+1)CK^i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E[\tilde{x}(n)] \\ E[\eta(n)] \end{bmatrix} \quad (45)$$

با در نظر گرفتن بردار حالت افزوده $\bar{X}(n)$ می توان معادله (45) را به این گونه بازنویسی کرد.

$$E[\bar{X}(n+1)] = (I - L\bar{C})\bar{A}E[\bar{X}(n)] \quad (46)$$

پر واضح است که فیلتر پایدار و بودن بایاس خواهد بود اگر ماتریس $(I - L\bar{C})\bar{A}$ پایدار مجانبی باشد، تخمین به صورت مجانبی بدون بایاس خواهد بود.

$$\lim_{n \rightarrow \infty} E[\bar{X}(n)] = 0 \quad (47)$$

$$\begin{aligned} \alpha(n+1) &= (I - k^a(n+1)CK^i)\alpha(n) \\ &+ K^a(n+1)CA\tilde{x}(n) \\ &+ K^a(n+1)CBu(n) \\ &+ K^a(n+1)CED(n) \\ &+ K^a(n+1)C\omega(n) \\ &+ K^a(n+1)v(n+1) \end{aligned} \quad (36)$$

به منظور شناسایی اغتشاش با معرفی متغیر جدیدی به صورت $\eta(n) = d(n) - \alpha(n)$ و با در نظر گرفتن دینامیک آن داریم:

$$\eta(n+1) = d(n+1) - \alpha(n+1) \quad (37)$$

با کم و زیاد کردن $\eta(n)$ به معادله (37) خواهیم داشت:

$$\eta(n+1) = \eta(n) - \eta(n) + d(n+1) - \alpha(n+1) \quad (38)$$

$$\eta(n+1) = \eta(n) - d(n) + \alpha(n) + d(n+1) - \alpha(n+1) \quad (39)$$

$$\eta(n+1) = \eta(n) - (\alpha(n+1) - \alpha(n)) + d(n+1) - d(n) \quad (40)$$

حال با جایگذاری معادله (36) در معادله (40) و ساده سازی آن داریم:

$$\begin{aligned} \eta(n+1) &= (I - K^a(n+1)CK^i)\eta(n) \\ &- K^a(n+1)CA\tilde{x}(n) - K^a(n+1)CBu(n) \\ &- K^a(n+1)C\omega(n) - K^a(n+1)v(n+1) \\ &+ d(n+1) - d(n) \end{aligned} \quad (41)$$

با در نظر گرفتن بردار حالت افزوده $\bar{X}(n) = \begin{bmatrix} \tilde{x}(n) \\ \eta(n) \end{bmatrix}$ و با استفاده از معادلات (35) و (41)، سیستم افزوده را به فرم معادله (42) می توان تشکیل داد.

$$\begin{aligned} \eta(n+1) &= (I - K^a(n+1)CK^i)\eta(n) \\ &- K^a(n+1)CA\tilde{x}(n) - K^a(n+1)CBu(n) \\ &- K^a(n+1)C\omega(n) - K^a(n+1)v(n+1) \\ &+ d(n+1) - d(n) \end{aligned} \quad (41)$$

$$\begin{bmatrix} E[\tilde{x}(n+1)] \\ E[\eta(n+1)] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I - k^y(n+1)C)A & (I - k^y(n+1)C)K^i \\ -K^a(n+1)CA & (I - K^a(n+1)CK^i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E[\tilde{x}(n)] \\ E[\eta(n)] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I - k^y(n+1)C \\ -K^a(n+1)C \end{bmatrix} \bar{B}E[u(n)] + \begin{bmatrix} I - k^y(n+1)C \\ -K^a(n+1)C \end{bmatrix} E[\omega(n)] + \begin{bmatrix} k^y(n+1) \\ -K^a(n+1) \end{bmatrix} E[v(n+1)] \quad (43)$$

۴-۲- محاسبه شرط کمینه واریانس

ماتریس خطای تخمین برای تخمینگر معادله (۴) به فرم زیر می باشد.

$$p(n+1) = E \left[(\bar{X}(n+1))(\bar{X}(n+1))^T \right] \quad (48)$$

با جایگزینی از معادله (۴۶) در معادله (۴۸) و با کمی ساده سازی برای متغیر $p(n+1)$ به معادله (۴۹) خواهیم رسید.

$$p(n+1) = L(n+1)R(n)L^T(n+1) + (I - L(n+1)\bar{C})[\bar{A}P(n)\bar{A}^T + \bar{Q}(n)](I - L(n+1)\bar{C})^T \quad (49)$$

حال با تعریف متغیرهای جدید به فرم زیر خواهیم داشت:

$$p^-(n+1) = [\bar{A}P(n)\bar{A}^T + \bar{Q}(n)] \quad (50)$$

$$p(n+1) = P^-(n+1) + L(n+1)[\bar{C}P^-(n+1)\bar{C}^T + R(n+1)]L^T(n+1) - L(n+1)\bar{C}P^-(n+1) - P^-(n+1)\bar{C}^T L^T(n+1) \quad (51)$$

$$F(n+1) = \bar{C}P^-(n+1)\bar{C}^T + R(n+1) \quad (52)$$

حال با استفاده از معادلات (۵۰) و (۵۲) و جایگزینی در معادله (۵۱) خواهیم داشت

$$p(n+1) = L(n+1)F(n+1)L^T(n+1) - P^-(n+1)\bar{C}^T L^T(n+1) - L(n+1)\bar{C}P^-(n+1) + P^-(n+1) \quad (53)$$

باتوجه به اینکه هدف دست یافتن به یک تخمین می نیمم واریانس در حضور قید تساوی (۴۴) است، لذا راهکار پیشنهادی استفاده از روش لاگرانژ است. به این منظور، مقدار واریانس خطای تخمین از عناصر قطری ماتریس کوواریانس خطا، $p(n+1)$ ، به صورت $\text{trace}(p(n+1))$ قابل محاسبه است. حال با توجه به روش لاگرانژ، رابطه (۵۴) را برای لاگرانژی می توان ارائه نمود.

$$\Xi = \text{trace}[L(n+1)F(n+1)L^T(n+1) - 2P^-(n+1)\bar{C}^T L^T(n+1) + P^-(n+1)] - 2\text{trace}[(L(n+1)\bar{C}\bar{B} - \bar{B})\Lambda^T(n+1)] \quad (54)$$

که در آن $\Lambda(n+1)$ یک ماتریس $n \times l$ است که با عنوان ضریب لاگرانژی شناخته می باشد. به منظور استخراج شرط کمینه واریانس، بر اساس روش لاگرانژ، لازم است مشتق لاگرانژی نسبت به دو متغیر $L(n+1)$ و $\Lambda(n+1)$ برابر صفر باشد. که نتیجه آن عبارت خواهد بود از:

$$\frac{\partial \Xi}{\partial L(n+1)} = 0 \rightarrow 2F(n+1)L^T(n+1) - 2\bar{C}P^-(n+1) - 2\bar{C}\bar{B}\Lambda^T(n+1) = 0 \quad (الف-۵۵)$$

$$\frac{\partial \Xi}{\partial \Lambda(n+1)} = 0 \rightarrow (44) \quad (ب-۵۵)$$

لذا دو شرط موجود در معادلات (۵۵-الف) و (۵۵-ب) که همان معادله حاصله از (۴۴) می باشد و شرایط بهینگی ارائه می نمایند. به منظور برآورده نمودن همزمان این دو شرط و محاسبه مجهولات مساله بهینه سازی مقید، رابطه های (۴۴) و (۵۵-الف) به صورت ماتریسی (۵۶) بازنویسی می گردند.

$$\begin{bmatrix} F(n+1) & -\bar{C}\bar{B} \\ \bar{B}^T \bar{C}^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L^T(n+1) \\ \Lambda^T(n+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{C}P^-(n+1) \\ \bar{B}^T \end{bmatrix} \quad (56)$$

پر واضح معادله ماتریسی (۵۶) زمانی دارای جواب منحصر به فرد خواهد بود که ماتریس ضرایب ناویژه باشد. با محاسبه معکوس ماتریس بر اساس روابطه معکوس گیری ماتریس های بلوکی [۲۴] و توجه به متقارن بودن ماتریس F می توان نشان داد که حل رابطه فوق برای $\Lambda(n+1)$ عبارت است از:

$$\Lambda(n+1) = [\bar{B} - P^-(n+1)\bar{C}^T F^{-1}(n+1)(\bar{C}\bar{B})] \times [(\bar{C}\bar{B})^T F^{-1}(n+1)(\bar{C}\bar{B})]^{-1} \quad (57)$$

با استفاده از معادله (۵۵) و جایگذاری ضریب لاگرانژی $\Lambda(n+1)$ در معادله (۵۷) در این رابطه ماتریس $L(n+1)$ متناظر با حل بهینه عبارت است از (۵۸).

$$L(n+1) = P^-(n+1)\bar{C}^T F^{-1}(n+1) + [\bar{B} - P^-(n+1)\bar{C}^T F^{-1}(n+1)(\bar{C}\bar{B})] \times [(\bar{C}\bar{B})^T F^{-1}(n+1)(\bar{C}\bar{B})]^{-1} (\bar{C}\bar{B})^T F^{-1}(n+1) \quad (58)$$

حال با تعریف $K(n+1)$ ، به صورت (۵۹)، رابطه (۵۸) را می توان به صورت (۶۰) بازنویسی نمود.

$$K(n+1) = P^-(n+1)\bar{C}^T F^{-1}(n+1) \quad (59)$$

مشاهده می گردد که رابطه (۶۰) همان رابطه ضریب فیلتر پیشنهادی $UIPIKF$ ارائه شده در بخش ۳-۳ می باشد.

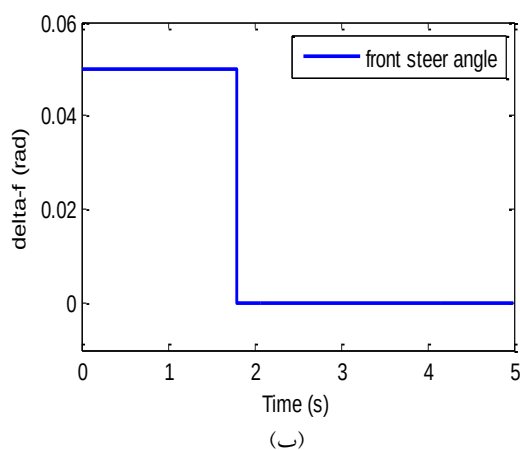
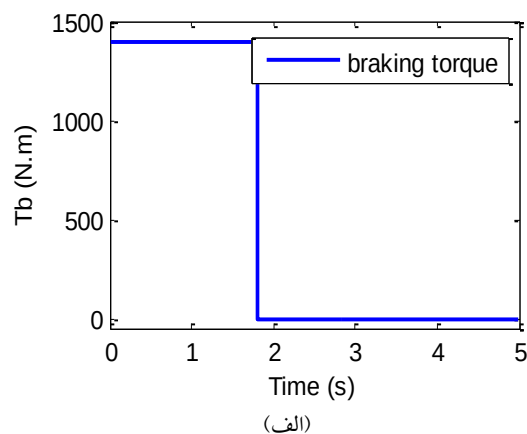
$$L(n+1) = K(n+1) + [\bar{B} - K(n+1)\bar{C}\bar{B}] [(\bar{C}\bar{B})^T F^{-1}(n+1)\bar{C}\bar{B}]^{-1} \times (\bar{C}\bar{B})^T F^{-1}(n+1) \quad (60)$$

لذا بر اساس نتایج بخش ۴-۱ و ۴-۲ نشان داده شد برای تعداد کافی مشاهدات فیلتر ارائه شده در معادلات (۶۱) الی (۷۷) یک فیلتر بدون بایاس و کمینه واریانس می باشد.

۵- نتایج شبیه سازی

در این بخش با ارائه مثال هایی، عملکرد فیلتر پیشنهادی $UIPIKF$ بررسی شده و نتایج آن با فیلترهای $PIKF$ و $UIKF$ مقایسه می گردد. در مقاله [۲۱] معادلات غیر خطی حرکت وسیله نقلیه دو چرخ ارائه شده است. ورودی های این سیستم برابر است با $[\delta_f \quad T_b]^T$ که به ترتیب

زاویه چرخ جلو با محور افق و گشتاور ترمزی می‌باشند. حالت‌های این سیستم $[v_x, v_y, r, \omega_f, \omega_r]$ به ترتیب برابر سرعت طولی، سرعت عرضی، نرخ انحراف از مسیر افقی، سرعت دورانی چرخ جلو و سرعت دورانی چرخ عقب خودرو می‌باشند. خروجی‌های این سیستم نیز برابر است با سرعت دورانی چرخ جلو و عقب خودرو $[\omega_f, \omega_r]$. در این سیستم مقدار دقیق گشتاور ترمزی در تمامی لحظات قابل اندازه‌گیری نبوده، از این رو این ورودی به عنوان ورودی نامشخص در تخمین حالت در نظر گرفته شده است. حال با طراحی دو رویکرد $PIKF$ و $UIPIKF$ به تخمین حالت‌های سیستم پرداخته و پاسخ این دو رویکرد را با هم مقایسه خواهیم کرد. مقدار عددی ماتریس‌های ضرایب به فرم زیر می‌باشد:



شکل ۲: (الف) گشتاور ترمزی، (ب) زاویه چرخ جلو با محور افق

سناریوی ۱: مقایسه $UIPIKF$ و $PIKF$ برای سیستم نامی

$(\delta_{11} = 0)$ و با حضور ورودی نامشخص

همانطور که در شکل ۳ مشاهده می‌گردد مقدار خطای تخمین سرعت طولی و جانبی با استفاده از تخمینگر $UIPIKF$ به صفر همگرا شده در صورتی که با استفاده از تخمینگر $PIKF$ خطای تخمین نسبت به مقدار واقعی دیده می‌شود. در تخمینگر $PIKF$ بدلیل اینکه ورودی نامشخص از نوع ایستا به مفهوم وسیع WSS نمی‌باشد این فیلتر دارای خطای تخمین مخالف صفر شده است. در حالی که با استفاده از روش طراحی پیشنهادی $UIPIKF$ ، اثر ورودی نامشخص در تخمین حذف شده است.

سناریوی ۲: مقایسه $UIPIKF$ و $UIKF$ سیستم در حضور

بیشینه مقدار نامعینی و بدون حضور ورودی نامشخص

در این سناریو بیشینه مقدار نامعینی پارامتریک که ناشی از اثر تغییرات اصطکاک در سطح تماس چرخ و جاده است [۲۵] به سیستم مورد بحث اضافه گردیده و با استفاده از تخمینگرهای $UIPIKF$ و $UIKF$ به تخمین حالت‌های سیستم می‌پردازیم.

$$A = \begin{bmatrix} 0.9960 + \delta_{11} & 0.0001 & 0.0001 & 0.0005 & 0.0004 \\ -0.0002 & 0.9966 & -0.0237 & 3.5420 \times 10^{-5} & 2.5079 \times 10^{-5} \\ -0.0001 & 0.0006 & 0.9973 & 1.7140 \times 10^{-5} & 1.2136 \times 10^{-5} \\ 0.1173 & -0.007 & -0.0063 & 0.9691 & -0.0001 \\ 0.0952 & -7.7638 \times 10^{-5} & -7.0470 \times 10^{-5} & -0.0002 & 0.9751 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.0056 & -6.3930 \times 10^{-8} \\ 0.0380 & -3.7997 \times 10^{-9} \\ 0.0183 & -1.8345 \times 10^{-9} \\ 0.1762 & -0.0001 \\ 0.0025 & -9.5160 \times 10^{-5} \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} -0.005 \\ 0 \\ 0 \\ 0.02 \\ 0.02 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 \\ 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

$$x_0 = \begin{bmatrix} 25^{m/s} & 0^{m/s} & 0^{rad/s} & 94^{rad/s} & 94^{rad/s} \end{bmatrix}^T$$

$$\hat{x}_0 = [25 \ 0 \ 0 \ 93 \ 93]^T$$

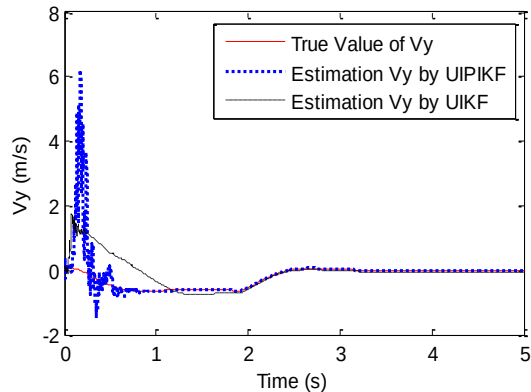
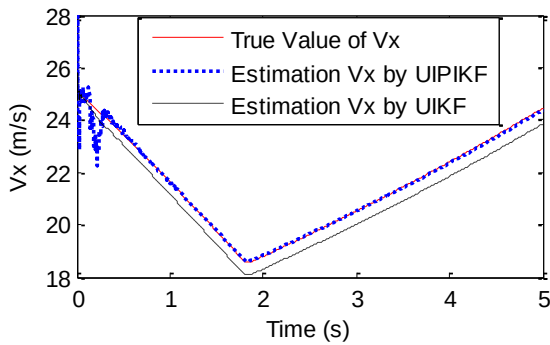
در خصوص نامعینی، δ_{11} ، در [۲۵] نشان داده شده است که:

$$-0.0001 \leq \delta_{11} \leq 0.0005$$

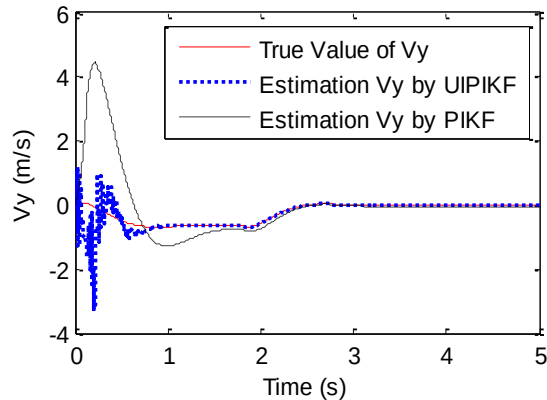
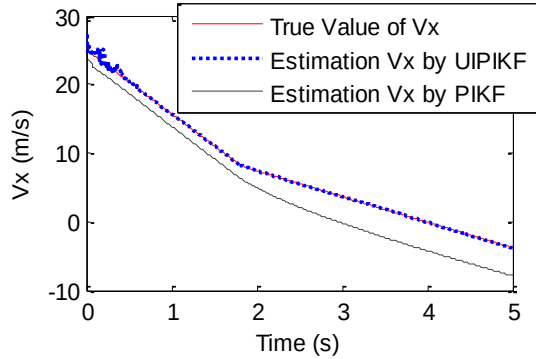
همانطور که مشاهده می‌کنید این سیستم شرایط موجود در فرضیات بخش ۲ را ارضا می‌کند. در ماتریس‌های بالا مقدار سرعت طولی وسیله نقلیه در ابتدای لحظه ترمز برابر است با سرعت دورانی چرخ‌ها ضرب در شعاع چرخ R_w ، از این رو داریم:

$$x_{0_1} = R_w x_{0_4} \quad (61)$$

در شکل ۲ مقدار عددی ورودی‌های سیستم نشان داده شده است. در این شکل مقدار گشتاور ترمزی در بازه $0 \leq t \leq 1.8$ ثانیه برابر با



شکل ۴: مقادیر واقعی و تخمین زده شده برای سرعت طولی و عرضی بر اساس اندازه گیری سرعت چرخ های جلو و عقب (خط توپر: مقدار صحیح، نقطه چین: تخمین حالت ها با استفاده از UIPIKF، خط چین: تخمین حالت با استفاده از PIKF)



شکل ۳: مقادیر واقعی و تخمین زده شده برای سرعت طولی و جانبی بر اساس اندازه گیری سرعت چرخ های جلو و عقب (خط توپر: مقدار صحیح، نقطه چین: تخمین حالت ها با استفاده از UIPIKF، خط چین: تخمین حالت با استفاده از PIKF)

۶- نتیجه گیری

در این مقاله یک فیلتر کالمن تناسبی-انتگرالی با ورودی نامشخص (UIPIKF) ارائه گردید تا بتواند خواص تخمین‌گرهای ورودی نامشخص (در مواجهه با ورودی نامشخص) و همچنین قابلیت رویت‌گرهای تناسبی-انتگرالی (در مواجهه با نامعینی‌های پارامتریک) را داشته باشد. پس از ارائه معادلات فیلتر پیشنهادی، بدون بایاس بودن و کمینه واریانس بودن تخمین‌گر بررسی شده و نشان داده شد که فیلتر پیشنهادی شرایط لازم برای یک فیلتر بدون بایاس و کمینه واریانس را دارا می باشد. با استفاده از مثالی نیز عملکرد موفق فیلتر پیشنهادی در مقایسه با فیلترهای تناسبی-انتگرالی و فیلتر با ورودی نامشخص نشان داده شد.

مراجع

- [1] A. Pertew, H. Marquez, and Q. Zhao, "Design of unknown input observers for Lipschitz nonlinear systems," in *American Control Conference, 2005. Proceedings of the 2005*, 2005, pp. 4198-4203.
- [2] M. Darouach, M. Zasadzinski, A. B. Onana, and S. Nowakowski, "Kalman filtering with unknown inputs via optimal state estimation of singular systems," *International Journal of Systems Science*, vol. 26, pp. 2015-2028, 1995.

از این رو با لحاظ نمودن نامعینی در این درایه و با استفاده از تخمین‌گر UIPIKF و UIKF به تخمین متغیرهای حالت این سیستم پرداخته شده و نتایج در شکل ۴ نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۴ مشاهده می کنیم و از قبل نیز انتظار می رفت، فیلتر کالمن با ورودی نامشخص UIKF در برابر نامعینی‌های پارامتری مقاومتی نداشته و تخمین را به درستی انجام نمی دهد. این در حالی است که رویت‌گر پیشنهادی UIPIKF تخمین خوبی از حالت‌های سیستم در حضور نامعینی‌های پارامتر در اختیار می گذارد. در جدول ۱، به عنوان جمع بندی مطالب بخش شبیه سازی، توانمندی ها و نقاط ضعف سه روش تخمین UIPIKF، UIKF و PIKF مقایسه گشته اند.

جدول ۱: مقایسه تخمین‌گر UIPIKF با تخمین‌گرهای UIKF و PIKF

عملکرد	عملکرد	عملکرد	
PIKF	UIKF	UIPIKF	
مطلوب و مناسب	ضعیف	مطلوب و مناسب	نامعینی در مدل
ضعیف	مطلوب و مناسب	مطلوب و مناسب	ورودی نامشخص (اختشاش)

- [15] K. K. Busawon and P. Kabore, "Disturbance attenuation using proportional integral observers," *International Journal of Control*, vol. 74, pp. 618-627, 2001.
- [16] G. Duan, G. Liu, and S. Thompson, "Eigenstructure assignment design for proportional-integral observers: continuous-time case," *IEE Proceedings-Control Theory and Applications*, vol. 148, pp. 263-267, 2001.
- [17] J.-S. Hu, F.-R. Hu, and M.-Y. Cheng, "A partial pole placement approach to proportional-integral observer design," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 223, pp. 253-262, 2009.
- [18] O. Y. Bas, B. Shafai, and S. P. Linder, "Design of optimal gains for the proportional integral Kalman filter with application to single particle tracking," in *Decision and Control, 1999. Proceedings of the 38th IEEE Conference on*, 1999, pp. 4567-4571.
- [19] S. P. Linder and B. Shafai, "Robust pfi Kalman filters," in *American Control Conference, 1998. Proceedings of the 1998*, 1998, pp. 3163-3164.
- [20] L. Bodizs, B. Srinivasan, and D. Bonvin, "On the design of integral observers for unbiased output estimation in the presence of uncertainty," *Journal of Process Control*, vol. 21, pp. 379-390, 2011.
- [21] ب. معاونی، م. خسروی، ص. نصیری، م. امیری، "تخمین سرعت طولی خودرو با استفاده از دو تخمینگر جدید و بدون نیاز به اندازه گیری گشتاور ترمزی"، "مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۴، شماره ۵، ۱۸۳-۱۹۳، تابستان ۱۳۹۳.
- [22] J.-L. Chang, "Applying discrete-time proportional integral observers for state and disturbance estimations," *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 51, pp. 814-818, 2006.
- [23] P. K. Kitaniadis, "Unbiased minimum-variance linear state estimation," *Automatica*, vol. 23, pp. 775-778, 1987.
- [24] K. B. Petersen and M. S. Pedersen, "The matrix cookbook," *Technical University of Denmark*, pp. 7-15, 2008.
- [25] Moaveni, B., Khosravi, M., Nasiri, S., "Vehicle Longitudinal Velocity Estimation during the Braking Process using Unknown Input Kalman Filter", *Vehicle System Dynamics*, (Accepted).
- [3] B. Marx, D. Koenig, and D. Georges, "Robust fault diagnosis for linear descriptor systems using proportional integral observers," in *Decision and Control, 2003. Proceedings. 42nd IEEE Conference on*, 2003, pp. 457-462.
- [4] B. Shafai, C. Pi, and S. Nork, "Simultaneous disturbance attenuation and fault detection using proportional integral observers," in *American Control Conference, 2002. Proceedings of the 2002*, 2002, pp. 1647-1649.
- [5] B. Wojciechowski, "Analysis and synthesis of proportional-integral observers for single-input-single-output time-invariant continuous systems," *Gliwice, Poland*, 1978.
- [6] D. G. Luenberger, "Observers for multivariable systems," *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 11, pp. 190-197, 1966.
- [7] R. E. Kalman and R. S. Bucy, "New results in linear filtering and prediction theory," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 83, pp. 95-108, 1961.
- [8] T. Kaczorek, "Proportional-integral observers for linear multivariable time-varying systems/Proportional-Integral-Beobachter für lineare, zeitvariable Mehrgrößensysteme," *at-Automatisierungstechnik*, vol. 27, pp. 359-363, 1979.
- [9] B. Shafai and R. Carroll, "Design of proportional-integral observer for linear time-varying multivariable systems," in *Decision and Control, 1985 24th IEEE Conference on*, 1985, pp. 597-599.
- [10] S. Beale and B. Shafai, "Robust control system design with a proportional integral observer," *International Journal of Control*, vol. 50, pp. 97-111, 1989.
- [11] H. H. Niemann, J. Stoustrup, B. Shafai, and S. Beale, "LTR design of proportional- integral observers," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 5, pp. 671-693, 1995.
- [12] B. Shafai, S. Beale, H. Niemann, and J. Stoustrup, "LTR design of discrete-time proportional-integral observers," *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 41, pp. 1056-1062, 1996.
- [13] D. SÖFFKER, T.-J. Yu, and P. C. MÜLLER, "State estimation of dynamical systems with nonlinearities by using proportional-integral observer," *International Journal of Systems Science*, vol. 26, pp. 1571-1582, 1995.
- [14] H. Niemann, "An application of LTR design in fault detection," *Optimal Control Applications and Methods*, vol. 19, pp. 215-225, 1998.

کنترل بینامبناى بازوى ربات با مدل سازی عصبى معکوس ماتریس ژاکوبین

فرزانه نادى^۱، وللى درهمى^۲، مهدى رضایان^۳

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق و کامپیوتر، گروه کامپیوتر، دانشگاه یزد، farzane.nadi@yahoo.com

^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، گروه کامپیوتر، دانشگاه یزد، vderhami@yazd.ac.ir

^۳ استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، گروه کامپیوتر، دانشگاه یزد، mrezaeian@yazd.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۱/۲۱، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۵/۲۰)

چکیده: سیستم کنترل خودفرمان بینایی، به سیستمی اطلاق می شود که از اطلاعات بازخوردی دوربین برای کنترل ربات استفاده می کند؛ تا ربات، از نقاط شروع دلخواه به نقطه هدف برسد. راه های متنوعی از جمله کنترل با استفاده از مدل ربات، طراحی کنترلگر بصورت مستقیم، و استفاده از ماتریس ژاکوبین در این زمینه مطرح شده است. اما، از آنجا که در بسیاری از مواقع، مدلی از ربات در دسترس نیست و یا بدست آوردن آن کاری دشوار و زمانبر خواهد بود، فرمان کنترل با استفاده از ماتریس ژاکوبین تولید می شود. در اینجا، با استفاده از شبکه های عصبی مصنوعی معکوس ماتریس ژاکوبین تقریب زده می شود؛ تا مستقیماً در قانون کنترل موردنظر استفاده شود. به ازای هر کدام از درجات آزادی بازوی ربات، یک شبکه عصبی دو لایه با ساختار پیشرو در نظر گرفته شده است. فاصله مجری نهایی با هدف و مختصات مفصل شانه (در دو بعد X و Y)، ورودی های این شبکه ها، و خروجی آنها، بیان کننده میزان تغییرات ویژگی ها به تغییر در مقادیر متغیرهای مفصل ربات (المانهای معکوس ماتریس ژاکوبین) می باشد. روش ارائه شده بر روی بازوی ربات واقعی پیاده سازی شده است. نتایج آزمایشات حاکی از موفقیت روش پیشنهادی در رساندن مجری نهایی به نقاط هدف مختلف در محیط کاری با دقت مناسب است.

کلمات کلیدی: کنترل خودفرمان بینایی، ماتریس ژاکوبین، بازوی ربات، شبکه های عصبی مصنوعی.

Vision Based Robot Manipulator Control with Neural Modeling of Jacobian Matrix

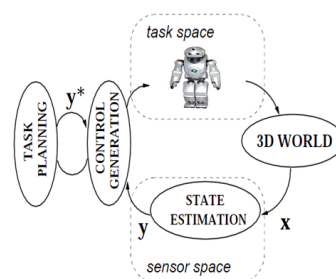
Farzane Nadi, Vali Derhami, Mehdi Rezaeian

Abstract: Visual servoing system is a system to control a robot by visual feedback so that robot drives from any arbitrary start position to target positions. Various ways, including control by using model of the robot, designing controller directly, and using Jacobian matrix have been studied. Since there is not access to model of robot and obtaining a model of robot would be difficult and time consuming, in many cases, the control law is obtained using Jacobian matrix. In this paper, inverse of Jacobian matrix is approximated by artificial neural networks. The approximated neural models are used in control law directly. For each degree of freedom of the robot manipulator, a two-layer feedforward neural network is considered. The distance between end-effector and target, and the shoulder joint coordinates (along the x-axis and y-axis) are the inputs of each of the networks and the outputs are the fraction of the related robot joint changes to the image features changes (the elements of the inverse of Jacobian matrix). The proposed method has been implemented on a real robot manipulator. The experimental results show that the proposed control system can move the end-effector to different target positions in workspace with good accuracy.

Keywords: Visual servoing, Jacobian matrix, robot manipulator, artificial neural network.

۱- مقدمه

کنترل خودفرمان بینایی^۱ تکنیکی است که از داده های بازخوردی استخراج شده توسط حسگرهای بصری استفاده می کند تا حرکت ربات را کنترل کند [۱]. این روش، راه حلی برای کنترل ربات در محیط های ساخت یافته می باشد و شامل تکنیک های مختلفی از جمله پردازش تصویر، بینایی ماشین و تئوری کنترل می باشد [۲]-[۴]. از اجزای مهم سیستم های رباتیکی جمع آوری، پردازش و تفسیر داده های حسگرها می باشد [۴] که حسگر مورد استفاده در این روش دوربین می باشد؛ چرا که دوربین، اطلاعاتی با دقت مناسب، منعطف، و در عین حال کم هزینه را در دسترس قرار می دهد و می تواند در یک مکان بصورت ثابت نصب شود^۲ و یا روی بازوی ربات قرار بگیرد^۳ [۱]، [۵]. پردازش اصلی در کنترل خودفرمان بینایی، همانطور که در شکل ۱ مشخص می باشد، به گونه ای است که واحد تخمین حالت با استفاده از بردار حالت سیستم (X)، بردار اندازه (Y) که همان مقادیر ویژگی ها می باشد، را محاسبه می کند. سپس واحد کنترل با استفاده از بردار اندازه و بردار اندازه مطلوب (Y*) حرکت نسبی اقلیدسی ربات را به عنوان ورودی (u) به ربات می دهد و در نهایت حرکت ربات در فضای سه بعدی اتفاق می افتد [۶].



شکل ۱: پردازش اصلی در کنترل خودفرمان بینایی [۶]

کنترل خودفرمان بینایی از دیدگاه های مختلف دسته بندی می شود [۱]، [۶]. در این مقاله تمرکز ما بر روی زیر گروه "کنترل خودفرمان بینایی بر مبنای تصویر" می باشد؛ که در آن تصاویر دو بعدی مستقیماً برای تخمین جابجایی مطلوب ربات استفاده می شوند [۷] و بدلیل پیاده سازی ساده تر، کارآمدتر می باشد [۱]. مبنای عملکرد این روش، کاهش خطای فاصله ای تصویری بین مجموعه ای از ویژگی های تصویری فعلی و مطلوب می باشد [۵]. اما معمولاً از الگوریتم هایی استفاده می شود که به عواملی همچون پارامترهای ذاتی دوربین^۴، پارامترهای بیرونی دوربین^۵ و پارامترهای فیزیکی ربات وابسته هستند. دقت کالیبراسیون این پارامترها بصورت قابل توجهی بر خطای کنترل تأثیرگذار خواهد بود. همچنین

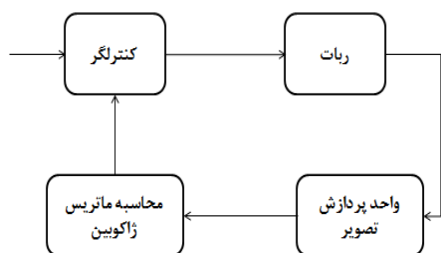
کالیبراسیون کاری زمانبر و خسته کننده می باشد؛ پس استفاده از سیگنال های تصویری تنظیم نشده^۶ مطلوب تر خواهد بود [۱]. با تقسیم بندی کنترل خودفرمان بینایی از دیدگاه دیگر، به دو گروه "سیستم های حرکت و بینایی دینامیک"^۷ و "سیستم های خودفرمان مستقیم"^۸ می رسیم. در گروه اول، سیستم بینایی، با انجام پردازش لازم بر روی تصاویر ورودی را برای کنترلگر ربات فراهم می کند. بسیاری از سیستم های موجود از این دسته می باشند. تمرکز ما در این مقاله هم بر روی این گروه با نصب یک دوربین ثابت می باشد. اما در گروه دوم، کنترلگر ربات حذف شده و کنترلگر بصری به طور مستقیم، ورودی را برای مفاصل ربات محاسبه می کند که بدلیل پیچیده شدن عملیات کنترلگر و سرعت کمتر نسبت به دسته اول، کاربرد کمتری دارد [۷]، [۸]. با مطالعه بر روی کارهای انجام شده، روش های متنوعی در حوزه "سیستم های حرکت و بینایی دینامیک" ارائه شده؛ که می توان آنها را به چهار گروه کلی تقسیم کرد:

- ۱) استفاده از مدل ربات (محیط)
- ۲) طراحی کنترلگر بصورت مستقیم
- ۳) استفاده از ماتریس ژاکوبین
- ۴) روش ترکیبی

در گروه اول، کنترل بر اساس مدل ربات انجام می شود و از جمله کارهای انجام شده، می توان به کنترل پیش بینی-مدل^۹ اشاره کرد؛ که در [۹] بیان شده است. در بسیاری از موارد، بدست آوردن مدل از ربات، کاری دشوار و زمانبر خواهد بود و روش های این گروه استفاده کمی خواهند داشت.

در گروه دوم هدف این است که طراحی کنترلگر ربات بصورت مستقیم و با استفاده از ورودی ها و خروجی های متناظر، صورت گیرد. از جمله پژوهش های انجام شده در این گروه می توان به [۱۰]-[۱۲] اشاره کرد؛ که در آنها به ترتیب از شبکه فازی-عصبی، سیستم فازی و یادگیری تقویتی^{۱۰} در بلوک کنترلگر استفاده شده است.

در مورد گروه سوم می توان گفت که در این گروه، فرمان کنترلی اعمالی به ربات، با توجه به قانون کنترل و با استفاده از ماتریس ژاکوبین تولید می شود (شکل ۲).



شکل ۲: دیاگرام "استفاده از ماتریس ژاکوبین"

^۶ Uncalibrated Visual Signal

^۷ Dynamic Look-and-Move Systems

^۸ Direct Visual Servo Systems

^۹ Model-prediction Control

^{۱۰} Reinforcement Learning

^۱ Visual Servoing

^۲ Fixed Camera

^۳ Eye-in-hand

^۴ Intrinsic Parameter of Camera

^۵ Extrinsic Parameter of Camera

سیستم، غیرخطی می باشد و لذا در عمل مشاهده می شود که دقت مطلوب به دست نمی آید.

در مورد گروه چهارم، که مقالات آن از ترکیب کنترل خودفرمان سنتی و روشی هوشمند استفاده می کنند، می توان به [۳] اشاره کرد؛ اما از مشکلات روش ارائه شده در این مقاله، می توان به محاسبات زیاد و گسسته سازی انجام شده، اشاره کرد.

در این مقاله هدف، طراحی یک سیستم برای کنترل مجری نهایی یک بازوی ربات واقعی مدل *RoboTEK II ST240* [۱۹] جهت رسیدن از یک نقطه شروع به نقطه هدف با استفاده از تنها یک دوربین ساده (وبکم) نصب شده در محل می باشد. طبق مطالب بیان شده، بدلیل دردسترس نبودن مدل ربات و گریز از مشکلات پیشرو برای تقریب آن، همچنین گریز از محاسبات و ساختار پیچیده، در اینجا از گروه سوم (استفاده از ماتریس ژاکوبین) استفاده خواهیم کرد. با توجه به ساختار کنترلگر انتخابی (که از معکوس ماتریس ژاکوبین استفاده می کند) و ماهیت غیرخطی ماتریس ژاکوبین، از شبکه عصبی برای تقریب معکوس ماتریس ژاکوبین استفاده می شود.

از جمله مهمترین چالش هایی که در عمل با آن مواجه هستیم، می توان به اختصار موارد زیر را بیان کرد؛ که در این مقاله راهکارهای مناسب برای هر کدام از آن ها ارائه خواهد شد:

- ۱) تعیین ویژگی های مناسب قابل استخراج از تصاویر
- ۲) تعیین ساختار کنترلگر
- ۳) نحوه محاسبه ماتریس ژاکوبین و ارائه ساختار هوشمند برای تقریب آن
- ۴) تشخیص محل مفاصل بازوی ربات (حالت سیستم) با استفاده از تصاویر

ساختار مقاله به این شرح می باشد: در بخش دوم مفاهیم پایه بیان می شود. روش ارائه شده در بخش سوم می آید. بخش چهارم حاوی نتایج حاصل از آزمایشات انجام شده بر روی یک بازوی ربات واقعی است و بخش پنجم بیان کننده نتیجه گیری می باشد.

۲- مفاهیم پایه

همانگونه که قبلاً هم بیان شد، ماتریس ژاکوبین ماتریسی است که مؤلفه های آن نشان دهنده میزان تغییرات ویژگی ها به تغییر در مقادیر متغیرهای مفصل ربات می باشد؛ پس می توان آن را بصورت زیر نمایش داد [۶]، [۷]، [۱۳]:

$$J(q) = \left[\frac{\partial f}{\partial q} \right] = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(q)}{\partial q_1} & \dots & \frac{\partial f_1(q)}{\partial q_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_k(q)}{\partial q_1} & \dots & \frac{\partial f_k(q)}{\partial q_m} \end{bmatrix} \quad (1)$$

ماتریس ژاکوبین ماتریسی است که مؤلفه های آن نشان دهنده میزان تغییرات ویژگی ها به تغییر در مقادیر متغیرهای مفصل ربات، می باشد [۶]، [۷]، [۱۳] و به روش های متفاوتی محاسبه می شود. ساده ترین راه در این گروه این است که ماتریس ژاکوبین را با استفاده از روابط، بدست آورده و در هر تکرار از قوانین کنترلی، متغیرهای z و f در ماتریس ژاکوبین، که به ترتیب بیان کننده عمق فعلی دوربین و مقدار ویژگی های فعلی می باشند، ثابت و تقریبی از این مقادیر در محل مطلوب دوربین در نظر گرفته می شوند [۱۴]. این روش، ساده می باشد، سرعت همگرایی پایین و خطای بالایی دارد. در [۱۵] از فیلتر کالمن-بوسی^۱ برای تخمین ماتریس ژاکوبین استفاده شده است. ضعف اساسی این کار در گسسته سازی انجام شده، می باشد.

در مقاله [۱۶] از دو شبکه عصبی یکی برای استخراج ویژگی و دیگری برای تخمین ماتریس ژاکوبین استفاده شده است؛ اما توضیحی در مورد قانون کنترلی استفاده شده و خروجی های هر کدام از شبکه ها بیان نشده است. در مقاله [۱۷] ورودی های شبکه عصبی تقریب زننده معکوس ژاکوبین، تنها وضعیت مجری نهایی است؛ که در عمل دیده می شود که با این وضعیت، شبکه عصبی نمی تواند تقریب مناسبی را ارائه دهد. همچنین در مقاله [۱۸] با استفاده از بحث پایداری لیاپانف، روابطی برای تازه سازی ماتریس ژاکوبین محاسبه شده است. شایان ذکر است مقالات [۱۶]–[۱۸] در یک محیط ساده شبیه سازی شده اند و در آنها مواردی چون نحوه پیدا کردن مفاصل در تصاویر، حذف نویز، لحاظ کردن تأخیر و دینامیک های موتورهای محرکها لحاظ نشده است.

در مقاله [۱۳]، ماتریس ژاکوبین با استفاده از پروسه یادگیری و با طی مراحل زیر بدست می آید:

- ۱) بردن مجری نهایی به محل مطلوب (x_d)
- ۲) فعال شدن حسگرها و بدست آوردن ویژگی های محل مطلوب (f_d)

۳) در مرحله آخر برای بدست آوردن ماتریس ژاکوبین، مجری نهایی در k موقعیت مکانی پشت سرهم از پیش تعریف شده اطراف محل مطلوب قرار می گیرد (این محل ها فاصله های یکسانی دارند و فقط با تغییر در r اُمین درجه آزادی^۲ رخ می دهد) و در هر محل، بردار $f_s(r_i)$ (بردار ویژگی ها در محل) مقداردهی می شود.

ضرایب ستون مربوطه از ماتریس ژاکوبین (با توجه به اینکه کدام درجه آزادی یا متغیر مفصل ربات تغییر کرده است) را ثابت در نظر می گیرد و در هر محل آموزش (r_i)، تمام ضرایب ستون مربوطه محاسبه می شوند. در نهایت برای بدست آوردن ضرایب ماتریس ژاکوبین از روش تخمین خطی استفاده می شود. توجه شود در مقاله مذکور از ساختار خطی برای بدست آوردن ماتریس ژاکوبین استفاده شده است؛ درحالی که طبیعت

¹ Kalman-Bucy filter

² Degree of Freedom (DOF)

$$\dot{u} = \lambda \frac{z\dot{x} - x\dot{z}}{z^2} \quad (10)$$

$$\dot{v} = \lambda \frac{z\dot{y} - y\dot{z}}{z^2} \quad (11)$$

با جاگذاری روابط (۱۰) و (۱۱) در روابط فوق خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\lambda}{z} & 0 & \frac{-u}{z} & \frac{-uv}{\lambda} & \frac{\lambda^2 + u^2}{\lambda} \\ 0 & \frac{\lambda}{z} & \frac{-v}{z} & \frac{-\lambda^2 - v^2}{\lambda} & \frac{uv}{\lambda} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} - v \quad (12)$$

که ماتریس 2×6 فوق ماتریس ژاکوبین نامیده می شود و رابطه (۱۲) را می توان بصورت مختصر در رابطه (۱۳) نشان داد:

$$\dot{f} = J\dot{q} \quad (13)$$

در این رابطه، f نشان دهنده تغییرات ویژگی های تصویری می باشد. در نهایت با استفاده از رابطه (۱۳)، می توان تخمینی از سرعت ربات ($\dot{q} = [v_x, v_y, v_z, w_x, w_y, w_z]^T$) بدست آورد؛ تا ویژگی ها در صفحه تصویر فعلی به ویژگی های مطلوب برسند. به بیان دیگر با این رابطه، حرکت لازم ربات بدست می آید؛ تا ربات از محل شروع به محل مطلوب (هدف) برسد. ویژگی های مطلوب با روش آموزش با نشان دادن^۱، به ربات نشان داده می شوند و این ویژگی ها ذخیره می شوند.

۲-۲ فرمان کنترل

با استفاده از روابط و توضیحات ارائه شده در [۲]، [۳]، [۵]، [۶]، [۱۳]، رابطه بین تغییرات ویژگی های تصویری ($\dot{f}$) و تغییرات مختصات مفصل ربات ($\dot{q}$) را می توان با رابطه (۱۳) بیان کرد. اگر محل تصویری نقاط ویژگی به عنوان معیار سنجش استفاده شود، آنگاه تابع خطا بصورت رابطه (۱۴) تعریف می شود:

$$e(f) = f^c - f^* \quad (14)$$

در رابطه فوق f^c نشان دهنده بردار ویژگی در موقعیت فعلی و f^* نشان دهنده بردار ویژگی مطلوب می باشد. هدف کنترل، صفر شدن تابع خطای فوق می باشد و با این هدف به رابطه زیر خواهیم رسید:

$$u = \dot{q} = K J^\# e(f) \quad (15)$$

که در آن u نشان دهنده فرمان کنترلی، $J^\#$ نشان دهنده معکوس کلی ماتریس ژاکوبین و K ماتریسی با مقادیر ثابت است که ماتریس بهره نامیده می شود. بدست آوردن معکوس کلی ماتریس ژاکوبین براساس بعد فضای ویژگی (p) و بعد فضای کاری (m)، بصورت زیر انجام می شود:

در رابطه فوق، J ماتریس ژاکوبین، m نشان دهنده درجات آزادی ربات، q نشان دهنده متغیرهای مفصل ربات، k تعداد ویژگی های تصویری و f برداری از ویژگی های تصویری می باشد.

۲-۱ روابط ماتریس ژاکوبین

با توجه به آنچه در [۲]، [۳]، [۷]، [۲۰] بیان شده و با فرض اینکه سرعت زاویه ای (${}^c\Omega_e$) و سرعت خطی (cT_e) مجری نهایی با توجه به قاب دوربین به ترتیب ${}^c\Omega_e = [w_x, w_y, w_z]^T$ و ${}^cT_e = [v_x, v_y, v_z]^T$ باشند (x, y, z محورهای مختصات و w_x, w_y, w_z به ترتیب سرعت زاویه ای و سرعت خطی مجری نهایی در راستای محور x می باشد). و نقطه P نقطه ای باشد که به مجری نهایی متصل است؛ سرعت نقطه P با توجه به قاب دوربین طبق رابطه (۲) می باشد:

$${}^c\dot{P} = {}^c\Omega_e \times {}^cP + {}^cT \quad (2)$$

که می توان بصورت سیستم سه معادله ای زیر نوشت:

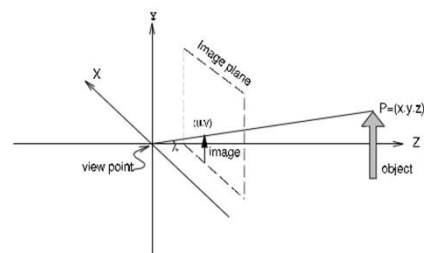
$$\dot{x} = z w_y - y w_z + v_x \quad (3)$$

$$\dot{y} = x w_z - z w_x + v_y \quad (4)$$

$$\dot{z} = y w_x - x w_y + v_z \quad (5)$$

از آنجا که u و v مختصه های تصویر نقطه P در تصویر دوربین می باشند، با توجه به شکل ۳ و روابط در دو مثلث مشابه، روابط زیر را داریم:

$$x = \frac{uz}{\lambda}, y = \frac{vz}{\lambda} \quad (6)$$



شکل ۳: دستگاه مختصات دوربین [۳]

با جاگذاری روابط (۶) در روابط (۳) تا (۵) داریم:

$$\dot{x} = z w_y - \frac{vz}{\lambda} w_z + v_x \quad (7)$$

$$\dot{y} = \frac{uz}{\lambda} w_z - z w_x + v_y \quad (8)$$

$$\dot{z} = \frac{z}{\lambda} (v w_x - u w_y) - v_z \quad (9)$$

با استفاده از قاعده مشتق گیری از رابطه کسری و روابط (۶) خواهیم داشت:

¹ Teach by Showing

انتخاب ویژگی‌ها باید با دقت صورت گیرد؛ تا حرکت شی را بصورت یکتا نشان دهد، مقدار آن‌ها در محل مطلوب مشخص باشد [۷] و باعث ایجاد ابهام نشود. در اولین شبکه‌های طراحی شده، از فاصله اقلیدسی مجری نهایی با محل مطلوب، به عنوان ویژگی استفاده شد؛ اما به جواب قابل قبولی نرسیدیم. بنابراین فاصله مجری نهایی در بعد X و Y با هدف به عنوان ویژگی‌ها در این مسئله، انتخاب شدند. ورودی دیگر شبکه عصبی، باید نشان دهنده حالت سیستم باشد؛ که با موقعیت سه مفصل بازوی ربات بیان می‌شود. اما بخاطر محل قرارگیری دوربین (که تقریباً در راستای خط تقارن پایه ربات قرار گرفته)، موقعیت مفصل پایه ربات بصورت ضمنی تأثیرگذار خواهد بود و از آنجا که دیگر ورودی‌های شبکه، فاصله مجری نهایی تا هدف (که همان ویژگی انتخاب شده می‌باشد) را نشان می‌دهد؛ پس موقعیت مجری نهایی نیز در شبکه وارد می‌شود. پس برای بیان منحصربه‌فرد حالت سیستم، لازم است موقعیت مفصل شانه ربات، به عنوان ورودی به شبکه داده شود. با توجه به توضیحات ذکر شده، برای تأمین ورودی‌های شبکه‌ها، باید محل مفصل شانه و مجری نهایی با استفاده از تصاویر دوربین، مشخص شود. برای این منظور روش‌های متفاوتی بررسی شد و یکی از آن‌ها ایجاد الگوی متمایزی همچون سه مثلث با آرایش خاص، برای یافتن محل این دو مفصل می‌باشد. اما از آنجا که در این کار، تنها از یک دوربین استفاده می‌شود؛ در برخی از نقاط همچون گوشه‌های فضای کاری، آرایش خاص مورد نظر در تصویر دیده نمی‌شود و تشخیص الگو امکان‌پذیر نخواهد بود. روش دیگری که بررسی شد، استفاده از نشانگری مانند مستطیل با رنگی خاص و یافتن آن در تصاویر گرفته شده، بود. در اینجا با توجه به امکانات در دسترس آزمایشگاه، از خمیرهای رنگی برای تولید مستطیل رنگی بعنوان نشانگر استفاده شد. این نشانگرها روی مفاصل قرار داده شده و برای مشخص کردن محل مفاصل، کافی است محل این نشانگرها مشخص شود. اما بدلیل اینکه محیط کار شامل رنگ‌های متنوعی می‌باشد؛ یافتن رنگ موردنظر دشوار خواهد بود. برای مشخص کردن محل مفصل شانه، می‌توان فضای جستجو را محدودتر کرد و از الگوریتم رشد ناحیه^۱ استفاده کرد. بدین ترتیب که در شروع کار فقط یک نقطه از خمیر مفصل شانه، لازم است و با اعمال شرط رنگی سخت‌گیرانه‌ای، این نقطه درست تشخیص داده می‌شود. سپس با استفاده از الگوریتم رشد ناحیه، کل خمیر، بدست آمده و نقطه مرکز آن به عنوان محل مفصل در نظر گرفته خواهد شد. پس از تولید فرمان کنترلی و حرکت بازو، مجدداً باید این خمیر مشخص شود. این بار در پنجره‌ای با ابعاد 10×10 به دنبال نقطه‌ای هستیم؛ که به رنگ مرکز خمیر مربوط به مفصل شانه، شبیه باشد (یعنی اختلافی حداکثر ۴۰ واحدی در سه ماتریس رنگی آن‌ها وجود داشته باشد). سپس با استفاده از الگوریتم رشد ناحیه، کل خمیر در نظر گرفته شده برای مفصل شانه پیدا خواهد شد. لازم به ذکر است، الگوریتم رشد ناحیه بدین ترتیب عمل می‌کند که همسایگی

$$J^{\#} = \begin{cases} J^T \cdot (J \cdot J^T)^{-1}, m > p \\ (J^T \cdot J)^{-1} \cdot J^T, m < p \\ J^{-1}, m = p \end{cases} \quad (16)$$

چالش اصلی موجود، تعیین ویژگی‌های مرتبط و بدست آوردن ماتریس ژاکوبین می‌باشد؛ تا با استفاده از رابطه (۱۵) فرمان کنترلی مناسب تولید شود.

۳- روش ارائه شده

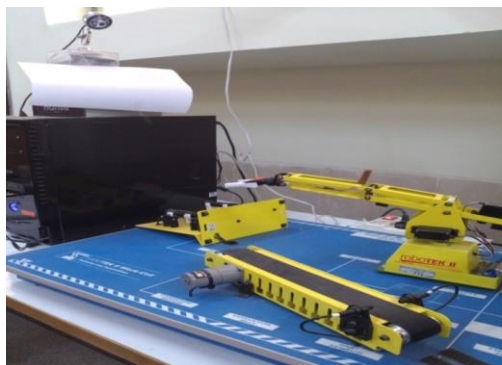
طبق رابطه (۱)، هریک از المانهای ماتریس ژاکوبین بیان کننده میزان تغییرات ویژگی‌ها به تغییر در مقادیر متغیرهای مفصل ربات می‌باشد. در این مقاله، ابتدا داده‌های مناسب جمع‌آوری می‌شود. سپس با توجه به ماهیت غیرخطی ماتریس ژاکوبین، از شبکه‌های عصبی برای تقریب معکوس ماتریس ژاکوبین استفاده می‌شود. از این مدل تقریب زده شده توسط شبکه عصبی، برای بدست آوردن فرمان کنترلی طبق رابطه (۱۵) استفاده می‌گردد. داده‌ها برای تقریب معکوس ماتریس ژاکوبین، باید نشان دهنده میزان تغییرات ویژگی‌ها به تغییر در مقادیر متغیرهای مفصل ربات باشند. پس ابتدا بازوی ربات در l موقعیت ابتدایی متمایز قرار داده می‌شود، در بعدهای مختلف حرکت داده می‌شود و داده‌های لازم جمع‌آوری می‌شود. به بیانی دیگر هر بار، با تغییر یک درجه‌ای در مقادیر یکی از متغیرهای مفاصل، میزان تغییرات ویژگی‌ها (که المانهای یک ستون مشخص در ماتریس ژاکوبین محسوب می‌شوند) جمع‌آوری می‌شود. پس از آن، به ازای هر کدام از درجات آزادی بازوی ربات، یک شبکه عصبی دو لایه با ساختار پیشرو طراحی می‌شود. ورودی‌های هر کدام از شبکه‌ها (بردار A در رابطه (۱۷))، مقادیر ویژگی‌ها (F) و حالت سیستم (S) می‌باشند و خروجی‌ها بیان کننده میزان تغییر در مقادیر ویژگی‌ها برحسب میزان تغییر در متغیر مفصل موردنظر می‌باشند. در نهایت شبکه‌ها با داده‌های جمع‌آوری شده و بصورت برون‌خط، آموزش داده می‌شوند. ماتریس B در رابطه (۱۸)، معکوس ماتریس ژاکوبین تقریب زده شده، می‌باشد؛ که ابعاد آن n (تعداد درجات آزادی بازوی ربات) در m (تعداد ویژگی‌های انتخاب شده) می‌باشد و هر سطر آن، توسط یکی از شبکه‌های عصبی تقریب زده می‌شود.

$$A = [S, F] \quad (17)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\Delta a}{\Delta f_1} & \cdots & \frac{\Delta a}{\Delta f_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\Delta z}{\Delta f_1} & \cdots & \frac{\Delta z}{\Delta f_m} \end{bmatrix} \quad (18)$$

¹ Region Growing Algorithm

یک دوربین (وبکم ساده با قدرت تفکیک^۱ ۹۶ پیکسل در هر اینچ) که بصورت ثابت نصب شده، استفاده شده است. نمای کلی سیستم در شکل ۵ نشان داده شده است و فیلم هایی از آزمایشات انجام شده در سایت آزمایشگاه هوش ماشین و رباتیک دانشگاه یزد [۲۱] قرار دارد.



شکل ۵: نمای کلی از سیستم

به منظور بدست آوردن المان های معکوس ماتریس ژاکوبین از سه شبکه عصبی، هر کدام برای یکی از متغیرهای مفصل بازوی ربات، استفاده شده است. هر شبکه، چهار ورودی (فاصله مجری نهایی در بعد x و y با هدف و موقعیت مفصل شانه بازوی ربات) و دو خروجی (سطر متناظر با مفصل مربوطه در معکوس ماتریس ژاکوبین $\frac{\Delta a}{\Delta f_1}$ و $\frac{\Delta a}{\Delta f_2}$) خواهد داشت. برای تأمین ورودی های شبکه ها، باید محل مفصل شانه و مجری نهایی بازوی ربات با استفاده از تصاویر وبکم، مشخص شود. ابتدایی ترین چالش در این راستا، تار بودن تصویر دوربین در ابتدای فراخوانی و خواندن تصویر آن بود و به این دلیل رخ می داد که باید مدتی صبر می کردیم؛ تا ارتباط بین کامپیوتر و دوربین پایدار شود. پس با اضافه کردن تأخیر ۱۰ ثانیه ای در ابتدای عملیات، این چالش حل شد. چالش دیگر تأثیر نور موجود در محیط، بر میزان روشنایی تصاویر حاصل بود؛ که در ابتدا با استفاده از روش متعادل کردن هیستوگرام تصویر، نتیجه قابل قبول حاصل نشد و با تقسیم کردن تمام پیکسل ها بر ماکزیمم مقادیر پیکسل ها به نتیجه قابل قبولی رسیدیم و تأثیر نور کم رنگ تر شد.

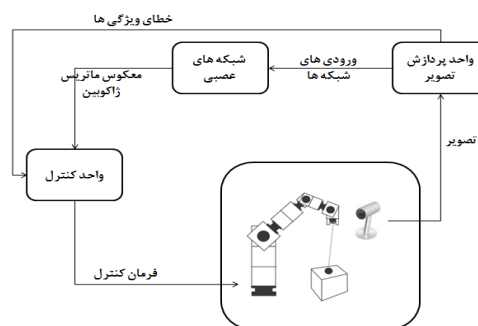
برای جمع آوری داده های آموزشی شبکه ها، بازوی ربات در ۷ موقعیت ابتدایی متمایز قرار داده شد و هر بار با تغییر ۵ درجه ای در مقادیر یکی از سه مفصل، ورودی ها و خروجی های شبکه متناظر ذخیره شد. قابل ذکر است که بدلیل پایین بودن قدرت تفکیک دوربین استفاده شده، گاهی تغییر کمتر از ۵ درجه در مفصل ها، در تصاویر حاصل، قابل مشاهده نبود. با ۲۸۷ داده بدست آمده، شبکه های عصبی آموزش داده شد. در جدول ۱ مجذور میانگین مربعات خطای^۲ آموزش شبکه های مذکور آمده است.

۸ تایی اطراف نقطه مرجع را بررسی می کند و هر کدام از همسایه ها که از نظر رنگی به اندازه کافی به نقطه مرجع شبیه باشد (میزان شباهت با استفاده از یک ضریب بیان می شود)، به نقاط اضافه می شود و اینکار ادامه می یابد تا ناحیه پیوسته رنگی ای در اطراف نقطه مرجع بدست آید.

مرحله بعد، محاسبه خروجی قانون کنترل می باشد. ابتدا با پردازش تصویر حاصل از دوربین، داده های لازم (مقادیر ویژگی ها و حالت سیستم (بازوی ربات) در محل فعلی) بدست می آیند؛ که هر دو ورودی های شبکه ها هستند. با استفاده از مقادیر ویژگی ها در محل مطلوب، خطای این ویژگی ها در محل فعلی محاسبه می شود. سپس با اعمال ورودی ها به شبکه ها، خروجی های شبکه ها (همان المان های معکوس ماتریس ژاکوبین در محل فعلی) محاسبه می شوند. در نهایت با استفاده از رابطه (۱۹) فرمان کنترلی مناسب یعنی میزان تغییر در متغیرهای مفصل بازوی ربات تولید و به ربات اعمال می شود.

$$u_i = \Delta q_i = k_i \times NN_i(A) \times e(F), i = 1..n \quad (19)$$

در رابطه فوق i نشان دهنده شماره متغیر مفصل بازوی ربات و n نشان دهنده تعداد درجات آزادی (موتورهای مفصل) ربات می باشد. طبق رابطه (۱۹) با ضرب خروجی های هر شبکه، که نشان دهنده سطری از معکوس ماتریس ژاکوبین در محل فعلی است که مربوط به متغیر مفصل مورد نظر می باشد، در سطر مربوطه از ماتریس با مقادیر ثابت K و خطای ویژگی های در نظر گرفته شده $e(F)$ ، فرمان کنترلی مناسب حاصل می شود؛ که این فرمان نشان دهنده میزان تغییر در مقدار متغیر مفصل مورد نظر بازوی ربات (Δq_i) می باشد. قابل ذکر است که ماتریس K ، ماتریس قطری با مقادیر ثابت بین ۰ تا ۱ می باشد. نتیجه اعمال این فرمان به بازوی ربات، حرکت آن در جهت رسیدن به هدف می باشد و همین عملیات در موقعیت جدید انجام می شود؛ تا مجری نهایی به هدف از پیش تعیین شده برسد. کلیات روش ارائه شده را می توان در شکل زیر (شکل ۴) مشاهده کرد.



شکل ۴: کلیات روش ارائه شده

۴- آزمایشات

در این مقاله از بازوی ربات واقعی *RoboTEK II ST240* [۱۹] استفاده شده است؛ که ربات مذکور با سه درجه آزادی دورانی از گروه ربات های آرنجی می باشد و نرم افزار لازم برای کنترل آن نوشته شد. به منظور گرفتن تصاویر، که ورودی های واحد پردازش تصویر می باشند، از

¹ Resolution

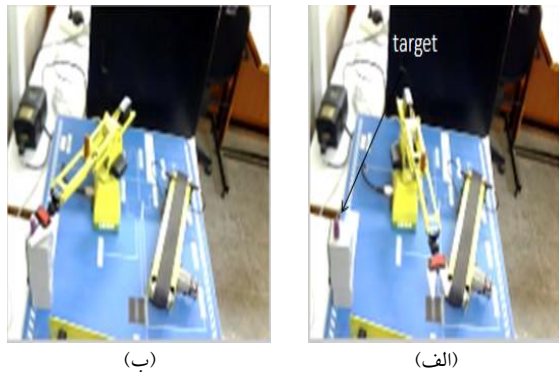
² Root Mean Square Error (RMSE)

جدول ۱: مجذور میانگین مربعات خطای آموزش هر شبکه

شبکه آموزش داده شده	مجذور میانگین مربعات خطای آموزش
شبکه اول (مربوط به مفصل پایه ربات)	۲/۴
شبکه دوم (مربوط به مفصل شانه ربات)	۲/۱
شبکه سوم (مربوط به مفصل آرنج ربات)	۲/۲

فرمان کنترلى باعث تغییر ۵ پیکسل در تصویر می شود. در نتیجه حداقل خطای مورد انتظار ۵ پیکسل می تواند باشد و کمتر از آن قابل وصول نمی باشد. به عنوان مثال اگر خطا ۱- پیکسل باشد، با یک واحد تغییر در مفصل، تغییر ۵ پیکسل در تصویر ایجاد و خطا ۴ پیکسل می شود. البته این در بهترین وضعیت و بدون لحاظ کردن نویز تصویر و نایقینی های قسمت کنترل است. توجه شود که در اینجا از یک دوربین ساده (وبکم) استفاده شده و لذا قدرت تفکیک هم بالا نیست. ضمن آنکه استفاده از تنها یک دوربین (بجای استریو) می تواند خود باعث قرار گرفتن دو نقطه متفاوت روی هم در تصویر گرفته شده، بشود.

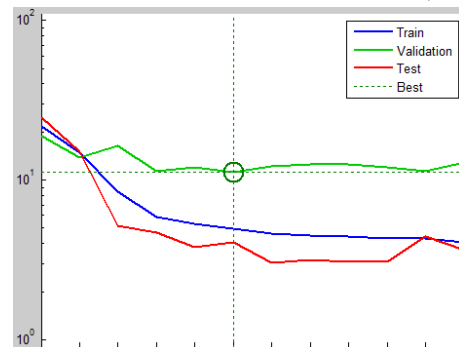
مقادیر مفصل ربات در اولین آزمایش و در ابتدای حرکت ۵۰، ۵۰ و ۶۰ می باشد (یا مختصات مجرى نهایی در قاب دوربین (۸۰، ۹۳) می باشد) و هدف در نقطه با مختصات (۸۰، ۳۰) قرار دارد. در شکل ۷ (الف)، محل قرارگیری بازوی ربات در ابتدای عملیات و هدف تعیین شده، مشخص است و با گذشت ۳/۳ ثانیه، مجرى نهایی با دقت خوبی به نقطه نهایی رسیده است (شکل ۷ (ب)). در این مثال در نهایت فاصله مجرى نهایی تا هدف در بعد x، ۴ پیکسل و در بعد y، صفر پیکسل می باشد. قابل ذکر است که زمان اعلام شده با احتساب ۱۰ ثانیه برای پایداری ارتباط دوربین و کامپیوتر می باشد و به ازای هر فرمان ارسالی به ربات، لازم است ۲ ثانیه تأخیر اعمال شود؛ تا ربات فرمان را بصورت کامل انجام دهد و به موقعیت جدید برسد. همچنین اندازه ماتریس تصویر ۱۶۰×۱۲۰ پیکسل می باشد.



شکل ۷ الف: موقعیت ابتدایی شکل ۷ ب: موقعیت نهایی

همانطور که در شکل ۸ مشخص است، در ابتدای حرکت، خطای بین مختصات مجرى نهایی با هدف در بعد x و y به ترتیب ۱۳ و ۵۰ می باشد. با اعمال اولین فرمان کنترلى به بازوی ربات و حرکت آن به سمت هدف (در اولین گام از پروسه کنترل بازو)، خطای مجرى نهایی با هدف (۴۹، ۱۶) می شود. حرکت ربات با توجه به فرمان کنترلى اعمالی ادامه می یابد و خطای بین مجرى نهایی و هدف، به کمتر از ۵ پیکسل کاهش می یابد؛ تا مجرى نهایی به نقطه (۳۰، ۸۴) می رسد.

شکل ۶ تغییرات تابع هزینه (میانگین مربعات خطا) در حین آموزش را برای شبکه اول (مربوط به مفصل پایه ربات) نشان می دهد. این شبکه عصبی در طی ۱۵ تکرار توانسته است خروجی را با خطای قابل قبولی تقریب بزند. همچنانکه در شکل دیده می شود، خطا برای داده تست نیز بسیار پایین ($RMSE = 2/4$) می باشد که حاکی از قابلیت تعمیم شبکه عصبی تنظیم شده می باشد.



شکل ۶: تغییرات تابع هزینه در حین آموزش برای شبکه اول

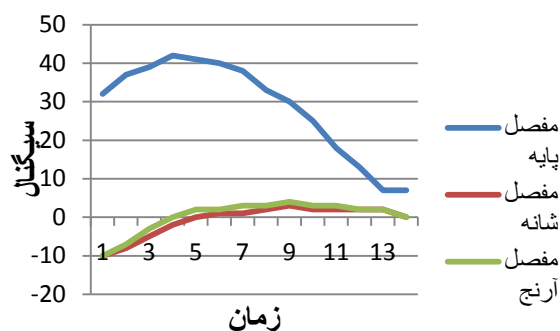
در ادامه از شبکه های عصبی آموزش دیده، برای بدست آوردن مقدار فرمان موتورهای طبق رابطه (۱۹) استفاده می شود.

برای تعیین مقادیر ماتریس K در رابطه (۱۹) باید توجه کرد که نباید خیلی کوچک در نظر گرفته شود؛ چون سرعت رسیدن به هدف (صفر شدن بردار خطا) کم خواهد شد. همچنین نباید خیلی هم بزرگ انتخاب شود؛ چون بازه حرکت ربات در هر چرخه کنترلى زیاد خواهد شد و اگر خطای اندکی در فرمان اعمالی وجود داشته باشد، تبدیل به جابجایی بزرگی می شود. پس امکان دارد تعداد گام ها در رسیدن به هدف زیاد شود و یا ربات از هدف عبور کند. با انجام چند آزمایش و مقایسه نتایج، ماتریس K بصورت زیر در نظر گرفته شد:

$$K = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3 & 0 \\ 0 & 0 & 0.3 \end{bmatrix} \quad (20)$$

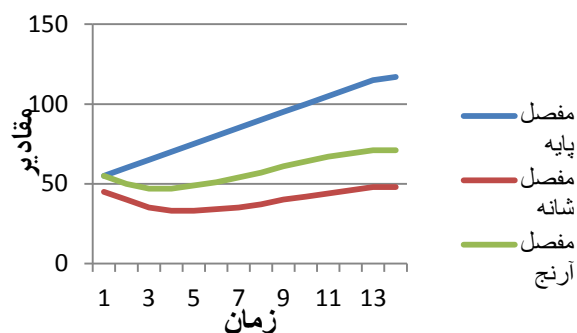
۴-۱ بیان جزئی تر آزمایشات

در سیستم رباتی که در اختیار است، مقدار مجازی که می توان به عنوان فرمان به محرک هر مفصل ربات وارد کرد؛ عددی صحیح بین ۱۲۷- تا ۱۲۷ می باشد. همچنین آزمایشات نشان می دهد هر یک واحد



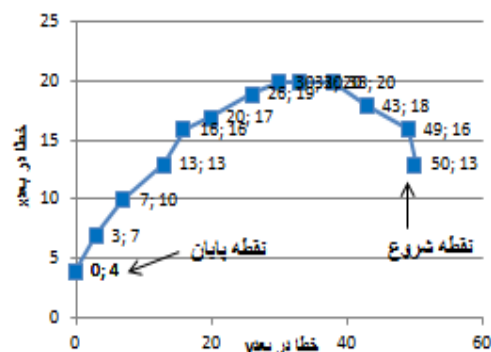
شکل ۱۱: سیگنال کنترلی

در شکل ۱۲ مقادیر متغیرهای مفصل ربات از نقطه ابتدایی تا هدف نشان داده شده است. همانگونه که مشخص می‌باشد، در ابتدای حرکت مقادیر مفاصل ۵۰، ۵۰ و ۶۰ می‌باشد و اعمال سیگنال کنترلی باعث تغییر در این مقادیر می‌شود؛ تا مجری‌نهایی از نقطه شروع به هدف برسد.



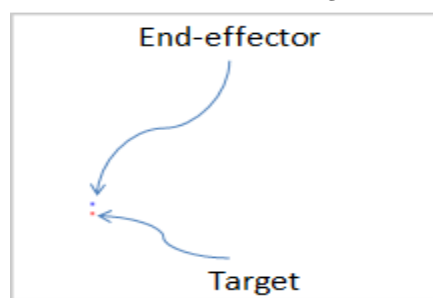
شکل ۱۲: مقادیر مفاصل ربات

در عمل و برای جلوگیری از نوسانات حول هدف، شرطی گذاشتیم که وقتی خطا به ۵ پیکسل رسید؛ ربات متوقف شود و فرمانی به آن اعمال نشود. لیکن از آنجا که در تصاویر گرفته شده پیکسل هدف و مجری‌نهایی دقیقاً منطبق نیستند (طبق شکل ۹)؛ خروجی ماتریس ژاکوبین و در نتیجه فرمان کنترلی صفر نخواهد شد (طبق شکل ۱۱). برای بهبود، تنها راه استفاده از رباتی است که دقت حرکت بالاتری داشته باشد بدین معنی که با یک واحد فرمان تغییرات کوچکتري را در بعد مربوطه داشته باشد. تصاویر ابتدایی و انتهایی سیستم در آزمایش دیگری، به ترتیب در شکل ۱۳ (الف) و ۱۳ (ب) نشان داده شده است. در این آزمایش، مقادیر مفاصل ربات در ابتدای حرکت، ۱۰۰، ۸۰، ۱۰۰ می‌باشد؛ به بیان دیگر مختصات مجری‌نهایی در قاب دوربین و در شروع، (۵۴، ۴۳) می‌باشد و هدف در نقطه با مختصات (۸۰، ۸۰) قرار دارد. در این مثال با گذشت ۲۹/۸ ثانیه، فاصله مجری‌نهایی تا هدف در بعد x، ۳- پیکسل و در بعد y، ۴ پیکسل می‌شود.



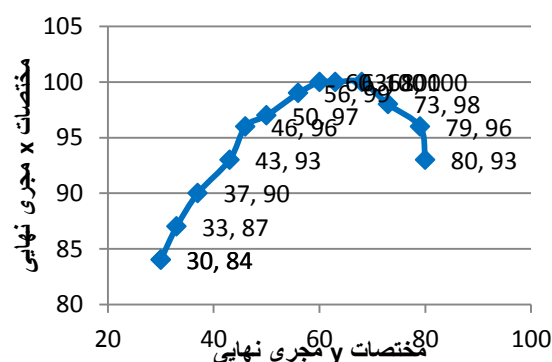
شکل ۱۳: خطای ویژگی‌های تصویری برحسب پیکسل

شکل ۹ تصویری با ابعاد ۱۶۰×۱۲۰ پیکسل (هم ساینز با تصویر دوربین) به رنگ سفید را نشان می‌دهد؛ که در آن، پیکسل مربوط به نقطه هدف و پیکسل مربوط به نقطه مجری‌نهایی به ترتیب با رنگ قرمز و سبز مشخص شده است. همچنانکه دیده می‌شود فاصله این دو پیکسل کمتر از ۵ واحد در هر بعد می‌باشد.



شکل ۱۴: خطای محل مجری‌نهایی با هدف در موقعیت‌نهایی با دید پیکسلی

در شکل ۱۰ مسیر حرکت مجری‌نهایی از نقطه شروع (۹۳، ۸۰) نشان داده شده است. با استفاده از روش ارائه شده، مجری‌نهایی به نقطه با مختصات (۸۴، ۳۰) می‌رسد؛ که در فاصله ۴ و صفر پیکسلی به ترتیب در بعد x و y با هدف (با مختصات (۸۰، ۳۰)) می‌باشد.



شکل ۱۵: مسیر حرکت مجری‌نهایی ربات

شکل ۱۱ در مورد سیگنال کنترلی اعمالی به هر یک از موتورهای بازوی ربات می‌باشد و طبق نمودار، در ابتدای حرکت که فاصله مجری‌نهایی با هدف زیاد است، تغییرات زیاد می‌باشد اما درنهایت سیگنال‌های کنترلی کوچک می‌شود تا تغییرات اندک در محل مجری‌نهایی رخ دهد و خطا کم شود.

- [2] S. Hutchinson and F. Chaumette, "Visual Servo Control", *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 4, no. 1, pp. 82–90, 2006.
- [3] M. Mitic, M. Lazarevic, B. Babic, and Z. Miljkovic, "Neural network Reinforcement Learning for visual control of robot manipulators", *Expert System with Application*, vol. 40, no. 5, pp. 1721–1736, 2013.
- [4] H. Wang, Y. Liu, and W. Chen, "Visual tracking of robots in uncalibrated environments," *Mechatronics*, vol. 22, no. 4, pp. 390–397, 2012.
- [5] P. P. Kumar and L. Behera, "Visual servoing of redundant manipulator with Jacobian matrix estimation using self-organizing map", *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 58, no. 8, pp. 978–990, 2010.
- [6] D. Kragic, H. I. Christensen, and Others, "Survey on Visual Servoing for Manipulation", *Computational Vision and Active Perception Laboratory*, vol. 15, no. 1, 2002.
- [7] S. Hutchinson, G. D. Hager, and P. Corke, "A Tutorial on Visual Servo Control", *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 12, no. 6, pp. 651–670, 1996.
- [8] D. Kragic, H. I. Christensen, and Others, "Survey on Visual Servoing for Manipulation", *Computational Vision and Active Perception Laboratory*, vol. 15, no. 1, 2002.
- [9] G. Allibert and E. Courtial, "Predictive Control for Constrained Image-Based Visual Servoing", *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 26, no. 5, pp. 933–939, 2010.
- [10] I. H. Suh and T. W. Kim, "Fuzzy membership function based neural networks with applications to the visual servoing of robot manipulators", *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, vol. 2, no. 3, pp. 203–220, 1994.
- [11] I. Siradjuddin, L. Behera, T. M. McGinnity, and S. Coleman, "Image Based Visual Servoing of a 7 DOF robot manipulator using a distributed fuzzy proportional controller", *IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ)*, pp. 1–8, 2010.
- [12] Y. Takahashi, M. Takeda, and M. Asada, "Continuous Valued Q-learning for Vision-Guided Behavior Acquisition", *International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems*, vol. 1, no. 1, pp. 255–260, 1999.
- [13] D. I. Kosmopoulos, "Robust Jacobian matrix estimation for image-based visual servoing", *Robotics and Computer Integrated Manufacturing*, vol. 27, no. 1, pp. 82–87, 2011.
- [14] F. Chaumette and S. Hutchinson, "Visual Servo Control", *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 14, no. 1, pp. 109–118, 2007.



شکل ۱۳ الف: موقعیت ابتدایی
شکل ۱۳ ب: موقعیت نهایی

۵- نتیجه گیری

در این مقاله راهکاری جهت کنترل ربات با تصویر، برای رسیدن از هر نقطه شروع دلخواه به هدف تعیین شده پیشنهاد شد. قانون کنترل در نظر گرفته شده برای این منظور، مبتنی بر ماتریس ژاکوبین می‌باشد و از معکوس ماتریس ژاکوبین برای محاسبه فرمان کنترلی استفاده می‌کند. از آنجا که اطلاعاتی از ربات و پارامترهای دوربین در دسترس نبود؛ با استفاده از شبکه عصبی و آموزش برون‌خط آن با داده‌های جمع‌آوری شده، معکوس ماتریس ژاکوبین تقریب زده شد. به ازای هر کدام از درجات آزادی ربات، یک شبکه عصبی در نظر گرفته شد. اولین انتخاب برای ویژگی‌ها (ورودی‌های دیگر شبکه‌های عصبی)، فاصله اقلیدسی مجری‌نهایی با هدف بود؛ اما نتایج قابل قبولی حاصل نشد. لذا در تلاش بعدی فاصله مجری‌نهایی در بعد x و y با هدف، و مختصات مفصل شانه در دو بعد x و y به عنوان ورودی در نظر گرفته شدند. نتایج نشان داد که شبکه عصبی با ورودی‌های مذکور می‌تواند تقریب خوبی از معکوس ماتریس ژاکوبین بزند. برای حل چالش مشخص کردن مختصات مفصل شانه، این ایده داده شد که از یک پنجره متحرک و الگوریتم رشد ناحیه استفاده شود. جهت بررسی عملکرد روش مذکور، از بازوی ربات واقعی مدل RoboTEK II ST240 [۱۹] استفاده شد. در راستای پیاده‌سازی، چالش‌های متعددی از جمله چگونگی پیدا کردن محل مفاصل با استفاده از تصویر دوربین، تار بودن تصویر دوربین در ابتدای فراخوانی، و تأثیر نور محیط وجود داشت؛ اما برای هر کدام راهکار مناسب ارائه شد. در نهایت آزمایشات نشان داد که روش ارائه شده می‌تواند مجری‌نهایی را از هر مکان در فضای مورد بررسی به نقطه دلخواه با دقت قابل قبول برساند. قابل ذکر است که ساده بودن تجهیزات استفاده شده، می‌تواند نشان دهنده کارایی روش ارائه شده باشد. بدیهی است افزایش دقت موتورهای بازوهای ربات و کیفیت تصویر می‌تواند باعث بهبود کارایی گردد.

مراجع

- [1] H. Wang, M. Jiang, W. Chen, and Y. Liu, "Visual servoing of robots with uncalibrated robot and camera parameters", *Mechatronics*, vol. 22, no. 6, pp. 661–668, 2012.

- [18] C. C. Cheah, C. Liu, and J. J. E. Slotine, "Adaptive Jacobian vision based control for robots with uncertain depth information," *Automatica*, vol. 46, no. 7, pp. 1228–1233, 2010.
- [19] LJ Group, "<http://www.ljgroup.com/>", access: 7 June 2014.
- [20] M. W. Spong, S. Hutchinson, and M. Vidyasagar, *Robot modeling and control*. John Wiley & Sons New York, 2006.
- [21] Laboratory of Computational Intelligence and Robotics, "http://ce.yazd.ac.ir/lcir/?page_id=12", access: 21 January 2015.
- [15] J. Qian and J. Su, "Online estimation of image jacobian matrix by kalman-bucy filter for uncalibrated stereo vision feedback", *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, vol. 1, no. 1, pp. 562–567, 2002.
- [16] K. Stanley, Q. M. J. Wu, A. Jerbi, and W. A. Gruver, "Neural network-based vision guided robotics," in *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, vol. 1, pp. 281–286, 1999.
- [17] J. Pei, S. X. Yang, and G. S. Mittal, "Vision Based Robot Control Using Position Specific Artificial Neural Network," in *International Conference on Computational Intelligence and Communication Networks (CICN)*, pp. 110–115, 2010.

کنترل لغزش چرخ‌ها با استفاده از کنترل مد لغزشی در شبیه‌ساز دقیق

سعید خان کلانتری رکن‌آبادی^۱، وحید پاشازاده^۲، محمد تشنه لب^۳

^۱ فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، saeedkhankalantary@ee.kntu.ac.ir

^۲ دانشجوی دکتری مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه تهران، v.pashazadeh@ece.ut.ac.ir

^۳ استاد، دانشکده مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، teshnehlab@eetd.kntu.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۲/۶، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۵/۲۶)

چکیده: عملکرد مطلوب سیستم ترمز ضد قفل برای هر نوع جاده با کیفیت‌های خاص خود در مقدار مشخصی لغزش اتفاق می‌افتد، بنابراین تنظیم لغزش مطلوب چرخ‌ها منجر به عملکرد بهتر سیستم ترمز ضد قفل شده و خودرو بدون قفل شدن چرخ‌ها در زمان کوتاه‌تری پس از ترمزگیری متوقف می‌شود. سیستم ترمز ضد قفل، سیستمی غیرخطی همراه با عدم قطعیت‌های فراوان بر اساس کیفیت جاده می‌باشد که بحث کنترل لغزش چرخ را مشکل می‌سازد. در این مقاله هدف، طراحی کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی برای کنترل مستقل لغزش چهار چرخ خودرو و یا به عبارت بهتر تنظیم لغزش به مقدار مرجع است. در این تحقیق مدلی از یک خودرو چهار چرخ ارائه و هدف کنترل مستقل لغزش هر چرخ می‌باشد. در فاز ارزیابی کنترل‌کننده‌های طراحی شده از شبیه‌ساز کارسیم استفاده شده است، که این شبیه‌ساز یکی از معتبرترین شبیه‌سازهای تست می‌باشد و از مدل واقعی خودرو استفاده می‌کند. نتایج شبیه‌سازی عملکرد بهتر کنترل‌کننده‌ی طراحی شده به روش کنترل مد لغزشی در مقایسه با روش‌های معتبر ارائه شده را نشان می‌دهد.

کلمات کلیدی: سیستم ترمز ضد قفل، کنترل مد لغزشی، لغزش چرخ و اصطکاک جاده.

Wheel slip Control Using Sliding Mode Control in an Accurate Simulator

Saeed Khan Kalantari Roknabadi, Vahid Pashazadeh,

Mohammad Teshnehlab

Abstract: Desirable performance of Anti-lock braking system for any kind of road with its specific qualities in a certain amount of slip occurs, Thus regulation of the optimum wheel slip leading to better performance and the car without locking the wheels stopped in a short time after braking. Anti-lock braking system is a nonlinear system with uncertainties, based on the quality of the road which makes it difficult to control wheel slip. The purpose of this paper is designing the sliding mode controller for independent control of vehicle wheels slip or in other words regulate the wheel slip to the reference slip. In this paper, we have presented a model of car with four wheels and the purpose is independent control of each wheel slip. In the evaluation phase of designed controllers, CARSIM simulator has been used which is one of the most prestigious simulators and used the real model of the car. The simulation results show better performance of the controller designed with the method of sliding mode control compared to the conventional methods.

Keywords: Anti-lock braking system, sliding mode control, wheel slip, road friction.

۱- مقدمه

هدف از سیستم‌های ترمز ضدقفل در دو چیز مطرح می‌شود یکی اینکه از قفل کردن چرخ‌ها جلوگیری می‌کند که منجر به تولید نیروی افقی مورد نیاز لاستیک می‌شود. از طرف دیگر، لغزش چرخ را در همسایگی نقطه‌ای که نیروی ترمز را حداکثر می‌کند نگه می‌دارد که در نتیجه زمان لازم برای توقف و فاصله‌ی ترمز را کمینه می‌کند [۱۰]. به دلیل حساسیت بسیار بالای سیستم ترمز، تحقیقات فراوانی در راستای بهینه‌سازی آن صورت گرفته است. سیستم ترمز ضدقفل^۱ یکی از انواع سیستم‌های ترمز پیشرفته است که با هدف کاهش مدت زمان لازم برای توقف و افزایش کنترل پذیری خودرو مورد استفاده قرار می‌گیرد.

کنترل دینامیک‌های لغزش چرخ به خاطر غیرخطی گری بسیار زیاد و پیچیدگی خودرو و تأیر به یک مسئله‌ی چالشی تبدیل می‌شود. این چالش با وجود عدم قطعیت‌های مختلف نظیر عدم قطعیت جاده، عدم قطعیت نیروی عمودی هر چرخ و عدم قطعیت در وزن مسافین و بار، بسیار بیشتر می‌شود. بنابراین استفاده از کنترل کننده‌ی مقاوم، یک انتخاب مناسب برای غلبه بر عدم قطعیت‌های موجود خواهد بود. کنترل کننده‌ی مد لغزشی^۲ یک روش مقاوم در مقابل عدم قطعیت است که توانایی پوشش دادن عدم قطعیت‌ها را دارد. در ادبیات موضوع کنترل ترمز ضدقفل، کنترل مد لغزشی به وفور مورد استفاده قرار گرفته است [۳۸].

روش‌های کنترل فازی نیز به وفور برای کنترل این سیستم مورد استفاده قرار گرفته‌اند که [۴،۵] نمونه‌ای از این مقالات می‌باشند. مقاله‌ی [۶] از نامعادله‌ی ماتریس خطی^۳ برای طراحی صفحه‌ی لغزش مورد استفاده در کنترل مد لغزشی سیستم ترمز ضد قفل استفاده کرده است. در این مقاله در بخش دوم به بیان مسئله پرداخته و دلیل ارائه‌ی مدل چهار چرخ را متذکر می‌شویم در نهایت استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز [۱۰] و [۱۱] ارائه می‌دهیم. در بخش سوم به شبیه‌سازی و مقایسه‌ی روش‌های مورد بحث خواهیم پرداخت و نهایتاً در بخش پنجم نتیجه‌گیری پژوهش ارائه می‌شود. باید این نکته را متذکر شوم که در مقالات قبلی از مدل‌های ساده استفاده شده و مدل‌های ارائه شده به صورت چرخ‌های جلو یکسان و چرخ‌های عقب یکسان هستند. در این مقاله ما مدلی کامل با چهار چرخ مستقل از لحاظ کنترلی را ارائه می‌دهیم.

۲- بیان مسئله

در این مقاله فرض بر این است که ترمزگیری در مسیر مستقیم انجام می‌شود. بنابراین رابطه‌ی (۱) بین سرعت‌ها برقرار است.

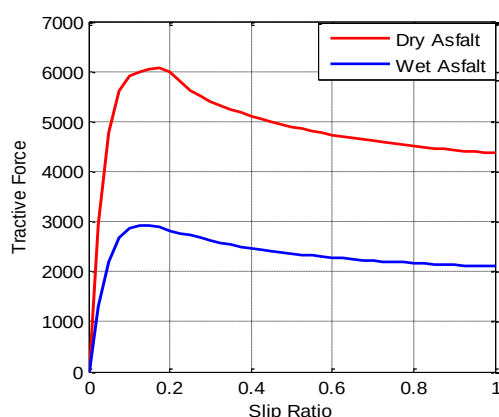
$$v_{x_1} = v_{x_2} = v_{x_3} = v_{x_4} = v_x \quad (1)$$

در این رابطه، v_{x_i} سرعت خطی چرخ i ام و v_x سرعت خطی وسیله‌ی نقلیه می‌باشد. در حین ترمزگیری، همواره برای هریک از

چرخ‌ها نامساوی $V_x \geq \omega_i \times r$ برقرار می‌باشد. در این رابطه ω_i سرعت زاویه‌ای چرخ i ام و r شعاع چرخ می‌باشد. نسبت لغزش λ هر چرخ از رابطه‌ی (۲) و به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\lambda_i = \frac{V_x - \omega_i r}{V_x} \quad i=1,2,3,4 \quad (2)$$

ضریب اصطکاک جاده و تأیر، اثرگذارترین عامل در کیفیت ترمز-گیری می‌باشد. شکل ۱ نمودار نیروی کشش بر حسب نسبت لغزش را برای جاده‌های مختلف نشان می‌دهد.



شکل ۱: نمودار λ - Force برای جاده‌ی آسفالت خشک و مرطوب

همانطور که در شکل ۱ مشخص است نمودار نیروی ترمز تأیر بر حسب نسبت لغزش دارای یک ماکزیمم است که ناحیه‌ی اطراف این ماکزیمم، محدوده‌ی کنترل ترمز ضد قفل نامیده می‌شود در این محدوده نیروی ترمز تأیر در حالت ماکزیمم می‌باشد.

هدف از کنترل لغزش چرخ‌ها، جلوگیری از قفل شدن چرخ‌ها و رساندن λ_i ها به مقدار بهینه که در آن ضریب اصطکاک بیشترین مقدار ممکن را دارد، می‌باشد [۱،۲]. همانطور که در شکل ۱ دیده می‌شود، λ_i بهینه‌ی متمایزی برای هر نوع جاده وجود دارد.

شکل ۲ مکانیزم حرکتی چرخ را نشان می‌دهد در این شکل جهت نیروهای موثر در حرکت نشان داده شده است. براساس این شکل برای هر چرخ داریم:

$$J_{w_i} \dot{\omega}_i = T_{t_i} - T_{b_i} \quad (3)$$

$$T_{t_i} = -r F_{x_i} \quad i=1,2,3,4 \quad (4)$$

که T_{b_i} همان گشتاور ترمز (سیگنال کنترلی) چرخ i ام، F_{x_i} نیز نیروی طولی تأیر i ام، r شعاع موثر تأیر، $\dot{\omega}_i$ شتاب زاویه‌ای چرخ i ام و J_{w_i} ممان اینرسی چرخ i ام می‌باشد.

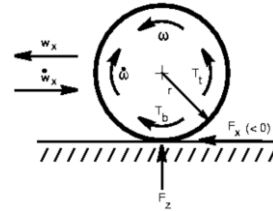
¹ Antilock Brake System (ABS)

² Sliding Mode Control (SMC)

³ Linear Matrix Inequality (LMI)

⁴ Slip ratio

دهد. در واقع کنترل کننده سطح بالا، کنترل کننده‌ای است که بر اساس مشاهدات شتاب هر کدام از چرخ‌ها، λ_{ref} ای برای آن چرخ تخمین زده و در اختیار کنترل کننده لغزش قرار می‌دهد بدین جهت به این کنترل کننده، کنترل کننده سطح بالا می‌گوییم.



شکل ۲: مکانیزم حرکتی چرخ و نیروهای موجود در هر چرخ [۷]

۳-۱- کنترل کننده‌ی مد لغزشی

هدف، ردیابی λ_{ref_i} توسط λ_i می‌باشد. بنابراین صفحه‌ی لغزش^۱ هر چرخ را به صورت (۸) تعریف می‌کنیم.

$$S_i = \lambda_i - \lambda_{ref_i} \quad (۸)$$

$$\dot{S}_i = \dot{\lambda}_i - \dot{\lambda}_{ref_i} \quad (۹)$$

یکی از فرض‌های این بخش این است که λ_{ref_i} برای هر جاده ثابت باشد. بنابراین $\dot{\lambda}_{ref_i} = 0$ می‌باشد. بنابراین رابطه‌ی (۹) به صورت (۱۰) با استفاده از رابطه‌ی (۶) قابل بازنویسی است.

$$\dot{S}_i = \dot{\lambda}_i = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_i}} (-F_{x_i} r - T_{b_i}) \right] + \frac{1}{V_x} [(1 - \lambda_i) \dot{V}_x] \quad (۱۰)$$

در رابطه (۱۰)، تمام متغیرها به جز F_{x_i} و $\dot{V}_x$ معین می‌باشند و F_{x_i} و $\dot{V}_x$ دارای عدم قطعیت می‌باشند. با استفاده از رابطه‌ی (۱۱) به دست می‌آید.

$$F_{x_i} = \mu_i(\lambda_i) \times F_{N_i} \quad (۱۱)$$

در رابطه (۱۱)، F_{N_i} نیروی عمودی وارد بر چرخ i ام و $\mu_i(\lambda_i)$ نیز ضریب اصطکاک چرخ i ام در نقطه کار λ_i می‌باشد. هم F_{N_i} و هم $\mu_i(\lambda_i)$ دارای عدم قطعیت می‌باشند و داریم:

$$0 \leq \mu_i(\lambda_i) \leq 1 \quad (۱۲)$$

$$F_{N_i}^- \leq F_{N_i} \leq F_{N_i}^+ \quad (۱۳)$$

پس داریم:

$$0 \leq F_{x_i} \leq F_{N_i}^+ = \frac{(M + d_i)}{4} g \quad (۱۴)$$

در رابطه (۱۴)، M وزن خودرو و d_i همان عدم قطعیت وزن روی هر کدام از چرخ‌ها می‌باشد و شامل بار، مسافر و انتقال وزن خودرو به سمت جلو در حین ترمزگیری است.

برای $\dot{V}_x$ نیز عدم قطعیت به صورت (۱۵) در نظر گرفته می‌شود:

با مشتق‌گیری از (۲) داریم:

$$\dot{\lambda}_i = \frac{1}{V_x} \left[-\dot{\omega}_i r + \frac{\omega_i r}{V_x} \dot{V}_x \right] \quad (۵)$$

معادله‌ی (۵) با استفاده از رابطه (۳) و (۴) به صورت (۶) تبدیل می‌شود.

$$\dot{\lambda}_i = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_i}} (-F_{x_i} r - T_{b_i}) + (1 - \lambda_i) \dot{V}_x \right] \quad (۶)$$

بنابراین معادلات دینامیکی سیستم ترمز به صورت (۷) حاصل می‌شود.

$$\begin{cases} \dot{X} = V_x \\ \dot{V}_x = -\frac{\sum_{i=1}^4 F_{x_i}}{M} \\ \dot{\lambda}_1 = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_1}} (-F_{x_1} r - T_{b_1}) + (1 - \lambda_1) \dot{V}_x \right] \\ \dot{\lambda}_2 = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_2}} (-F_{x_2} r - T_{b_2}) + (1 - \lambda_2) \dot{V}_x \right] \\ \dot{\lambda}_3 = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_3}} (-F_{x_3} r - T_{b_3}) + (1 - \lambda_3) \dot{V}_x \right] \\ \dot{\lambda}_4 = \frac{1}{V_x} \left[-\frac{r}{J_{\omega_4}} (-F_{x_4} r - T_{b_4}) + (1 - \lambda_4) \dot{V}_x \right] \end{cases} \quad (۷)$$

استفاده از مدلی چهار چرخ برای طراحی کنترل کننده‌ی ترمز یک نیاز اساسی برای این سیستم می‌باشد چراکه چرخ‌ها تأثیرات متقابل بر دینامیک یکدیگر داشته و استفاده از مدل دو محوره مانند مقاله [۳] و یا کنترل یک چرخ نمی‌تواند ارزیابی درستی از کنترل کننده‌ی طراحی شده انجام دهد. در بخش شبیه‌سازی، این مشکل مورد بحث قرار خواهد گرفت.

۳- طراحی کنترل کننده

کنترل کننده‌ی سطح بالا، براساس شرایط جاده، ضریب لغزش بهینه را تعیین می‌کند حال هدف طراحی کنترل کننده‌ای است که عمل رگولاسیون نسبت لغزش (λ_i) به نسبت لغزش بهینه (λ_{ref_i}) را انجام

^۱ Sliding Surface

$$T_{b,s_i} = [r|F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}| + \frac{J_{\omega_i}}{r}(1-\lambda_i)|\dot{V}_x - \hat{V}_x|] + \frac{V_x J_{\omega_i}}{r}\beta_{0_i} \quad (20)$$

به منظور کاهش پدیده‌ی وزوز از سیگنال کنترلی پیوسته رابطه (۲۱) استفاده می‌کنیم:

$$T_{b_i} = [\frac{J_{\omega_i}}{r}(\lambda_i - 1)\hat{V}_x - \hat{F}_{x_i}r] - \text{sat}(\frac{S_i}{\varepsilon}) \quad (21)$$

$$\{[r|F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}| + \frac{J_{\omega_i}}{r}(1-\lambda_i)|\dot{V}_x - \hat{V}_x|] + \frac{V_x J_{\omega_i}}{r}\beta_{0_i}\}$$

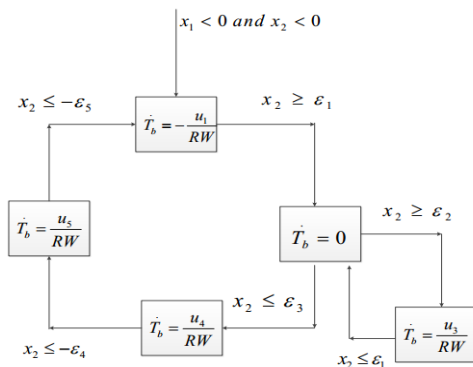
با انتخاب این سیگنال کنترلی داریم:

$$S_i \dot{S}_i \leq -\beta_{0_i}|S_i| \quad (22)$$

این کنترل‌کننده رسیدن به صفحه‌ی فاز را تضمین کرده و ردیابی لغزش مرجع هر چرخ به خوبی انجام می‌شود.
به منظور مقایسه روش ارائه شده در مقاله با روش‌های معیار موجود در حوزه‌ی ادبیات کنترل ترمز ضد قفل، از استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز که توسط بوش ارائه شده است استفاده می‌کنیم. در ادامه این روش توضیح داده شده است.

۳-۲- استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز

در این قسمت استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز را ذکر می‌کنیم که توضیحات اجمالی در مرجع [۱۰] به طور کامل آورده شده است.



شکل ۳: استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز [۱۰]

همان‌طور که در شکل ۳ مشخص است در این الگوریتم برای سوئیچ کردن بین نواحی مختلف از شتاب استفاده می‌کنیم. در ابتدای ترمزگیری فشار افزایش می‌یابد تا شرایط $x_1 < 0$ و $x_2 < 0$ برقرار شوند با برقراری این شرایط وارد فاز کاهش فشار می‌شویم و در این فاز باقی می‌مانیم تا شرط $x_2 \geq \varepsilon_1$ برقرار شود با برقراری این شرط وارد فاز تثبیت فشار می‌شویم در این فاز دو مسیر پیش روی ماست اگر شرط

$$\dot{V}_x = -\frac{\sum_{i=1}^4 F_{x_i}}{M} = -\frac{\sum_{i=1}^4 \mu_i(\lambda_i) F_{N_i}}{M} \quad (15)$$

در این رابطه، M وزن کل خودرو و هرآنچه که بر آن سوار است می‌باشد و F_{N_i} ها، $\mu_i(\lambda_i)$ ها و همین‌طور M دارای عدم قطعیت می‌باشند.

$$M^- \leq M \leq M^+ \quad (16)$$

$$F_{N_i}^- \leq F_{N_i} \leq F_{N_i}^+ \quad (17)$$

حال که عدم قطعیت‌ها و ساختار آنها مشخص شد، به طراحی سیگنال کنترلی (گشتاور ترمز هر یک از چرخ‌ها) می‌پردازیم. در این طراحی از دینامیک‌های رابطه (۷) استفاده می‌کنیم. سیگنال کنترلی را به شکل رابطه (۱۸) در نظر گرفته و پارامترهای آن را در حالت مقید به پایداری به دست می‌آوریم.

$$T_{b_i} = \hat{T}_{b_i} - T_{b,s_i} \text{sgn}(S_i) \quad (18)$$

در رابطه‌ی (۱۸) $\hat{T}_{b_i}$ بخشی از سیگنال کنترلی است که براساس سیستم نامی حاصل می‌شود. این بخش برای سیستم نامی به روش زیر به دست می‌آید.

از رابطه‌ی ۱۰ داریم:

$$\dot{S}_i = \dot{\lambda}_i = \frac{1}{V_x} [-\frac{r}{J_{\omega_i}}(-F_{x_i}r - T_{b_i}) + (1-\lambda_i)\dot{V}_x]$$

$$\rightarrow \dot{S}_i V_x = [-\frac{r}{J_{\omega_i}}(-F_{x_i}r - T_{b_i}) + (1-\lambda_i)\dot{V}_x]$$

$$\rightarrow \dot{S}_i V_x = [\frac{r}{J_{\omega_i}}T_{b_i} + \frac{r^2}{J_{\omega_i}}F_{x_i} + (1-\lambda_i)\dot{V}_x]$$

$$\rightarrow T_{b_i} = \frac{J_{\omega_i}}{r}(-1+\lambda_i)\dot{V}_x - rF_{x_i} + \frac{J_{\omega_i}}{r}\dot{S}_i V_x$$

و از آنجا که می‌خواهیم به $\dot{S}_i = 0$ برسیم رابطه‌ی فوق به صورت رابطه (۱۹) حاصل می‌شود.

$$\hat{T}_{b_i} = \frac{J_{\omega_i}}{r}(\lambda_i - 1)\hat{V}_x - \hat{F}_{x_i}r \quad (19)$$

حال با استفاده از تابع لیاپانوف $V = \frac{1}{2}S^T S$ که $S^T = [S_1, S_2, S_3, S_4]$ و استفاده از روابط (۱۸) و (۱۹) ترم T_{b,s_i} را چنان می‌یابیم که $\dot{V} < 0$ شود. اثبات این بخش در پیوست ارائه شده است.

در نهایت T_{b,s_i} به صورت رابطه‌ی (۲۰) حاصل می‌شود.

m	۰/۲۹۸	r
m/s^2	۹/۸	g

۴-۲- شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی

در این بخش به شبیه‌سازی کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی طراحی شده برای سیستم با چهار محور مستقل و مشکلات استفاده از مدل ارائه شده در [۳] می‌پردازیم.

البته ذکر این نکته ضروری است که در این مقاله برای هر یک از چرخ‌ها، کنترل‌کننده‌ی جدایی در نظر گرفته ایم اما لغزش مرجع هر چهار چرخ به تست‌هایی که می‌گیریم وابسته است و در حالت کلی می‌تواند متفاوت و مستقل باشد. مثلاً برای تست اول که جاده‌ی آسفالت خشک می‌باشد، لغزش مرجع هر چرخ ۰/۱۷۵، برای تست دوم که جاده آسفالت خیس می‌باشد، لغزش مرجع هر چرخ ۰/۱۲۵ اما برای جاده‌ی اسپلیت که سمت چپ خودرو جاده‌ی آسفالت خشک و سمت راست خودرو جاده‌ی آسفالت خیس می‌باشد، لغزش مرجع چرخ‌های سمت راست خودرو برابر ۰/۱۷۵ و لغزش مرجع چرخ‌های سمت چپ خودرو برابر ۰/۱۲۵ می‌باشد.

۴-۲-۱- شبیه‌سازی برای جاده‌ی آسفالت خشک

در ابتدا جاده را آسفالت فرض کرده و ضریب اصطکاک را برابر ۱ در نظر می‌گیریم. جدول ۲ پارامترهای مورد استفاده در این شبیه‌سازی و مقدار آنها را نشان می‌دهد.

برای به دست آوردن مقادیر نامی نیروی طولی به این صورت عمل کرده‌ایم که تست بدون ترمز ضد قفل گرفته‌ایم (ترمز گیری معمولی) و مقدار حالت دائمی^۲ را به عنوان نقطه‌ی کار در نظر گرفته‌ایم.

جدول ۲: پارامترهای شبیه‌سازی در جاده آسفالت خشک

واحد	مقدار	پارامتر
--	۵۹۶۶	$\beta_{01} = \beta_{02}$
--	۳۸۶۸	$\beta_{03} = \beta_{04}$
N	-۴۹۶۶	$\hat{F}_{x1} = \hat{F}_{x2}$
N	-۳۸۶۸	$\hat{F}_{x3} = \hat{F}_{x4}$
m/s^2	-۱۰/۲۵	$\hat{V}_x$
--	۰/۸	ε_i

$\varepsilon_2 \geq X_2$ برقرار شود وارد فاز افزایش فشار دوم می‌شویم و در این فاز می‌مانیم تا شرط $\varepsilon_1 \leq X_2$ برقرار شود با برقراری این شرط دوباره به فاز تثبیت فشار بر می‌گردیم اما اگر شرط $\varepsilon_3 \leq X_2$ برقرار شود وارد فاز افزایش فشار سوم می‌شویم و در این فاز می‌مانیم تا شرط $\varepsilon_4 \leq -X_2$ برقرار شود با برقراری این شرط وارد فاز افزایش فشار چهارم می‌شویم در این فاز با برقراری شرط $\varepsilon_5 \leq -X_2$ وارد فاز کاهش فشار می‌شویم و همین روند فوق دوباره تکرار می‌شود.

X_1 و X_2 به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$X_1 = \lambda - \lambda^* \quad (22)$$

$$X_2 = r\dot{\omega} - a_x^* \quad (23)$$

فازهای موجود در این الگوریتم ۵ فاز، منجر به تثبیت ضریب لغزش در حوالی مقدار بهینه می‌شود.

۴- شبیه‌سازی

در این بخش، به شبیه‌سازی دو الگوریتم کنترلی ارائه شده در بخش قبل می‌پردازیم. همانطور که اشاره شد، طراحی کنترل‌کننده‌ی ارائه شده در این مقاله بر اساس معادلات دینامیکی رابطه (۷) صورت گرفت. حال در فاز ارزیابی کنترل‌کننده‌های طراحی شده از شبیه‌ساز کارسیم^۱ استفاده می‌کنیم. شبیه‌ساز کارسیم یکی از معتبرترین شبیه‌سازهای تست مورد استفاده توسط برندهای معتبر خودروسازی دنیا می‌باشد. مرجع [۹] اطلاعات کاملی از این شبیه‌ساز را در اختیار خواننده قرار می‌دهد. این نرم‌افزار قابلیت برقراری ارتباط با سیمولینک متلب را دارد. در این شبیه‌سازی از مدل واقعی خودرو که از شبیه‌ساز کارسیم فراخوانی شده است، استفاده می‌شود. مدل مورد استفاده شامل تمام جزئیات خودرو بوده و سیستم ترمز ضد قفل را نیز شامل می‌شود.

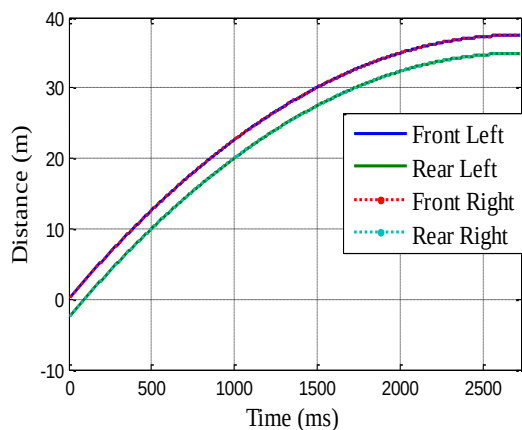
۴-۱- پارامترهای مشترک در شبیه‌سازی‌ها

پارامترهای زیادی در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. جدول ۱ پارامترهای مشترک در تمام شبیه‌سازی‌ها و مقدار آنها در شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

جدول ۱: پارامترهای مشترک در تمام شبیه‌سازی

واحد	مقدار	پارامتر
Kg	۱۰۰۰	M
m/s	۲۷/۷۸	V_0
$Kg.m^2$	۰/۰۲	J_{ω_i}

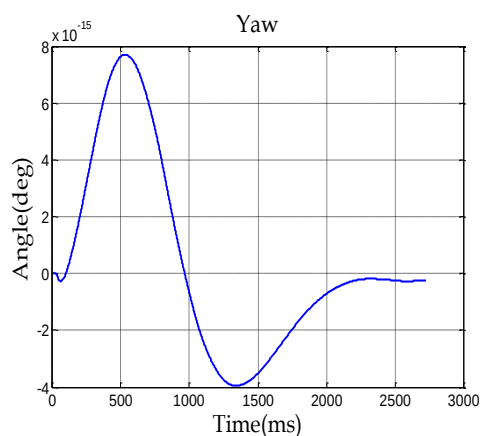
^۲ Steady state^۱ CarSim Simulator



شکل ۶: نمودار مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها در جاده آسفالت خشک

در اینجا معیار دیگری را هم ذکر می‌کنیم که مقالات دیگر کمتر در مورد آن صحبت کرده‌اند و این معیار میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم می‌باشد و این میزان با کنترل پذیری خودرو رابطه معکوس دارد و هر چه میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم^۱ کمتر باشد کنترل پذیری بیشتر است.

میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی آسفالت خشک در شکل ۷ نشان داده شده است.



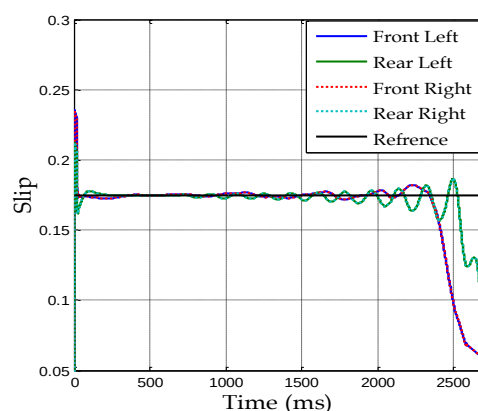
شکل ۷: نمودار میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده آسفالت خشک

۴-۲-۲- شبیه سازی برای جاده‌ی آسفالت خیس

در این حالت جاده را خیس فرض کرده و ضریب اصطکاک را برابر ۰/۷ در نظر می‌گیریم. جدول ۳ پارامترهای مورد استفاده در این شبیه‌سازی و مقدار آنها را نشان می‌دهد.

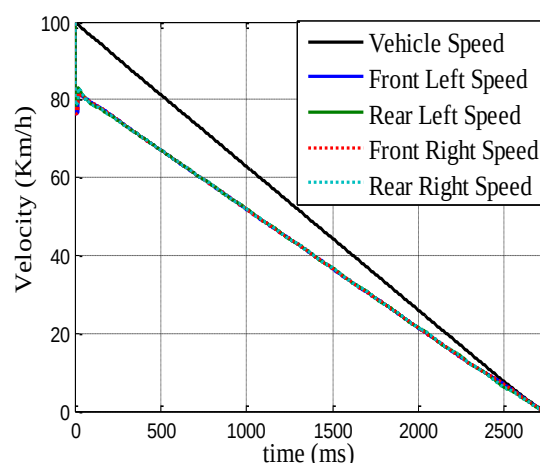
شکل‌های ۴ تا ۷ نتایج حاصل از تست برای کنترل‌کننده‌ی طراحی شده بر اساس مدل چهار محوره برای جاده‌ی آسفالت خشک را نشان می‌دهد.

شکل ۴ مربوط به لغزش حاصل از هر یک از چرخ‌ها می‌باشد همانطور که از شکل ۴ پیداست، هر یک از چرخ‌ها به مقدار λ_{ref} خود میل کرده‌اند و بیشترین انرژی ترمز نیز ایجاد می‌شود. البته ذکر این نکته ضروری است که در لحظات آخر چون خودرو متوقف شده است ردیابی مفهومی ندارد.



شکل ۴: لغزش چرخ‌ها برای کنترل‌کننده چهار محوره در جاده آسفالت خشک

سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در شکل ۵ نشان داده شده است که مربوط به جاده‌ی آسفالت خشک است



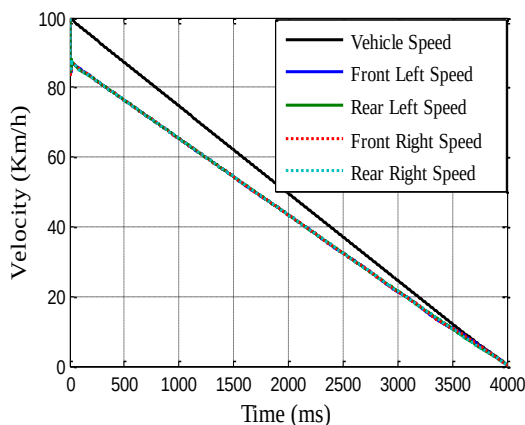
شکل ۵: نمودار سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده آسفالت خشک

مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها در شکل ۶ نشان داده شده است که مربوط به جاده‌ی آسفالت خشک است.

^۱ yaw

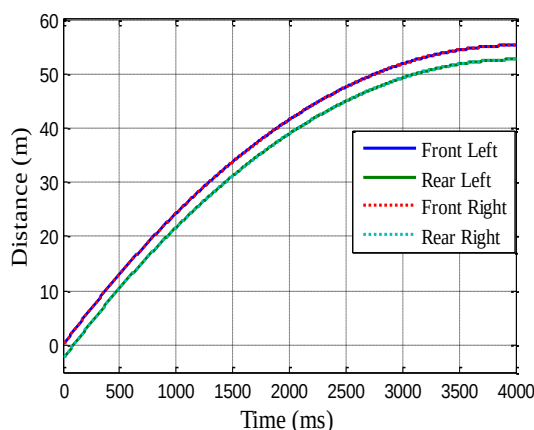
جدول ۳: پارامترهای شبیه‌سازی در جاده خیس

واحد	مقدار	پارامتر
--	۶۰۳۰	$\beta_{01} = \beta_{02}$
--	۳۸۷۰	$\beta_{03} = \beta_{04}$
N	-۳۰۵۰	$\hat{F}_{x1} = \hat{F}_{x2}$
N	-۱۱۸۰	$\hat{F}_{x3} = \hat{F}_{x4}$
m/s^2	-۷	$\hat{V}_x$
--	۰/۸	ε_i



شکل ۹: نمودار سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده خیس

مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها در جاده‌ی آسفالت خیس در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

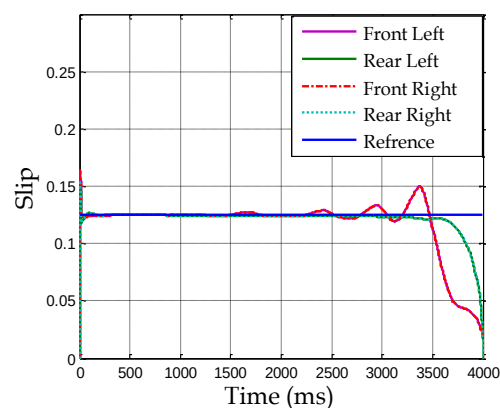


شکل ۱۰: نمودار مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها در جاده خیس

شکل ۱۱ میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی خیس را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل ۱۱ مشخص است، می‌بینیم که با این

شکل ۸: نمودار لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده خیس
کنترل کننده میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی خیس نیز خیلی کم می‌باشد.

نتایج حاصل از تست برای کنترل کننده‌ی طراحی شده بر اساس مدل چهار محوره برای جاده‌ی خیس در شکل‌های ۸ تا ۱۱ نشان داده شده است. لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده خیس در شکل ۸ نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۸ دیده می‌شود، هر یک از چرخ‌ها به مقدار λ_{ref} خود میل کرده‌اند و بیشترین انرژی ترمز نیز ایجاد می‌شود.



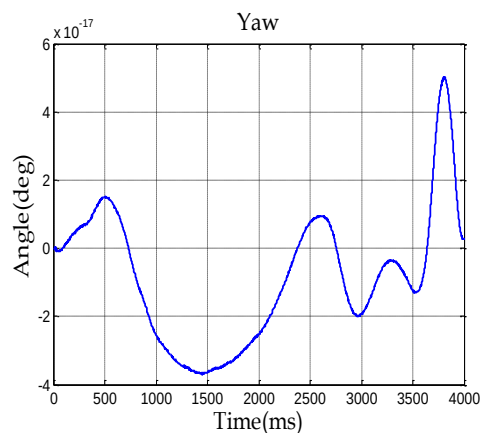
سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده‌ی آسفالت خیس در شکل ۹ نشان داده شده است.

جدول ۵: پارامترهای شبیه‌سازی در جاده اسپلیت

واحد	مقدار	پارامتر
--	۶۵۷۰	β_{01}
--	۴۰۶۵	β_{03}
--	۵۵۲۰	β_{02}
--	۳۸۸۵	β_{04}
N	-۳۲۸۰	$\hat{F}_{x1}$
N	-۱۱۳۹	$\hat{F}_{x3}$
N	-۴۶۰۰	$\hat{F}_{x2}$
N	-۱۳۲۰	$\hat{F}_{x4}$
m/s^2	-۸	$\hat{V}_x$
--	۰/۸	$\mathcal{E}_i$

نتایج حاصل از تست برای کنترل‌کننده طراحی شده بر اساس مدل چهار محوره برای جاده‌ی اسپلیت در شکل‌های ۱۲ تا ۱۵ نشان داده شده است.

لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده اسپلیت در شکل ۱۲ نشان داده شده است همانطور که از شکل ۱۲ پیداست، هر یک از چرخ‌ها به مقدار خود λ_{ref} میل کرده‌اند و بیشترین انرژی ترمز نیز ایجاد می‌شود. مقادیر مرجع لغزش چرخ‌ها همانطور که در جدول ۴ به آن اشاره شده است به این صورت است که چرخ‌های سمت راست که در جاده‌ی آسفالت خشک می‌باشند لغزش مرجع آن‌ها ۰/۱۷۵ و چرخ‌های سمت چپ که در جاده‌ی آسفالت خیس می‌باشند لغزش مرجع آن‌ها ۰/۱۲۵ می‌باشد.



شکل ۱۱: میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده خیس

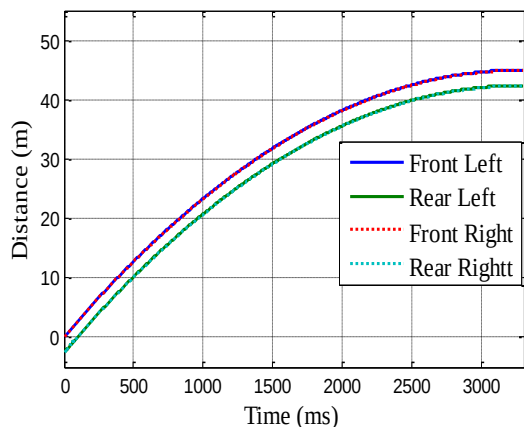
۴-۲-۳- شبیه‌سازی برای جاده‌ی اسپلیت

یکی از تست‌هایی که ترمز ضد قفل می‌بایست آن را پاس کند، تست ترمزگیری در جاده‌ی اسپلیت، یعنی جاده‌ای که ضریب اصطکاک سمت راست و چپ آن متفاوت از هم است، می‌باشد. به عنوان مثال، جاده‌ای با سمت راست آسفالت خشک و سمت چپ برفی یک نوع جاده‌ی اسپلیت می‌باشد. حال شرایط تست را مطابق جدول ۴ فرض کنید. جدول ۵ پارامترهای مورد استفاده در این شبیه‌سازی و مقدار آنها را نشان می‌دهد.

جدول ۴: شرایط تست در جاده اسپلیت

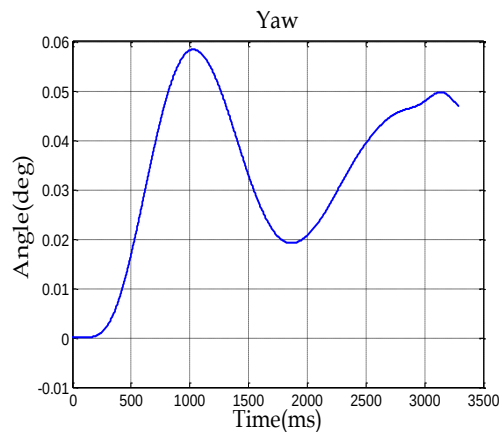
چرخ	نوع جاده	μ	λ_{ref}	i
چرخ جلو راست	آسفالت خشک	۱	۰/۱۷۵	۲
چرخ جلو چپ	خیس	۰/۷	۰/۱۲۵	۱
چرخ عقب راست	آسفالت خشک	۱	۰/۱۷۵	۴
چرخ عقب چپ	خیس	۰/۷	۰/۱۲۵	۳

شکل ۱۴ مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها را نشان می‌دهد که مربوط به جاده‌ی اسپلیت می‌باشد.



شکل ۱۴: نمودار مسافت طی شده توسط هر چرخ در جاده اسپلیت

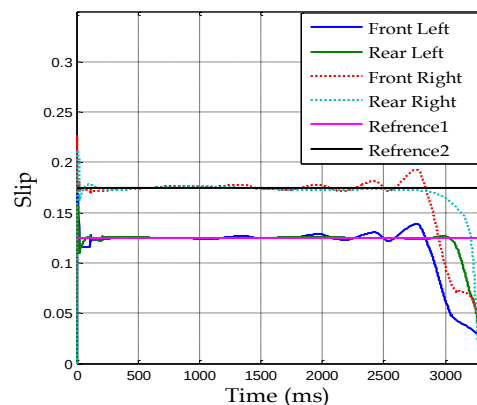
شکل ۱۵ میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی اسپلیت را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل ۱۱ مشخص است، می‌بینیم که با این کنترل کننده میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی اسپلیت نیز کم می‌باشد و این به معنی کنترل پذیری خودرو می‌باشد.



شکل ۱۵: نمودار میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده اسپلیت

۴-۳- شبیه‌سازی استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز

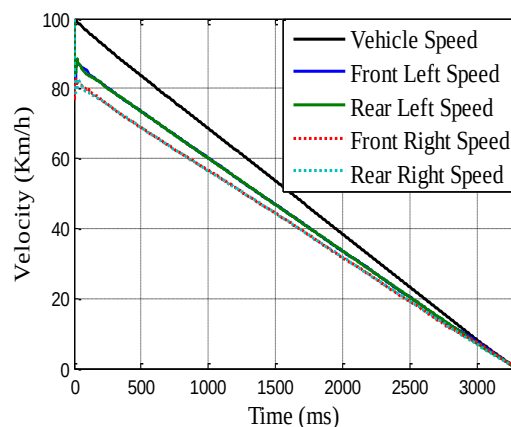
در این شبیه‌سازی پارامترها و مقادیر به صورتی که در جدول ۶ آمده است انتخاب می‌شوند.



شکل ۱۲: نمودار لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده اسپلیت

شاید این سوال مطرح شود که آیا ردیابی صورت گرفته است یا نه، جواب این است که هدف نهایی این است که مقدار لغزش در محدوده‌ی مجاز و مناسبی قرار بگیرد و نزدیک به مقدار لغزش مرجع باشد و تمام روش‌های ارائه شده در ادبیات موضوع فراتر از این هم نرفته‌اند و برای اینکه ردیابی اتفاق بیفتد باید یک مدل ساده‌ای داشته باشیم در حالیکه از یک طرف محیط شبیه سازی ما پیچیدگی بسیار زیادی دارد و از طرف دیگر مدل ما هم پیچیدگی بالایی دارد و هیچ وقت نمی‌توان گفت که دقیقاً برود و به مقدار مرجع بچسبد پس محیط شبیه ساز ایجاب می‌کند که ردیابی به این شکل انجام شود و منظور ما از ردیابی به معنای واقعی کلمه ردیابی نیست که دقیقاً برود و به مقدار مرجع بچسبد بلکه هدف ما این است که کمترین خطا را از مقدار مرجع (کمترین میزان انحراف را از مقدار مرجع) داشته باشیم که روش ما خیلی بهتر از روش‌های دیگر عمل کرده است.

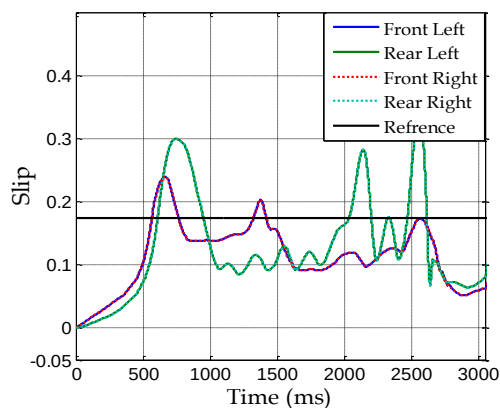
سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده اسپلیت در شکل ۱۳ نشان داده شده است.



شکل ۱۳: نمودار سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده اسپلیت

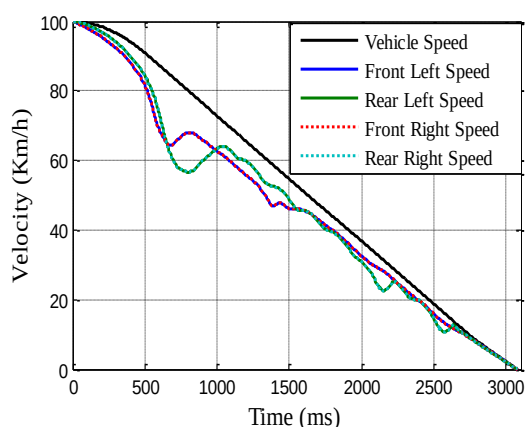
جدول ۶: پارامترهای شبیه‌سازی در استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز

پارامتر	مقدار	واحد	
ε_1	۴۰	m/s^2	مشترک
ε_2	۶۰	m/s^2	مشترک
ε_3	۲۰	m/s^2	مشترک
ε_4	۲۵	m/s^2	مشترک
ε_5	۶۰	m/s^2	مشترک
$\hat{V}_x$	-۱۰/۲۵	m/s^2	مشترک
$\frac{u_1}{RW}$	۴۵۰	Bar/sec	چرخ‌های جلو
$\frac{u_3}{RW}$	۷۵۰	Bar/sec	چرخ‌های جلو
$\frac{u_4}{RW}$	۱۵۰	Bar/sec	چرخ‌های جلو
$\frac{u_5 x_2}{RW}$	۴۵	Bar/sec	چرخ‌های جلو
$\frac{u_1}{RW}$	۲۵۰۰	Bar/sec	چرخ‌های عقب
$\frac{u_3}{RW}$	۱۰۰۰	Bar/sec	چرخ‌های عقب
$\frac{u_4}{RW}$	۷۵۰	Bar/sec	چرخ‌های عقب
$\frac{u_5 x_2}{RW}$	۵۰	Bar/sec	چرخ‌های عقب



شکل ۱۶: نمودار لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده آسفالت خشک

سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده آسفالت خشک
در شکل ۱۷ نشان داده شده است.



شکل ۱۷: نمودار سرعت وسیله و سرعت هر یک از چرخ‌ها در جاده آسفالت خشک

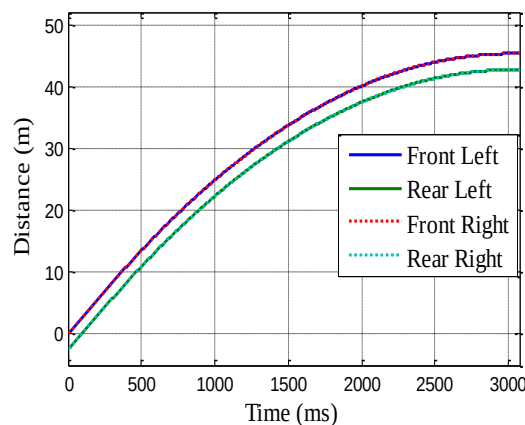
مسافت طی شده توسط هر یک از چرخ‌ها در شکل ۱۸ نشان داده شده است که مربوط به جاده‌ی آسفالت خشک می‌باشد.

نتایج حاصل از تست در کنترل‌کننده‌ی پنج فاز بر اساس مدل چهار محوره برای جاده‌ی آسفالت خشک در شکل‌های ۱۶ تا ۱۹ نشان داده شده است.

لغزش هر یک از چرخ‌ها در جاده‌ی آسفالت خشک در شکل ۱۶ نشان داده شده است. همانطور که از شکل ۱۶ پیداست، هر یک از چرخ‌ها به مقدار μ_{ref} خود میل نکرده‌اند در حالیکه اگر به شکل ۴ دقت کنیم با کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در این مقاله هر یک از چرخ‌ها به مقدار μ_{ref} خود میل کرده‌اند (کمترین مقدار انحراف را از مقدار مرجع دارند).

جدول ۷: مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌ها

نوع کنترل‌کننده مورد استفاده	نوع جاده	زمان توقف (sec)	مسافت طی شده (m)
SMC	آسفالت خشک	۲/۷۲۸	۳۷/۵۱
SMC	خیس	۴/۰۲۹	۵۵/۲۶
SMC	اسپلیت	۳/۲۹۴	۴۴/۹۴
Five-phase Control	آسفالت خشک	۳/۰۷۵	۴۵/۳۴

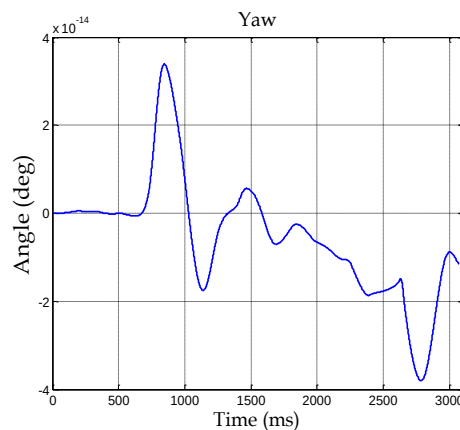


شکل ۱۸: نمودار مسافت طی شده توسط هر چرخ در جاده آسفالت خشک

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله مدل کاملی از خودرو ارائه و کنترل‌کننده‌ای بر مبنای آن طراحی گردید. به دلیل تداخل بین چرخ‌ها، استفاده از مدل چهار محوره امری ضروری می‌نمود که نتایج حاصل نیز این موضوع را تأیید کردند. به منظور رسیدن به بهترین عملکرد سیستم ترمز ضد قفل، کنترل‌کننده طراحی شده می‌بایست در محیط آلوده به عدم قطعیت، در کمترین زمان و کمترین مسافت خودرو را متوقف کند. براساس نتایج بخش شبیه‌سازی، کنترل‌کننده‌ی مد لغزشی طراحی شده این عمل را با انحراف عرضی (میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم) کمتری نسبت به استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز انجام می‌دهد.

میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده‌ی آسفالت خشک در شکل ۱۹ نشان داده شده است. اگر به شکل ۷ نگاه کنیم متوجه می‌شویم که میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در کنترل‌کننده‌ی طراحی شده توسط ما در این مقاله، نسبت به روش استراتژی کنترل ترکیبی پنج فاز، که ما این روش را پیاده‌سازی کرده‌ایم کمتر می‌باشد.



شکل ۱۹: نمودار میزان انحراف خودرو از مسیر مستقیم در جاده آسفالت خشک

اگر بخواهیم یک مقایسه از کنترل‌کننده‌ی ارائه شده در این مقاله و مرجع [۱۰] داشته باشیم متوجه می‌شویم که این کنترل‌کننده هم از لحاظ زمان توقف و هم از لحاظ مسافت طی شده بهتر عمل می‌کند که نتایج را در جدول ۷ با هم مقایسه می‌کنیم. البته ذکر این نکته لازم است که به دلیل استفاده از محیط شبیه‌ساز واقعی و وجود تاخیر در این مدل واقعی، رسیدن به صفحه‌ی لغزش بدون خطا با هیچ روشی امکان‌پذیر نخواهد بود.

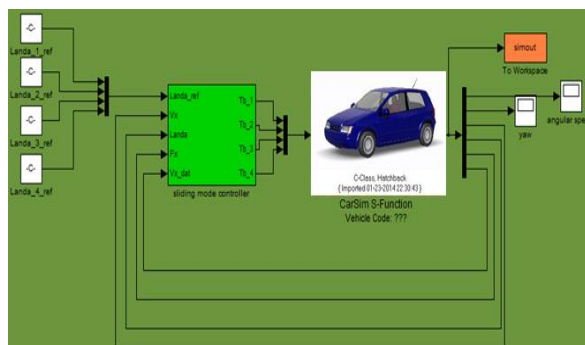
پیوست:

$$T_{b,s_i} = [r|F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}| + \frac{J_{\omega_i}}{r}(1-\lambda_i)|\dot{V}_x - \hat{V}_x|] + \frac{V_x J_{\omega_i}}{r} \beta_{0_i}$$

در نهایت داریم:

$$S_i \dot{S}_i \leq -\beta_{0_i} |S_i|$$

شکل ۲۰ نحوه‌ی پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌ی طراحی شده در محیط متلب با استفاده از شبیه‌ساز کارسیم را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰: پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های طراحی شده در محیط سیمولینک با استفاده از شبیه‌ساز کارسیم

اثبات پایداری رابطه‌ی (۲۲):

$$\begin{aligned} \dot{S}_i &= \frac{1}{V_x} \left[\frac{r^2}{J_{\omega_i}} (F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}) - \frac{r}{J_{\omega_i}} T_{b,s_i} \text{sign}(S_i) \right. \\ &\quad \left. + (1-\lambda_i) (\dot{V}_x - \hat{V}_x) \right] \\ S_i \dot{S}_i &= \frac{1}{V_x} \left[\frac{r^2}{J_{\omega_i}} (F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}) S_i - \frac{r}{J_{\omega_i}} T_{b,s_i} S_i \text{sign}(S_i) \right. \\ &\quad \left. + (1-\lambda_i) (\dot{V}_x - \hat{V}_x) S_i \right] \\ S_i \dot{S}_i &\leq \frac{1}{V_x} \left[\frac{r^2}{J_{\omega_i}} |F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}| |S_i| - \frac{r}{J_{\omega_i}} T_{b,s_i} S_i \text{sign}(S_i) \right. \\ &\quad \left. + (1-\lambda_i) |\dot{V}_x - \hat{V}_x| |S_i| \right] \end{aligned}$$

با توجه به اینکه $S_i \text{sign}(S_i) = |S_i|$ می‌باشد، داریم:

$$\begin{aligned} S_i \dot{S}_i &\leq \frac{1}{V_x} \left[\frac{r^2}{J_{\omega_i}} |F_{x_i} - \hat{F}_{x_i}| - \frac{r}{J_{\omega_i}} T_{b,s_i} \right. \\ &\quad \left. + (1-\lambda_i) |\dot{V}_x - \hat{V}_x| \right] |S_i| \end{aligned}$$

پس با انتخاب T_{b,s_i} به صورت زیر:

مراجع

- [10] W. Pasillas-Lépineb, E. d. Vriesc and Michel, "Improvements to a five-phase ABS algorithm for experimental validation," *International Journal of vehicle mechanics and mobility*, vol. 50, no. 10, 2012, pp. 1585–1611, Oct. 2012.
- [11] W. Pasillas-Lépine, "Hybrid modeling and limit cycle analysis for a class of five-phase anti-lock brake algorithms," *Veh. Syst. Dyn.*, vol. 44, no. 2, pp. 173–188, Feb. 2006.
- [1] H. Daegun, H. Inyong, Y. Paljoo, and K. Huh, "Development of a vehicle stability control system using brake-by-wire actuators," *Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control*, Transactions of the ASME, vol. 130, 2008.
- [2] N. Hamzah, Y. M. Sam, and A. A. Basari, "Enhancement of Driving Safety Feature via Sliding Mode Control Approach," in *Fourth International Conference on Computational Intelligence, Robotics and Autonomous Systems* Palmerston North, New Zealand, pp. 116-120, 2007.
- [3] A. Harifi, A. Aghagolzadeh, G. Alizadeh, M. Sadeghi, "Designing a Sliding Mode Controller for Slip Control of Antilock Brake Systems," *Transp. Res. Part C Emerg. Technol.*, vol. 16, no. 6, pp. 731–741, Dec. 2008.
- [4] F. Assadi, "Mixed HN and Fuzzy Logic controllers for the automobile ABS PSA Peugeot-Citroen," *SAE 2001World congress*, March 5–8, Detroit, Michigan, USA, 2001.
- [5] L. Chih-Min, F. Chun-Fei, "Self-learning fuzzy sliding-mode control for antilock braking systems," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 11, no. 2, pp. 273–278, Mar. 2003.
- [6] Y. E. Mao, Y. Zheng, Y. Jing, G. M. Dimirovski, and S. Zang, "An LMI approach to slip ratio control of vehicle antilock braking systems" , in *Proceedings of the American Control Conference*, pp. 3350-3354, 2009.
- [7] K. R. Buckholtz, "Reference input wheel slip tracking using sliding mode control," *SAE World Congress*, 2002.
- [8] M. Tanelli and A. Ferrara, "Active braking control for two-wheeled vehicles via switched second order sliding modes," in *Proceedings of the American Control Conference*, pp. 3930-3935, 2011.
- [9] *CarSim User Manual . Mechanical Simulation Corp.*, Ann Arbor, MI, 2009.

طراحی کنترل کننده بهینه غیرخطی برای حرکت زیردریایی در کانال عمق با استفاده از روش گرادیان نزولی با انتخاب روشمند گام

مرضیه احمدی^۱، علیرضا فرجی^۲، ابوالفضل حلوائی نیاسر^۳

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق کنترل، دانشکده مهندسی، مؤسسه آموزش عالی فیض کاشانی، miss.marziehahmadi@yahoo.com

^۲ استادیار گروه کنترل، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، arfaraji@kashanu.ac.ir

^۳ استادیار گروه قدرت، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، halvaei@kashanu.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۲/۱۲، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۶/۷)

چکیده: این مقاله به طراحی یک کنترل کننده بهینه غیرخطی برای مدل غیرخطی شش درجه آزادی یک زیردریایی می پردازد. اهداف طراحی پایداری، رسیدن به عمق مطلوب در پایان مانور و انتخاب مسیر بهینه مانور است که با حل بهینه تابع هزینه تعریف شده قابل دستیابی است. نوآوری این مقاله انتخاب روشمند گام در حل مسئله بهینه سازی تابع هدف به کمک الگوریتم گرادیان نزولی است که سرعت همگرایی روش را تا حدود دو برابر نسبت به انتخاب گامهای یکسان افزایش یافته است. در پایان به کمک شبیه سازی با نرم افزار متلب رفتار مقاوم کنترل کننده در حضور عدم قطعیت پارامتری مدل برای مانور در عمق های مختلف بررسی شده که نتایج نشان دهنده دستیابی به اهداف طراحی و عملکرد مقاوم کنترل کننده طراحی شده است.

کلمات کلیدی: حرکت زیردریایی در کانال عمق، کنترل کننده بهینه غیرخطی، گرادیان نزولی، انتخاب روشمند گام، عدم قطعیت پارامتری.

Design of Nonlinear Optimal Controller for Moving of Underwater Vehicle in Depth Channel by Using Gradient Descent Method With Systematic Step Selection

Marzieh Ahmadi, Alireza Faraji, Abolfazl Halvaei Niasar

Abstract: This paper proposes the design of a nonlinear optimal controller for a submarine with nonlinear model with six degrees of freedom (6-DOF). The control aims includes achieving system stability, reaching the submarine to a desirable point at the end of the maneuver, and choosing the optimal path that are accessible by solution of optimal cost function. The novelty of this paper is the systematic step selection in the gradient descent algorithm that has increased the rate of convergence beyond two times rather than fixed step algorithm. Finally, via some simulations, the robust performance of the designed controller for moving in different depths with considering of parametric uncertainty has been confirmed.

Keywords: Submarine maneuver in depth channel, Nonlinear optimal control, Gradient descent, Systematic step selection, Parametric uncertainty.

۱- مقدمه

در حال حاضر زیردریایی‌ها نشان‌دهنده توانمندی قابل توجه کشورها در عرصه‌های مختلف علمی و نظامی هستند. در سال‌های اخیر توجه به پژوهش در مورد زیردریایی‌ها به طور چشمگیری افزایش یافته است [۱ و ۳]. این نوع پژوهش‌ها عموماً طبقه‌بندی شده و غیرقابل دسترسی هستند. تلاش‌های زیادی در جهت کنترل وسایل زیردریایی انجام گرفته است تا بتوان این وسیله را در عمق آب هدایت کرد. لیکن مانور مطلوب با وجود وضعیت تعادل ناپایدار زیردریایی در عمق و شرایط ناشناخته عمق آب در حضور جریانه‌های زیر آبی امری مهم و دشوار می‌باشد. لذا هدایت زیردریایی از مهمترین مسائل فناوری محسوب می‌شود. از اینرو مدلسازی و تعیین معادلات حرکت و انتخاب روش کنترلی مناسب برای زیردریایی، بسیار حائز اهمیت است.

در زمینه‌ی مدلسازی زیردریایی تاکنون مطالعات مختلفی صورت گرفته است. در سال ۱۹۹۱، طی تحقیقاتی، با توجه به نیروهایی که بر حرکت یک زیردریایی تاثیر می‌گذارند، معادلات حاکم بر آن استخراج شد [۴]. مدل دینامیکی ارائه شده برای زیردریایی توریدوی ساخت هلند یکی دیگر از تلاش‌ها در زمینه‌ی مدلسازی زیردریایی به-شمار می‌آید [۵]. در همین زمینه مطالعاتی با توجه به تحلیل نیروها در سال ۲۰۱۳ صورت پذیرفته است [۶].

اما در زمینه‌ی طراحی کنترل کننده زیردریایی به علل نظامی و امنیتی، مقالات زیادی منتشر نشده است. از موارد منتشر شده می‌توان به تحقیقات مقایسه‌ای کنترل کننده‌های مقاوم و مود لغزشی در سال ۱۹۹۴ اشاره کرد [۷]. در این مقاله کنترل کننده مقاوم و مود لغزشی روی مدل خطی طراحی شده است. در زمینه‌ی مطالعات کنترل فازی، می‌توان به طراحی کنترل کننده فازی برای زیردریایی در سال ۲۰۰۵ اشاره کرد [۸]. فرض این مطالعات، استفاده از مدل زیردریایی با پنج درجه‌ی آزادی بوده است. همچنین طراحی کنترل کننده تک ورودی فازی تطبیقی از دیگر تلاش‌ها در زمینه طراحی می‌باشد [۹]. در زمینه کنترل زیردریایی در کانال عمق بر مبنای شبکه‌ی عصبی و منطق فازی نیز در سال‌های ۲۰۰۷ و ۲۰۱۳ تحقیقاتی با ساده سازی‌های فرضی مانند در نظر گرفتن چهار متغیر حالت و یک ورودی کنترلی صورت پذیرفته است [۱۰ و ۱۱].

اغلب مقالات ارائه شده بر مبنای مدل خطی با درجه‌ی آزادی کم یا مدل ساده‌سازی شده می‌باشد. در این مقاله تلاش شده است تا طراحی کنترل کننده برای مدل غیرخطی و بدون ساده‌سازی صورت پذیرد تا به عملکرد سیستم به شرایط واقعی نزدیکتر باشد. با توجه به اینکه زیردریایی در کانال عمق در شرایط تعادل ناپایدار و دارای رفتاری غیرخطی می‌باشد، لذا کنترل کننده غیرخطی برای پایدارسازی سیستم مدنظر قرار گرفته و چون انتخاب مسیر بهینه مانور و رسیدن به عمق مطلوب در پایان مانور از اهداف طراحی می‌باشد، یک تابع هزینه برای نیل به اهداف مذکور تعریف می‌شود و برای بهینه‌سازی آن از روش-

گرادینانزولی استفاده خواهد شد.

نوآوری این مقاله انتخاب روشمند گام در حل الگوریتم گرادینانزولی برای افزایش سرعت همگرایی نسبت به حالتی است که گامهای ثابت و یکسان در نظر گرفته شود. بعلاوه در این مقاله تلاش شده تا رفتار مقاوم کنترل کننده در برابر عدم قطعیت پارامترهای مدل در عمقهای مختلف بررسی گردد.

افزایش سرعت همگرایی روش گرادینانزولی با انتخاب روشمند گام الگوریتم، بهینه بودن رفتار کنترل کننده و مقاوم بودن عملکرد آن در برابر عدم قطعیت پارامتری مدل غیرخطی بدون ساده سازی، از مزایای این طراحی می‌باشد. البته این کار پیچیدگی، زمانبر بودن و در نتیجه افزایش هزینه پیاده سازی در طراحی کنترل کننده را به همراه دارد که از معایب آن محسوب می‌شود.

در ادامه‌ی این مقاله، در ابتدا در بخش ۲ مدل زیردریایی منتخب از مراجع تشریح می‌شود. در بخش ۳، کنترل کننده بهینه غیرخطی با استفاده از روش گرادینانزولی با انتخاب روشمند گام تحلیل و طراحی گردیده و همچنین رفتار کنترل کننده طراحی شده در برابر عدم قطعیت و تست صعود برای عمق‌های مختلف بررسی می‌گردد. سپس نتایج شبیه‌سازی کلیه مراحل طراحی در بخش ۴ نشان داده می‌شود.

۲- مدل زیردریایی

معادلات حاکم بر مانور زیردریایی معمولاً در دو دستگاه مختصات استاندارد بدنه- ثابت^۱ و زمین- ثابت^۲ توصیف می‌شوند. برای تحلیل مانور زیردریایی با شش درجه‌ی آزادی، معمولاً از دستگاه مختصات بدنه ثابت $X_0Y_0Z_0$ استفاده می‌شود و اغلب مبدأ مختصات بدنه ثابت تقریباً بر مرکز گرانش منطبق می‌باشد.

۲-۱ موقعیت، جهت‌گیری و بردارهای سرعت زیردریایی

موقعیت و جهت‌گیری زیردریایی توسط کمیت‌های مطابق با $SNAME^3$ ، از مرجع [۱۲] توسط رابطه‌ی (۱) تعریف می‌گردد.

$$\eta_1 = (x, y, z)^T, \quad \eta_2 = (\phi, \theta, \psi)^T \quad (1)$$

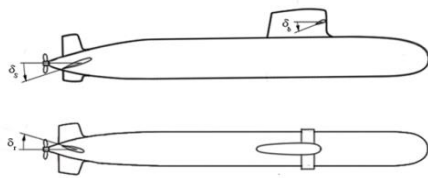
$$\eta = (\eta_1^T, \eta_2^T)^T$$

که در آن η_1 مشخص کننده‌ی موقعیت زیردریایی و η_2 معرف جهت-گیری زیردریایی می‌باشد. به عبارتی دیگر x ، y و z به ترتیب معرف موقعیت زیردریایی نسبت به محورهای مرجع شمال، شرق و عمق می-باشند و ϕ ، θ و ψ به ترتیب نمایانگر زاویه‌های چرخش، عمق و جهت نسبت به محورهای مرجع می‌باشند. شکل ۱ شماتیکی از موقعیت و جهت‌گیری زیردریایی را برای تفهیم بهتر نشان می‌دهد.

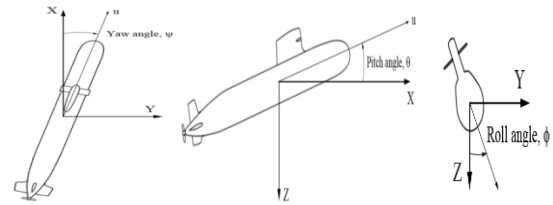
¹ Body-fixed

² Earth-fixed

³ Society of Naval Architects and Marine Engineers



شکل ۳: شماتیک ورودی‌های کنترلی



شکل ۱: شماتیک موقعیت و جهت‌گیری زیردریایی

۳-۲ مدل دینامیکی زیردریایی

در حالت کلی شکل استاندارد مدل دینامیکی حالت، بردار متغیرهای حالت و ورودی‌های کنترلی به صورت رابطه‌ی ۴ می‌باشد:

$$\dot{X}(t) = f(X(t), U(t)) \quad (4)$$

$$X = (x, y, z, \phi, \theta, \psi, u, v, w, p, q, r)^T$$

$$U(t) = (\delta_b(t), \delta_s(t), \delta_r(t))^T$$

باتوجه به نیروها و گشتاورهای اعمالی بر وسیله‌ی زیردریایی در مرجع [۴]، مدل دینامیکی زیر برای زیردریایی مورد مطالعه اخذ می‌گردد [۱۳ و ۱۴ و ۱۵].

$$f_1 = \cos\psi\cos\theta \cdot u + (-\sin\psi\cos\phi + \cos\psi\sin\theta\sin\phi)v + (-\sin\psi\cos\phi + \cos\psi\sin\theta\sin\phi)w \quad (5)$$

$$f_2 = \sin\psi\cos\theta \cdot u + (\cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\theta\sin\phi)v + (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)w \quad (6)$$

$$f_3 = -\sin\theta \cdot u + (\cos\theta\sin\phi)v + (\cos\theta\cos\phi)w \quad (7)$$

$$f_4 = p + \sin\phi\tan\theta \cdot q + \cos\phi\tan\theta \cdot r \quad (8)$$

$$f_5 = \cos\phi \cdot q - \sin\phi \cdot r \quad (9)$$

$$f_6 = \left(\frac{\sin\phi}{\cos\theta}\right)q + \left(\frac{\cos\phi}{\cos\theta}\right)r \quad (10)$$

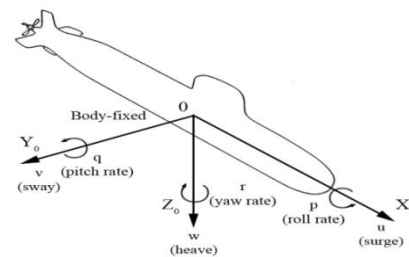
$$f_7 = m[vr - wq + x_G(q^2 + r^2) - y_G(p) - z_G(pr)] + \frac{\rho}{2}l^4[X'_{qq}q^2 + X'_{rr}r^2 + X'_{rp}rp + X'_{rq}rq] + \frac{\rho}{2}l^3[X'_{vr}vr + X'_{wq}wq] + \frac{\rho}{2}l^2[X'_{uu}u^2 + X'_{vv}v^2 + X'_{ww}w^2 + X'_{w|w|w|w|}] + \frac{\rho}{2}l^2[X'_{\delta_r\delta_r}u^2\delta_r^2 + X'_{\delta_s\delta_s}u^2\delta_s^2 + X'_{\delta_b\delta_b}u^2\delta_b^2] - (W - B)\sin\theta + \rho T(1 - t) \quad (11)$$

بردارهای سرعت زیردریایی نیز در مختصات بدنه- ثابت به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شوند:

$$v_1 = (u, v, w)^T, \quad v_2 = (p, q, r)^T \quad (2)$$

$$v = (v_1^T, v_2^T)^T$$

در سیستم مرجع بدنه ثابت v_1 بردار سرعت خطی و v_2 بردار سرعت زاویه‌ای نامیده می‌شود. به عبارتی u, v, w معرف سرعت‌های خطی در راستای محورهای X, Y و Z است و p, q, r نمایانگر سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای X, Y و Z می‌باشند. شکل ۲ بردارهای سرعت زیردریایی را نمایش می‌دهد.



شکل ۲: بردارهای سرعت زیردریایی

۲-۲ عملگرهای کنترلی

سیستم عملگر کنترلی در زیردریایی شامل بالکها، سکان^۱ و سروموتورها می‌باشد. کارایی بالک‌های جلو^۲ و عقب^۳ در انجام غوص و صعود دینامیکی و یا به عبارتی تغییر ارتفاع و همچنین تنظیم زاویه‌ی شیب و وظیفه‌ی سکان، تغییر جهت زیردریایی در صفحه‌ی افقی می‌باشد. به همین منظور ورودی‌های کنترلی $U(t)$ به صورت رابطه‌ی (۳) تعریف می‌شود:

$$U(t) = (\delta_b(t), \delta_s(t), \delta_r(t))^T \quad (3)$$

δ_b, δ_s و δ_r به ترتیب نشانگر انحراف زاویه‌ی بالکهای جلو و عقب و انحراف زاویه‌ی سکان در شکل ۳ می‌باشند.

¹ Rudder

² Bow planes

³ Stern planes

$$f_{12} = -(I_y - I_x)pq + (rp)I_{yz} - (q^2 - p^2)I_{xy} - (rq)I_{zx} - m[x_G(-wp + ur) - y_G(-vr + wq)] + \frac{\rho}{2}l^5[\dot{N}_{pq}pq + \dot{N}_{r|r}r|r|] + \frac{\rho}{2}l^4[\dot{N}_p up + \dot{N}_r ur + \dot{N}_v v] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{N}_* u^2 + \dot{N}_v uv + \dot{N}_{v|v|N}v|(v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{N}_{\delta_r} u^2 \delta_r + \dot{N}_{\delta_r \eta} u^2 \delta_r (\eta - \frac{1}{C})] - \frac{1}{C}C + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{N}_{vwN}vw] + (x_G W - x_B B)\cos\theta\sin\phi + (y_G W - y_B B)\sin\theta \quad (16)$$

ضرایب هیدرودینامیکی که در این معادلات ظاهر می شود، بستگی به نوع زیردریایی دارد. ضرایب موردنیاز معادلات این مقاله مربوط به زیردریایی P-650^۱ نشان داده شده در شکل ۴ می باشد که در پیوست آمده است [۱۴].



شکل ۴: شماتیک زیردریایی P-650

۳- طراحی کنترل کننده ی بهینه

تابع هزینه کنترل کننده بهینه در رابطه (۱۷) در ذیل تعریف شده

است:

$$\begin{cases} J = \Phi(X(T), X^T) + \int_0^T F(X(t), U(t))dt \\ \Phi(X(T), X^T) = \sum_{j=1}^{12} \alpha_j (X_j(T) - X_j^T)^2 \\ F(X(t), U(t)) = \sum_{j=1}^3 \beta_j (U_j(t))^2 + \sum_{i=1}^{12} \delta_i (X_i(t))^2 \end{cases} \quad (17)$$

در رابطه (۱۷) $X = (x, y, z, \phi, \theta, \psi, u, v, w, p, q, r)^T$

معرف بردار متغیرهای حالت و X^T نمایانگر متغیرهای حالت در لحظه نهایی T است. بخش اول تابع هزینه $\Phi(X(T), X^T)$ ، با هدف رسیدن هر یک از متغیرهای حالت به مقادیر مطلوب در زمان نهایی با ضریب متفاوت ارزش دهی α و بخش دوم $F(X(t), U(t))$ ، با هدف بهینه سازی ورودی های کنترلی و متغیرهای حالت در تمامی طول مسیر با ضرایب ارزش دهی متفاوت β و δ می باشد. همچنین فضای حالت به صورت تابعی غیرخطی از متغیرهای حالت و ورودی های کنترلی بیان می شود.

$$f_8 = m[wp - ur + y_G(r^2 + p^2) - z_G(qr) - x_G(qp)] + \frac{\rho}{2}l^4[\dot{Y}_r|r|r| + \dot{Y}_{pq}pq] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{Y}_r ur + \dot{Y}_p up + \dot{Y}_{wp}wp] + \frac{\rho}{2}l^2[\dot{Y}_* u^2 + \dot{Y}_v uv + \dot{Y}_{v|v|N}v|(v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}] + \frac{\rho}{2}l^2[\dot{Y}_{\delta_r} u^2 \delta_r + \dot{Y}_{\delta_r \eta} u^2 \delta_r (\eta - \frac{1}{C})] + \frac{\rho}{2}l^2\dot{Y}_{vwN}vw + (W - B)\cos\theta\sin\phi \quad (12)$$

$$f_9 = m[uq - vp + z_G(p^2 + q^2) - x_G(rp) - y_G(rq)] + \frac{\rho}{2}l^4[\dot{Z}_{q|q|}q|q| + \dot{Z}_{rr}r^2] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{Z}_q uq + \dot{Z}_{vp}vp + \dot{Z}_{vr}vr] + \frac{\rho}{2}l^2[\dot{Z}_* u^2 + \dot{Z}_w uw + \dot{Z}_{vv}v^2 + \dot{Z}_{w|w|}w|(v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}] + \frac{\rho}{2}l^2[\dot{Z}_{\delta_s} u^2 \delta_s + \dot{Z}_{\delta_b} u^2 \delta_b + \dot{Z}_{\delta_s \eta} u^2 \delta_s (\eta - \frac{1}{C})] + (W - B)\cos\theta\cos\phi \quad (13)$$

$$f_{10} = -(I_z - I_y)qr + (pq)I_{xz} - (r^2 - q^2)I_{yz} - (pr)I_{xy} - m[y_G(-uq + vp) - z_G(-wp + ur)] + \frac{\rho}{2}l^5[\dot{K}_{qr}qr + \dot{K}_{p|p|}p|p| + \dot{K}_{r|r|}r|r|] + \frac{\rho}{2}l^4[\dot{K}_p up + \dot{K}_r ur + \dot{K}_v v] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{K}_* u^2 + \dot{K}_v uv + \dot{K}_{v|v|}v|v| + \dot{K}_{\delta_r} u^2 \delta_r] + (y_G W - y_B B)\cos\theta\cos\phi - (z_G W - z_B B)\cos\theta\sin\phi - \rho Q \quad (14)$$

$$f_{11} = -(I_x - I_z)rp + (qr)I_{xy} - (p^2 - r^2)I_{zx} - (qp)I_{yz} - m[z_G(-vr + wq) - x_G(-uq + vp)] + \frac{\rho}{2}l^5[\dot{M}_q \dot{q} + \dot{M}_{rp}rp + \dot{M}_{rr}r^2 + \dot{M}_{q|q|}q|q|] + \frac{\rho}{2}l^4[\dot{M}_q uq + \dot{M}_{vr}vr + \dot{M}_{w\dot{w}}\dot{w}] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{M}_* u^2 + \dot{M}_w uw + \dot{M}_{vv}v^2 + \dot{M}_{w|w|N}w|(v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{M}_{vw}vw + \dot{M}_{w|w|}w|w| + \dot{M}_{ww}w|(v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}}] + \frac{\rho}{2}l^3[\dot{M}_{\delta_s} u^2 \delta_s + \dot{M}_{\delta_b} u^2 \delta_b + \dot{M}_{\delta_s \eta} u^2 \delta_s (\eta - \frac{1}{C})] - (x_G W - x_B B)\cos\theta\cos\phi - (z_G W - z_B B)\sin\theta \quad (15)$$

¹ P-650 Submarine

۳-۱ هدف طراحی کنترل کننده بهینه غیرخطی

در این مرحله کنترل کننده بهینه غیرخطی با هدف مانور صعود زیردریایی در کانال عمق، از عمق ۱۰۰ متری به سطح دریا (عمق صفر) طراحی می گردد. در این قسمت باید پس از رسیدن زیردریایی به عمق دلخواه، وسیله برای ادامه مانور، در سطح باقی بماند. در واقع، هدف اصلی به دست آوردن بردار کنترلی $U(t)$ به گونه ای است که سیستم بتواند از حالت اولیه X^0 به سمت حالت نهایی مطلوب X^T در لحظه-ی T حرکت کند. بنابراین، فرضیات مشخص شده در رابطه‌ی (۱۸) برای تابع هزینه‌ی تعریف شده در رابطه‌ی (۱۷) در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{cases} \alpha_3 = 1, & \alpha_j = 0 \text{ for } j \neq 3 \\ \beta_j = 0 \text{ for } j = 1, 2, 3. \\ \delta_3 = 0.1, & \delta_j = 0 \text{ for } j \neq 3 \\ X(0) = (0, 0, 100, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0) \\ X^T = (0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0) \end{cases} \quad (18)$$

برای حل مسئله‌ی بهینه‌ی فوق چندین روش بهینه‌سازی وجود دارد [۱۶]. اما با توجه به پیچیدگی معادلات حرکت و نیز تعداد زیاد متغیرها در این مسئله، می‌توان با استفاده از روش گرادیان نزولی، توانمندی رسیدن به پاسخ مطلوب را فراهم کرد. زیرا روش گرادیان نزولی یک روش بسیار مفید و کاربردی برای مدل‌های بزرگ و پیچیده می‌باشد [۱۷].

۳-۲ روش گرادیان نزولی

روش گرادیان نزولی، یک الگوریتم بهینه‌سازی مرتبه اول می‌باشد. در این روش برای پیدا کردن مینیمم یک تابع با استفاده از گرادیان نزولی، جستجو از یک نقطه‌ی اولیه آغاز می‌گردد و الگوریتم با یک-گام مناسب در جهت شیب منفی برای رسیدن به راه حل مناسب، ادامه می‌یابد. نهایتاً با رسیدن به راه حل مناسب نهایی و با توجه به مقدار دقت ε ، روند الگوریتم خاتمه می‌یابد [۱۸]. این روش مراحل اصلی زیر را شامل می‌شود:

- مقداردهی اولیه‌ی سیگنال کنترلی U^0

- محاسبه‌ی سیگنال کنترلی مشخص شده با رابطه‌ی (۱۹):

$$U^{k+1} = U^k - \lambda \nabla J(U^k), \text{ for } k \geq 0 \quad (19)$$

این مرحله با توجه به شرط $\varepsilon |J(U^0)| \leq |J(U^{k+1}) - J(U^k)|$ تکرار می‌گردد.

در رابطه‌ی (۱۹)، $\lambda > 0$ پارامتر گام نامیده می‌شود و گرادیان تابع هزینه است.

اکنون مرحله‌ی مهم، محاسبه‌ی گرادیان $\nabla J(U^k)$ می‌باشد. برای به-دست آوردن این گرادیان از روش زیر استفاده می‌شود:

۱. حل معادله‌ی زیر در نرم افزار متلب با استفاده از روش گام به گام و دستورات ODE و به دست آوردن حالت

$$X^{k+1}(t)$$

$$\dot{X}(t) = f(X(t), U^k(t)) \quad (20)$$

$$X(0) = X^k(0)$$

۲. حل معادله‌ی بازگشتی (۲۱) برای حالت $P(t)$ با داشتن $(U^k(t), X^{k+1}(t))$ و به دست آوردن $P^{k+1}(t)$

$$\dot{P}(t) \quad (21)$$

$$= -\nabla_X F(X^{k+1}(t), U^k(t)) - [\nabla_X f(X^{k+1}(t), U^k(t))]^T P(t)$$

$$P(T) = \Phi(X^{k+1}(T), X^T)$$

در رابطه‌ی (۲۱)، ∇_X گرادیان نسبت به متغیر حالت X می‌باشد.

۳. به دست آوردن $\nabla J(U^k)$ با استفاده از رابطه‌ی (۲۲).

$$\nabla J(U^k) \quad (22)$$

$$= \nabla_U F(X^{k+1}(t), U^k(t)) + [\nabla_U f(X^{k+1}(t), U^k(t))]^T P^{k+1}(t)$$

در رابطه‌ی (۲۲)، ∇_U گرادیان نسبت به سیگنال کنترلی U می‌باشد.

در روش گرادیان نزولی، انتخاب گام الگوریتم یک مسئله حائز اهمیت می‌باشد. انتخاب یک گام بزرگ باعث ناکارآمد شدن روش و عدم رسیدن به پاسخ مناسب می‌گردد. همچنین انتخاب یک گام بسیار کوچک باعث می‌گردد سرعت همگرایی بسیار کم گردد. به همین جهت انتخاب مناسب گام الگوریتم در این روش اهمیت ویژه‌ای دارد [۱۹].

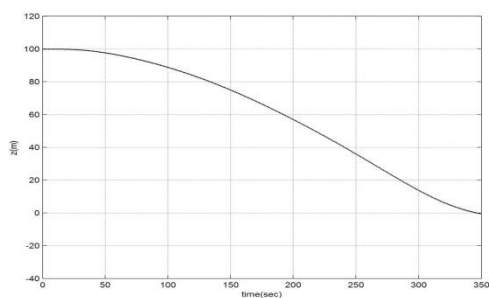
۳-۳ انتخاب روشمند گام

در این مرحله، اندازه گام به صورت روشمند انتخاب می‌گردد. به این منظور الگوریتم به صورتی طراحی می‌گردد که ابتدا برای افزایش سرعت همگرایی، گام بزرگ انتخاب می‌گردد، این روند تا زمانی که خطای تابع هزینه یک دهم مقدار خطای اولیه می‌باشد ادامه می‌یابد، سپس با نزدیک شدن به هدف نهایی، اندازه گام برای رسیدن به نتیجه مطلوب، به میزان ۱/۱۰ اندازه گام قبلی کوچک می‌شود. انتخاب روشمند گام در مقایسه با استفاده از گام ثابت در حل الگوریتم باعث افزایش سرعت همگرایی و کاهش زمان در رسیدن به پاسخ بهینه نهایی می‌گردد.

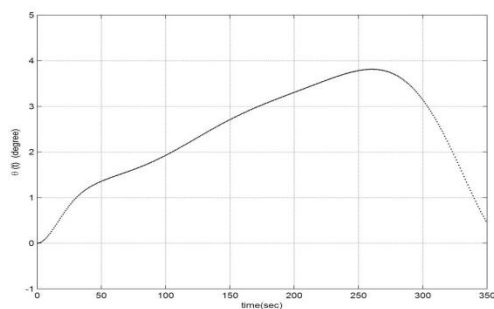
۳-۴ بررسی رفتار کنترل کننده در برابر عدم قطعیت

پارامتری

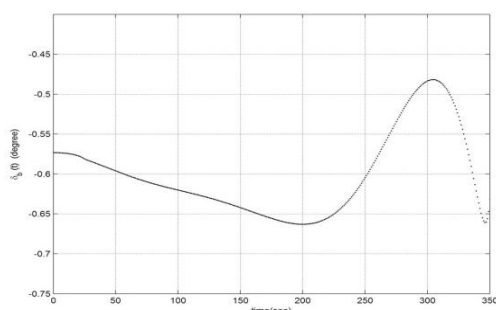
اگرچه در روند مدل‌سازی و طراحی کنترل کننده پارامترهای مدل ثابت در نظر گرفته می‌شوند ولی در حقیقت برخی از این پارامترها در طول فرآیند تغییر می‌کنند. این امر می‌تواند باعث ایجاد خطاها و نامعینی‌هایی



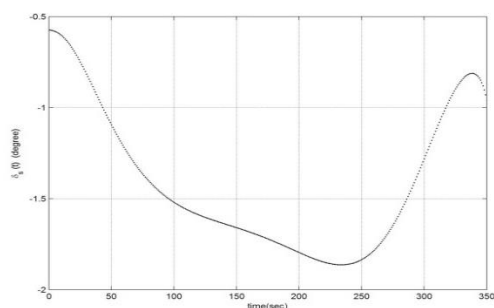
شکل ۶: نمایش صعود موقعیت زیردریایی از عمق ۱۰۰ متر به سطح در کانال عمق



شکل ۷: زاویه عمق $\theta(t)$



شکل ۸: زاویه ی بالک های جلو $\delta_b(t)$



شکل ۹: زاویه ی بالک های عقب $\delta_s(t)$

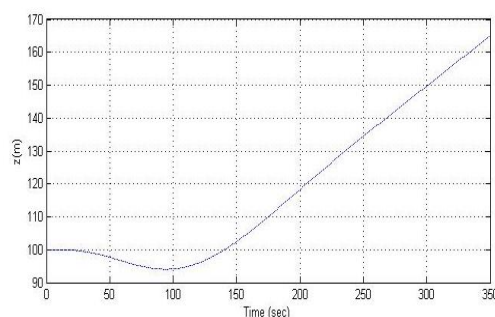
در تعیین این مقادیر گردد. اکنون با در نظر گرفتن عدم قطعیت با مقدار حقیقی برای پارامترهای زیردریایی و اعمال آن از ابتدا در تابع هدف، رفتار کنترل کننده طراحی شده برای زیردریایی بررسی می گردد. یکی از مهمترین پارامترهای زیردریایی که تأثیر بسزایی بر عملکرد زیردریایی دارد، جرم زیردریایی است [۲۰] که نتایج شبیه سازی در بازه تغییرات آن نسبت به جرم سیستم در ادامه آمده است. تأثیر سایر پارامترها بر عملکرد سیستم نیز قابل بررسی است.

۴- شبیه سازی

نتایج شبیه سازی قسمت های مختلف طراحی کنترل کننده بهینه غیرخطی و مقایسه های صورت گرفته به منظور نمایش برتری کنترل کننده طراحی شده در ادامه ارائه می گردد:

۴-۱ رفتار حلقه باز سیستم

در ابتدا رفتار حلقه باز زیردریایی بدون استفاده از کنترل کننده شبیه سازی می گردد. موقعیت زیردریایی در محور Z با اعمال



اغتاش در شکل ۵ نشان داده شده است:

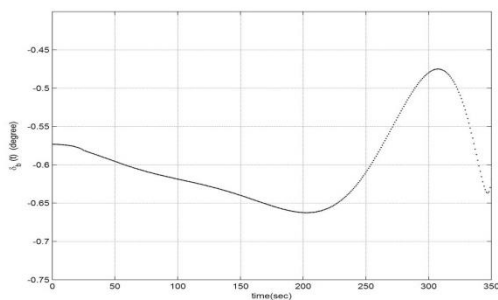
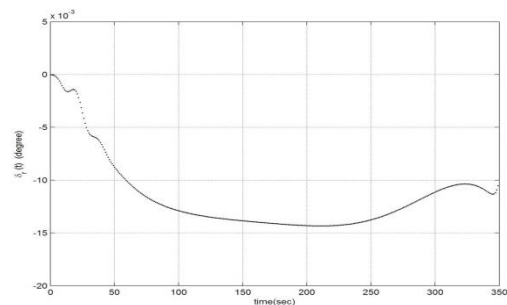
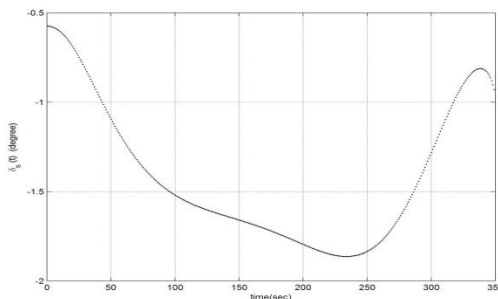
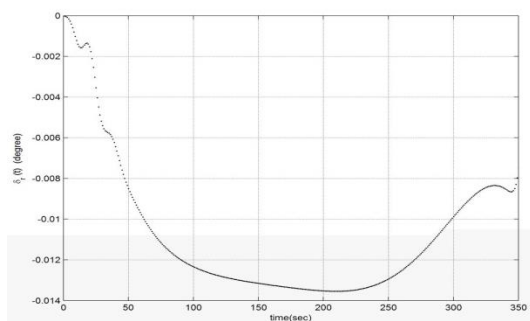
شکل ۵: رفتار حلقه باز موقعیت زیردریایی در محور Z

باتوجه به شکل ۵ مشاهده می شود که با اعمال اغتشاش، زیردریایی با حرکت به سمت بالا یا پایین، از نقطه تعادل اولیه، ناپایدار می گردد، به همین دلیل نیاز به کنترل کننده جهت پایداری و سپس تامین اهداف کنترلی امری ضروری می باشد.

۴-۲ طراحی کنترل کننده با استفاده از روش گرادیان

نزولی با گام ثابت

ابتدا مسئله ی کنترل بهینه با استفاده از روش گرادیان نزولی با گام ثابت، حل و کنترل کننده ی مناسب با هدف صعود زیردریایی از عمق ۱۰۰ متری به سطح دریا (صفر متر) طراحی می گردد. در این قسمت باید پس از رسیدن زیردریایی به عمق صفر، در ادامه مانور، در سطح باقی بماند. به این ترتیب نتایج شبیه سازی به صورت نشان داده شده در شکل های ۶ تا ۱۰ حاصل می گردد:

شکل ۱۳: زاویه‌ی بالک‌های جلو $\delta_b(t)$ شکل ۱۰: زاویه‌ی سکان $\delta_r(t)$ شکل ۱۴: زاویه‌ی بالک‌های عقب $\delta_s(t)$ شکل ۱۵: زاویه‌ی سکان $\delta_r(t)$

باتوجه به شکل‌های ۱۱ تا ۱۵ مشخص است که زیردریایی با استفاده از کنترل کننده طراحی شده توانسته است از عمق ۱۰۰ متری به سطح آب برسد و در انتهای زمان شبیه‌سازی در سطح برای ادامه مانور قرار گیرد و مسئله‌ی بهینه‌سازی محقق شده است.

۴-۴ مقایسه نتایج طراحی بر مبنای روش گرادینان

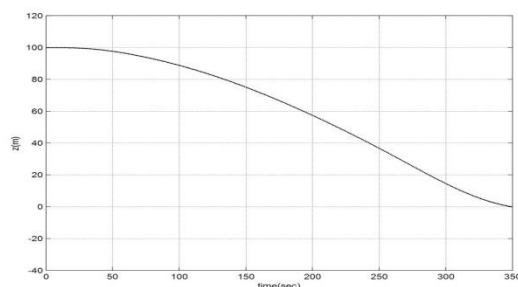
نزولی با گام ثابت و انتخاب روشمند گام

برای این منظور، تابع هزینه‌ی مسئله برای هر دو حالت با تعداد تکرار مورد نیاز برای رسیدن به پاسخ نهایی، در شکل ۱۶ نمایش داده می‌شود:

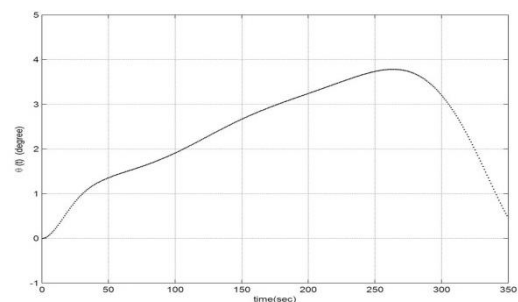
همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، تغییرات عمق به خوبی صورت گرفته است و زیردریایی از عمق ۱۰۰ متری به سطح آب رسیده است. بنابراین می‌توان گفت مانور زیردریایی با تنظیم و کنترل حرکت زیردریایی توسط بالک‌های جلو و عقب به خوبی انجام گرفته است. همچنین باتوجه به شکل ۷ مشخص می‌باشد که پس از رسیدن به عمق مطلوب زاویه‌ی عمق به نزدیک صفر رسیده تا زیردریایی به حالت افقی در سطح آب قرار گیرد.

۳-۴ طراحی کنترل کننده با استفاده از روش گرادینان نزولی با انتخاب روشمند گام

اکنون به منظور افزایش سرعت طراحی، مسئله طراحی بار دیگر با استفاده از انتخاب گام به صورت روشمند تکرار می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های ۱۱ تا ۱۵ نشان داده شده است.



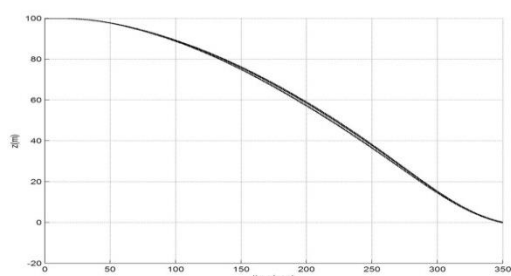
شکل ۱۱: نمایش صعود موقعیت زیردریایی از عمق ۱۰۰ متر به سطح در محور Z با انتخاب روشمند گام

شکل ۱۲: زاویه‌ی عمق $\theta(t)$

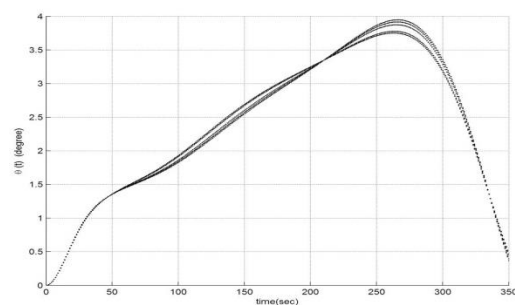
باشد. زمان طراحی کنترل کننده در حدود چند ثانیه بوده و نسبت به زمان انجام عملیات مانور تغییر عمق که چند دقیقه است بسیار کوتاه و قابل صرف نظر است. لذا حل معادلات فوق در هر بار تغییر عمق زیردریایی قابل انجام می باشد.

۴-۶ تحلیل رفتار کنترل کننده در برابر عدم قطعیت پارامتری

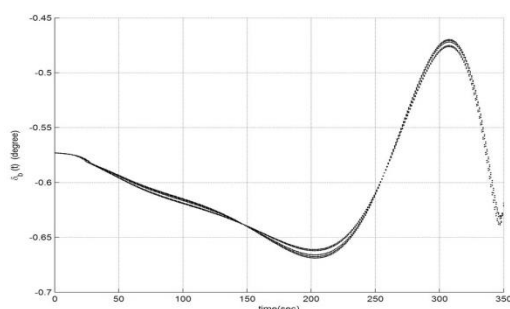
با توجه به شرایط واقعی سیستم، می توان فرض کرد که جرم سوخت حداکثر ده درصد جرم زیردریایی است لذا در هنگام پرو یا خالی بودن مخزن سوخت، جرم کل آن حداکثر ده درصد کاهش یا افزایش دارد. با این فرض، رفتار کنترل کننده بهینه غیرخطی، برای تضمین پایداری و عملکرد مطلوب سیستم در شرایط فوق، با استفاده از دستور (ureal) در متلب شبیه سازی و بررسی می شود [۲۱ و ۲۲]:



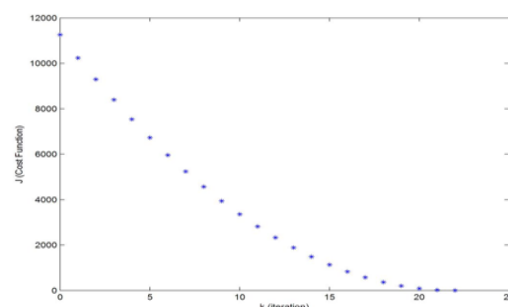
شکل ۱۸: نمایش صعود موقعیت زیردریایی از عمق ۱۰۰ متر به سطح در محور Z در برابر عدم قطعیت در جرم زیردریایی



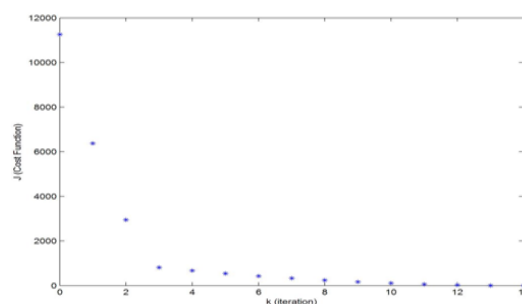
شکل ۱۹: زاویه عمق $\theta(t)$



شکل ۲۰: زاویه ی بالک های جلو $\delta_b(t)$



(الف)



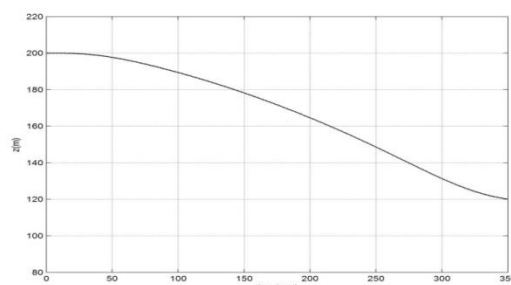
(ب)

شکل ۱۶: تابع هزینه مسئله. الف- با گام ثابت، ب- با انتخاب روشمند گام

همانطور که از شکل ۱۶- الف مشخص است، سرعت همگرایی در روش گرادینزولی با گام ثابت پایین می باشد، در واقع برای رسیدن به نتیجه نهایی تعداد تکرار زیادی لازم می باشد. در حالی که از تابع هزینه- ی رسم شده در شکل ۱۶- ب مشخص است که کنترل کننده ی بهینه غیرخطی طراحی شده با استفاده از روش گرادینزولی با انتخاب روشمند گام توانسته است با تعداد حدود نصف تعداد گام های همگرایی در روش قبل همگرا شود و زمان طراحی برای رسیدن به پاسخ بهینه بسیار کمتر گردیده است.

۴-۵ تست صعود زیردریایی برای عمق های مختلف

اکنون به منظور بررسی مقاوم بودن دینامیکی کنترل کننده ی بهینه غیرخطی طراحی شده با استفاده از روش گرادینزولی با انتخاب روشمند گام، شبیه سازی ها برای صعود دینامیکی دلخواه دیگری در عمق متفاوت از ۲۰۰ متر به ۱۲۰ متر تکرار می گردد:

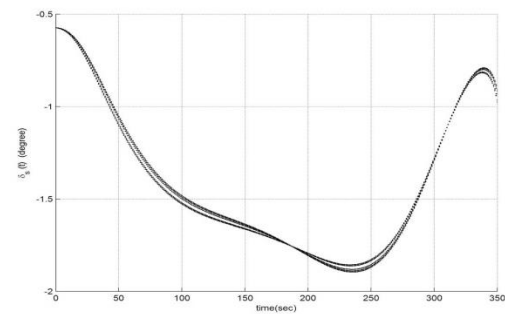


شکل ۱۷: نمایش صعود زیردریایی از عمق ۲۰۰ متر به ۱۲۰ متر

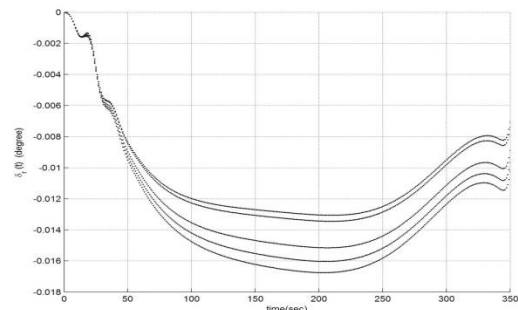
با استفاده از این کنترل کننده امکان کنترل زیردریایی با استفاده از عملگرهای کنترلی برای صعود در هر عمق دلخواهی امکان پذیر می-

مطلوب، به میزان ۱/۰. اندازه گام قبلی کوچک گردید. با حل الگوریتم گرادینانزولی با انتخاب گام به صورت روشمند زمان حل مسئله طراحی کنترل کننده بطور قابل ملاحظه‌ای کاهش یافت. در نتیجه زمان طراحی کنترل کننده نسبت به زمان انجام عملیات مانور تغییر عمق که چند دقیقه است، قابل صرف نظر بوده و در نتیجه قبل از انجام هر مانور در کانال عمق می توان با سرعت قابل قبولی محاسبات لازم برای طراحی کنترل کننده بهینه را انجام داد.

با در نظر گرفتن عدم قطعیت برای پارامتر مدل، رفتار کنترل کننده در حضور عدم قطعیت بررسی شد و نتایج برای تغییر جرم زیردریایی شبیه سازی گردید و نشان داده شد که کنترل کننده توانسته است اهداف کنترلی را در حضور عدم قطعیت پارامتری تامین نماید و با استفاده از این کنترل کننده، عملیات مانور حرکت در کانال عمق به خوبی صورت گرفت. همچنین پایداری و عملکرد این کنترل کننده بهینه غیرخطی در برابر عدم قطعیت پارامتری در مدل، برای مانور زیردریایی در کانال عمق، مطلوب بود. از نقاط ضعف روش می توان به پیچیدگی و حجیم بودن محاسبات و در نتیجه هزینه بر بودن آن در پیاده سازی روش اشاره کرد که البته باید با سایر روشهایی که در آینده طراحی خواهد شد، مقایسه گردد. بعلاوه در مرحله پیاده سازی می توان از تخمینگر برای تخمین متغیرهای حالت مورد نیاز جهت طراحی کنترل کننده استفاده کرد که به عنوان موضوعات تحقیقاتی آینده می تواند مورد توجه قرار گیرد. از دیگر چالشهای آینده، می توان به بررسی رفتار کنترل کننده های طراحی شده در حضور انواع اغتشاشات دریایی جهت نزدیک تر شدن به شرایط واقعی در عمق آب اشاره کرد.



شکل ۲۱: زاویه ی بالک های عقب $\delta_s(t)$



شکل ۲۲: زاویه ی سکان $\delta_r(t)$

همانطور که در شکل های ۱۸ تا ۲۲ دیده می شود، با وجود عدم قطعیت حقیقی در جرم زیردریایی، کنترل مانور صعود زیردریایی در کانال عمق، با احتساب محدوده جرم متغیر در عملیات صعود، با دقت مطلوب انجام گرفته است. با تکرار شبیه سازی در حضور عدم قطعیت سایر پارامترها و مشاهده شدن رفتار آنها می توان نتیجه گرفت کنترل کننده بهینه غیرخطی طراحی شده در برابر عدم قطعیت در پارامترهای مدل نتایج مطلوبی دارد که برای تلخیص از آوردن نتایج آن صرف نظر می شود.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله با توجه به ماهیت بسیار پیچیده ی زیردریایی، مدل زیردریایی با شش درجه ی آزادی به صورت غیرخطی از مقالات در دسترس انتخاب گردید. در اکثر مقالات، طراحی ها بر مبنای مدل خطی سازی شده، درجه ی آزادی کم یا مدل ساده سازی شده، انجام گرفته است. استفاده از این مدل بدون ساده سازی، عملکرد سیستم را به واقعیت نزدیکتر می کند.

سپس کنترل کننده ی بهینه غیرخطی برای مانور صعود زیردریایی با استفاده از روش گرادینانزولی با انتخاب گام به صورت روشمند با اهداف پایدارسازی سیستم، رسیدن به موقعیت مطلوب در پایان زمان مانور و نیز انتخاب بهینه مسیر زیردریایی جهت حرکت زیردریایی در کانال عمق طراحی شد. مسئله بهینه سازی مربوطه، با انتخاب مناسب گامها در روش گرادینانزولی حل گردید، به طوری که در ابتدا برای افزایش سرعت همگرایی طراحی، گام بزرگ انتخاب گردید و سپس با نزدیک شدن به هدف نهایی، اندازه گام برای رسیدن به نتیجه

پیوست ۱: فهرست علائم

علائم	تعریف	علامت	تعریف
B	نیروی بویانسی	v_1	بردار سرعت خطی
D	قطر پروانه	v_2	بردار سرعت زاویه‌ای
g	شتاب گرانش	u	سرعت خطی در راستای محور x
J	تابع هزینه	v	سرعت خطی در راستای محور y
J_1	ماتریس تبدیل سرعت خطی	w	سرعت خطی در راستای محور z
J_2	ماتریس تبدیل سرعت زاویه‌ای	W	وزن زیردریایی
l	طول زیردریایی	x	موقعیت نسبت به محور مرجع (شمال)
m	جرم زیردریایی	y	موقعیت نسبت به محور مرجع (شرق)
n	دور پروانه	z	موقعیت نسبت به محور مرجع (عمق)
p	سرعت زاویه‌ای حول محور x	η_1	بردار معرف موقعیت زیردریایی
q	سرعت زاویه‌ای حول محور y	η_2	بردار معرف جهت گیری زیردریایی
r	سرعت زاویه‌ای حول محور z	θ	زاویه عمق نسبت به محور مرجع
T	نیروی رانش پروانه	ϕ	زاویه چرخش نسبت به محور مرجع
U	بردار ورودی‌های کنترلی	ψ	زاویه جهت نسبت به محور مرجع

پیوست ۲: ضرایب هیدرودینامیکی زیردریایی

مقدار	ضریب	مقدار	ضریب	مقدار	ضریب
-0.0003	$\dot{Y}_p$	0.00142	$\dot{X}_{qq}$	2352	m
-0.06136	$\dot{Y}_p$	0.00208	$\dot{X}_{rr}$	67	l
0.00007	$\dot{Y}_{pq}$	0.0006	$\dot{X}_{rp}$	0	x_G
0.0144	$\dot{Y}_{wp}$	0	$\dot{X}_{qlql}$	0	y_G
-0.00305	$\dot{Y}_p$	-0.00046	$\dot{X}_{\dot{u}}$	-0.356	z_G
0.0007	$\dot{Y}_r$	0.0224	$\dot{X}_{vr}$	1.09431	η
-0.06137	$\dot{Y}_p$	-0.01316	$\dot{X}_{wq}$	1.026	ρ
0	$\dot{Y}_*$	-0.0011	$\dot{X}_{uu}$	16390	I_x
0.00465	$\dot{Y}_{r r }$	0.01746	$\dot{X}_{vv}$	659770	I_y
-0.1162	$\dot{Y}_{v v N}$	0.00775	$\dot{X}_{ww}$	659770	I_z
-0.00083	$\dot{Y}_{\delta_r}$	0	$\dot{X}_{w w }$	0	I_{xy}
0.00067	$\dot{Y}_{\delta_r\eta}$	-0.0039	$\dot{X}_{\delta_r\delta_r}$	0	I_{yz}
-0.00007	$\dot{K}_p$	-0.00119	$\dot{X}_{\delta_s\delta_s}$	0	I_{xz}
-0.0006	$\dot{K}_{\dot{v}}$	-0.00299	$\dot{X}_{\delta_b\delta_b}$	0	x_B
0.0003	$\dot{K}_{qr}$	-0.00007	$\dot{Z}_{\dot{q}}$	0	y_B
-0.00062	$\dot{K}_p$	-0.0144	$\dot{Z}_{\dot{w}}$	-0.621	z_B
0.00026	$\dot{K}_r$	-0.00699	$\dot{Z}_{\dot{q}}$	23073.1	W
-0.00287	$\dot{K}_v$	-0.2028	$\dot{Z}_{\dot{w}}$	23073.1	B
-0.0003	$\dot{K}_{p p }$	-0.0396	$\dot{Z}_{rr}$	0.8976	C
-0.00019	$\dot{K}_{r r }$	-0.01837	$\dot{Z}_{vp}$	0.344	t
-0.00214	$\dot{K}_{v v }$	-0.04513	$\dot{Z}_{vr}$	0.525403	K_{T0}
-0.00021	$\dot{K}_{wp}$	0.185	$\dot{Z}_{vv}$	-0.338313	K_{TJ}
0	$\dot{K}_*$	-0.00398	$\dot{Z}_{qlql}$	-0.197236	K_{TJ2}
0.00005	$\dot{K}_{\delta_r}$	-0.0003	$\dot{Z}_*$	0.070405	K_{Q0}
-0.00003	$\dot{N}_{\dot{p}}$	-0.002	$\dot{Z}_{ w }$	-0.02846	K_{QJ}
0.00068	$\dot{N}_{\dot{v}}$	-0.00512	$\dot{Z}_{\delta_s}$	-0.033684	K_{QJ2}
-0.00091	$\dot{N}_{pq}$	-0.00512	$\dot{Z}_{\delta_b}$	0	K_{QJ3}
-0.00068	$\dot{N}_{\dot{p}}$	-0.00045	$\dot{Z}_{\delta_s\eta}$	0	K_{QJ4}
-0.00483	$\dot{N}_r$	-0.00098	$\dot{M}_{\dot{q}}$	2	n
-0.01864	$\dot{N}_v$	-0.00139	$\dot{M}_{\dot{w}}$	3.821	D
0	$\dot{N}_*$	0.00112	$\dot{M}_{rp}$	0.148	w_f
0.00209	$\dot{N}_{r r }$	-0.00119	$\dot{M}_{rr}$	0.00045	$\dot{M}_{ww}$
-0.0185	$\dot{N}_{v v N}$	-0.01573	$\dot{M}_{vr}$	-0.00303	$\dot{M}_{qlql}$
-0.303	$\dot{N}_{vwN}$	0.03461	$\dot{M}_{vv}$	-0.00674	$\dot{M}_{w w N}$
-0.0012	$\dot{N}_{\delta_r}$	0	$\dot{M}_{vw}$	-0.00034	$\dot{N}_{\delta_r\eta}$
0.00094	$\dot{M}_{\delta_b}$	0.00478	$\dot{M}_w$	-0.00036	$\dot{M}_{ w }$

مراجع

- [10] Shi, Y.; Qian, W.; Yan, W.; Li, J.; "Adaptive Depth Control for Autonomous Underwater Vehicles Based on Feedforward Neural Networks", International Journal of Computer Science & Applications, Vol. 4, Issue 3, pp. 107-118, 2007.
- [11] Nag, A.; Patel, S. S.; Akbar, S. A.; "Fuzzy logic based depth control of an autonomous underwater vehicle", IEEE, pp. 117 - 123, 2013.
- [12] Fossen, Thor Inge; "Guidance and Control of Ocean Vehicles", John Wiley and sons, ISBN 0-471.94113-1, 1994.
- [13] Gertler, M.; Hagen, G. R.; "Standard Equations of Motion for Submarine Simulation", NSRDC Rep. 2510, 1967.
- [14] Ovalle, D.; Periago, F.; García, J.; "Optimal Control Design for the Nonlinear Manoeuvrability of a Submarine", Francisco periago, 2009.
- [15] Hauser, J.; Ovalle, D.; García, J.; "Submarine Dive Plane Reversal and the Critical Velocity Saddle", 2007.
- [16] Chong, Edwin K. P.; Zak, Stanislaw H.; "An Introduction to Optimization", New York, 4th Edition, ISBN 978-1-118-27901-4, 2013.
- [17] Nicolas Le Roux; "Using Gradient Descent for Optimization and Learning", 15 may 2009.
- [18] Wang, X.; "Method of Steepest Descent and its Applications", IEEE Microwave and Wireless Components Letters, Vol. 12, pp. 24-26, 2008.
- [19] Kirk, Danald E.; "Optimal Control Theory: An Introduction", Prentice-Hall Englewood Cliffs, N.J. ISBN 0-486-43484-2, pp. 331-347, 1970.
- [20] Roche, E.; Sename, O.; Simon, D.; "LPV/Hinf control of an Autonomous Underwater Vehicle (AUV)", European Control Conference, 2009.
- [21] Balas, G.; Chiang, R.; Packard, A.; Safonov, M.; "Robust Control Toolbox for Use with MATLAB (User's Guide)", 2006.
- [22] Nathan Sorensen Kedrick Black; "Matlab Robust control Toolbox", pp. 1-168, 2006.
- [1] Aras, M.S.M.; Basar, M.F.; Abdullah, S.S.; Azis, F.A.; Ali, F.A.; "Analysis Movement of Unmanned Underwater Vehicle using the Inertial Measurement Unit", International Journal of Emerging Science and Engineering (IJESE), Vol. 1, pp. 47-53, 2013.
- [2] He, B.; Liang, Y.; Feng, X.; Nian, R.; Yan, T.; Li, M.; Zhang, S.; "AUV SLAM and Experiments Using a Mechanical Scanning Forward-Looking Sonar", Sensors journal, pp. 9386-9410, 2012.
- [3] Herman, H. E.; "Electrostatic Sensing for Underwater Object Detection and Localization", thesis submitted in partial satisfaction of the requirements for the degree Master of Science in Electrical Engineering, 2013.
- [4] Fossen, ThorInge; "Nonlinear Modelling and Control of Underwater Vehicles", ProQuest Dissertations and Theses, 1991.
- [5] Ridley, D. P.; Fontan, J.; Corke, D. P.; "Submarine Dynamic Modeling", Australasian Conference on Robotics and Automation, Brisbane, Australia, 2003.
- [6] Liang, X.; Zhang, J.; Qin, Y.; Yang, H.; "Dynamic Modeling and Computer Simulation for Autonomous Underwater Vehicles with Fins", Journal of Computers, Vol. 8, No. 4, pp. 1058-1064, 2013.
- [7] Logan, C. L.; "A Comparison between H-Infinity/Mu-Synthesis Control and Sliding-Mode Control for Robust Control of a Small Autonomous Underwater Vehicle", IEEE, pp. 399-416, 1994.
- [8] Sakagami, N.; Pandian, S. R.; Petry, F.; "A Fuzzy Controller for Underwater Vehicle-Manipulator Systems", IEEE Proceedings, Vol. 2, pp. 1110-1115, 2005.
- [9] Aras, M.; Abdollah, S.; Shah, H.; Rashid, M.; Aziz, M.; "Robust Control of Adaptive Single Input Fuzzy Logic Controller for Unmanned Underwater Vehicle", Journal of Theoretical and Applied Information Thechnology, Vol. 57, No. 3, pp. 372-379, 2013.

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

سید جواد طالبیان^۱، جعفر حیرانی نوبری^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 مجزا 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

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.

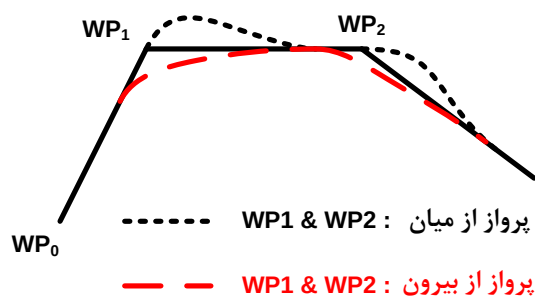
الگوریتم هدایت به منظور تغییر جهت حرکت پرنده در فضای سه بعدی، فرامین شتاب جانبی را در دو کانال عمود بر یکدیگر ایجاد می‌نماید. در پرنده‌های بدون سرنشین فرامین هدایتی در صفحه افق و عمود محلی ساخته می‌شوند، در حالی که در یک موشک زمین به هوا این فرامین در صفحات دستگاه بدنی ایجاد می‌گردد. در یک پرنده بدون سرنشین، پیشینه 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

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 نقطه‌راهایی 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

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 اغتشاشات 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 [6] و [8] فرمان هدایتی بر مبنای خطای عمود بر مسیر و انتگرال یا مشتقات آن ساخته می‌شود، در حالی که در [7] و [9]، با جای‌گذاری نقطه‌ای متحرک بر روی مسیر، از الگوریتم‌هایی جهت حرکت به سمت این هدف متحرک بهره گرفته شده است. البته در [9] نشان داده شده که در حالاتی، این دو روش به یکدیگر میل می‌کنند. به رغم راه کارهای متنوع ارائه شده، عدم حضور یک مدل مناسب، به همراه اثبات کارآمدی راه کار 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 [10] 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"

¹ Track to Fix (TF)

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

^۳ Fly-over

^۴ Non-fly-over

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.

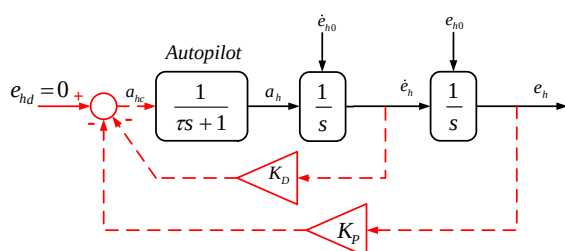
$$\ddot{e}_h = v\dot{\alpha}_h = a_h \quad (4)$$

با توجه به حضور دو انتگرال گیر در معادلات سینماتیک از شتاب جانبی تا خطای هدایت، استفاده از مولفه خطا به تنهایی و انتخاب یک کنترل کننده تناسبی، حلقه هدایت را نوسانی خواهد کرد. یک انتخاب مناسب برای کنترل سیستمی با این مدل، می‌تواند کنترل کننده 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 انتگرال گیرها 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.

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

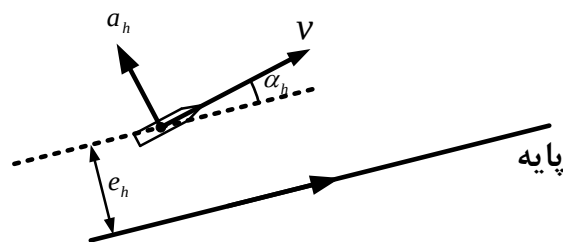
به منظور تعیین پارامترهای K_D و K_P ، دو معیار در نظر گرفته می‌شود. اولین معیار توجه به پهنای باند خودخلبان و تعیین پهنای باند حلقه هدایت به گونه‌ای است که خودخلبان قادر به اجرای فرامین هدایتی باشد. دومین معیار نیز دستیابی به یک پاسخ سریع در حذف اغتشاشات، بدون فرجهش می‌باشد. به منظور برآوردن معیار اول،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

۲- الگوریتم تعقیب خط تناسبی-مشتقی بر روی

خطای عمود بر مسیر

الگوریتم تعقیب خط تناسبی-مشتقی، الگوریتمی متداول در تعقیب خط در روبات‌های زمین پایه 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 $\sin(\alpha_h) \approx \alpha_h$ ، ۱.۱٪ و با خطای بیشینه $\cos(\alpha_h) \approx 1$ ، 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

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 به‌دست 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 پیاده‌سازی 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 به‌دست 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 به‌دست 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.

$$\frac{d\alpha_{td}}{dt} = v \frac{d\alpha_{td}}{dS}$$

$$= v \frac{1}{\sqrt{1+4a^2(x_t - x_{te})^2}} \frac{d\alpha_{td}}{dx_t} \quad (14)$$

$$= v \frac{2a}{(1+4a^2(x_t - x_{te})^2)^{3/2}}$$

بدین ترتیب روند تغییرات شتاب جانبی پرنده در حال حرکت بر روی مسیر مطلوب سهمی به‌دست 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 به‌دست خواهند آمد.

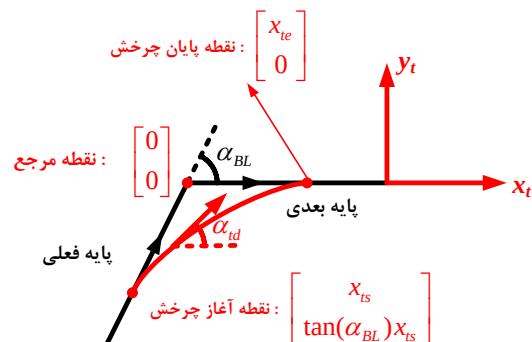
$$K_P = \frac{0.04}{\tau^2}, \quad K_D = \frac{0.32}{\tau} \quad (7)$$

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 با 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- شکل‌دهی مسیر بر مبنای مسیر مطلوب چرخش

در مقاله حاضر، هدایت پرنده در چرخش از روی یک پایه به پایه دیگر به صورت شکل‌دهی 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 شکل‌دهی 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 شکل‌دهی 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، زاویه 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.

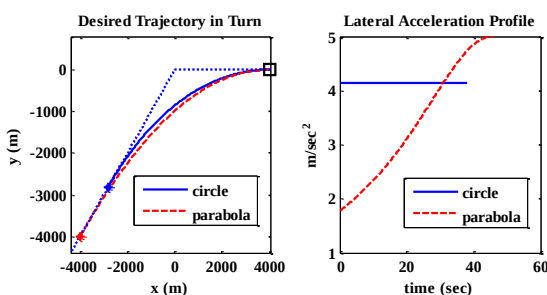
$$a_{td} = -v \frac{d\alpha_{td}}{dt} = -v^2 \frac{2a}{(1 + 4a^2(x_t - x_{te})^2)^{3/2}} \quad (15)$$

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:

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

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

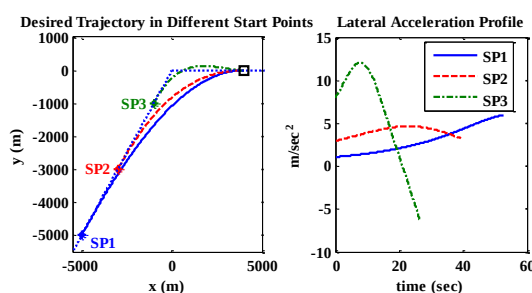
مسیر مطلوب کمان دایره و سهمی به‌دست آمده، به همراه روند تغییرات شتاب جانبی هر کدام به ازای مقادیر نمونه‌ای $x_{te} = 4000\text{m}$ ، $\alpha_{BL} = 45^\circ$ و $v = 200\text{m/s}$ در شکل ۵ نمایش داده شده است.



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

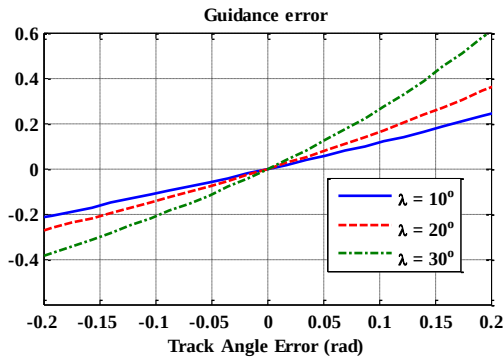
دایروی و سهمی

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 مبدا 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 به واسطه بزرگ بودن مقدار R ، می‌توان سیستم را منقبض نموده و معادله مشخصه آن را به صورت زیر معرفی نمود.

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

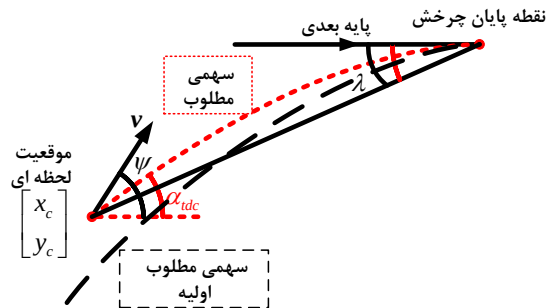
به این ترتیب حلقه هدایت در صورتی پایدار خواهد بود که K_G بزرگتر از v/R باشد یا به تعبیر دیگر با انتخاب پارامتر K_G ، الگوریتم هدایت تا فاصله v/K_G مانده به نقطه پایان چرخش، پایدار خواهد بود. به این ترتیب با یک حاشیه اطمینان در فاصله ذیل مانده به نقطه پایان چرخش، پرنده می‌بایست به سمت پایه بعدی بگردد.

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

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.

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



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:

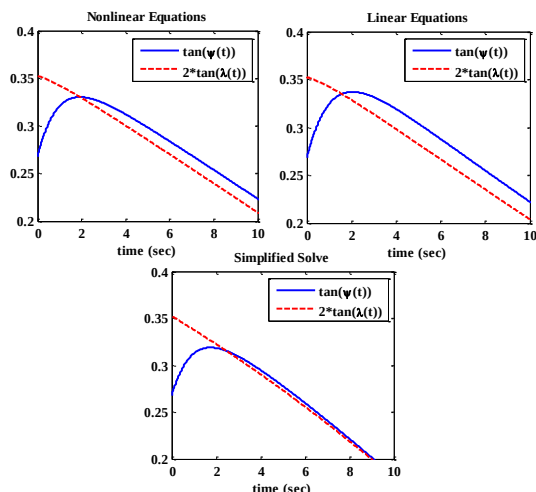
$$\alpha_h = \alpha_{tdc} - \psi = \tan^{-1} (2 \tan(\lambda)) - \psi \quad (19)$$

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 در α_h و λ های مختلف در شکل ۸ نشان داده شده است.

¹ 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 $1/K_G$ ، 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 $30^\circ < x$ 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.

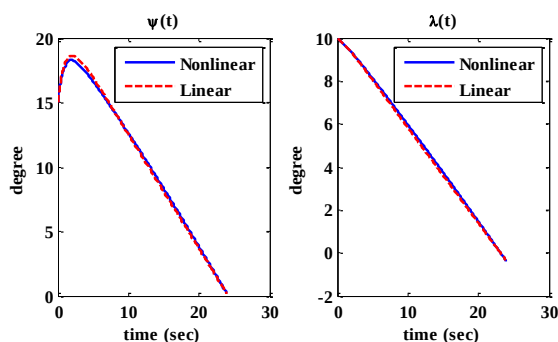
$$\psi(s) = \frac{(s - \frac{v}{R})\psi_0 + 2K_G\lambda_0}{s^2 + (K_G - \frac{v}{R})s + K_G\frac{v}{R}}, \quad (26)$$

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

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 K_G به ترتیب برابر 5000m ، 15° ، 10° ، 20m/s و ۱ 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 $v/K_G \gg R$ 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.

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

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.

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

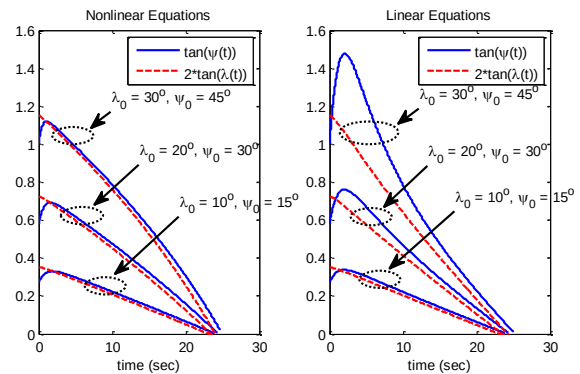
همچنین بر مبنای این رابطه، کمینه نمودن مجموع D_1 و D_2 نیز معادل کمینه کردن یکی از آن دو است. در صورتی که شتاب جانبی بیشینه قابل اعمال توسط پرنده با a_{sat} نشان داده شود، با توجه به رابطه تحلیلی به دست آمده‌ی (۱۶) برای شتاب جانبی پرنده در نقطه‌ی پایان چرخش که معادل شتاب جانبی بیشینه آن نیز خواهد بود، 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 بگیرید. ثابت زمانی خودخلبان شتاب جانبی این پرنده برابر ۰/۳ ثانیه بوده و همچنین بیشینه شتاب جانبی فرمان برابر ۶/۸ متر بر مجذور ثانیه می‌باشد. به این ترتیب مقدار K_P و K_D در الگوریتم هدایت تعقیب خط، به ترتیب ۰/۴۴ و ۱/۰۷ 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 قرارگیری 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

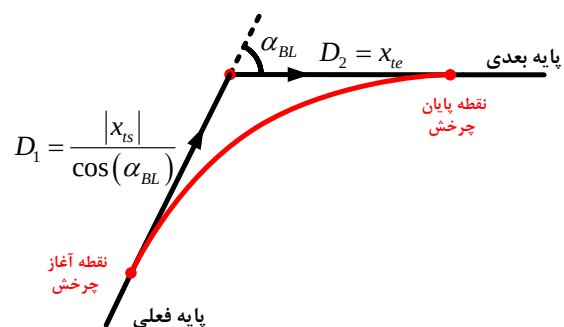
ψ_0 مختلف

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 ($K_G = 0.2/\tau$).

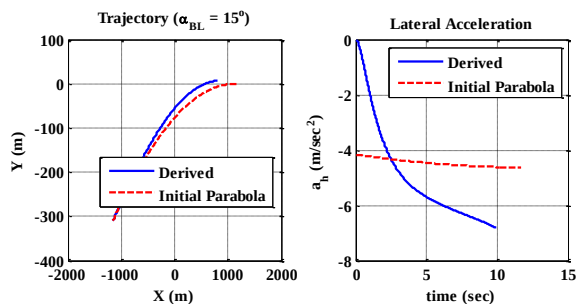
۴- تعیین بهینه نقاط آغاز و پایان چرخش

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.

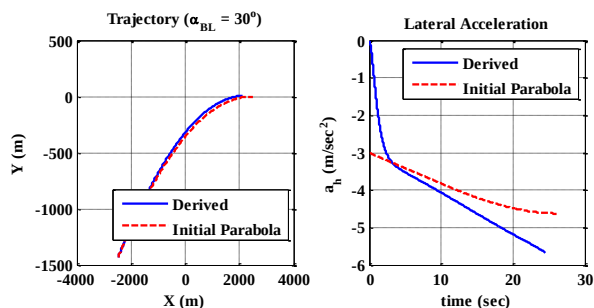
با توجه به انتخاب سهمی به عنوان مسیر مطلوب پرنده و معیار قرار دادن آن در الگوریتم هدایت در حین چرخش، با توجه به رابطه (۱۳) که ارتباط مختصات نقطه آغاز و پایان چرخش را نشان می‌دهد، در صورتی که رابطه زیر بین D_1 و D_2 برقرار باشد، پرنده از ابتدای مسیر بر روی



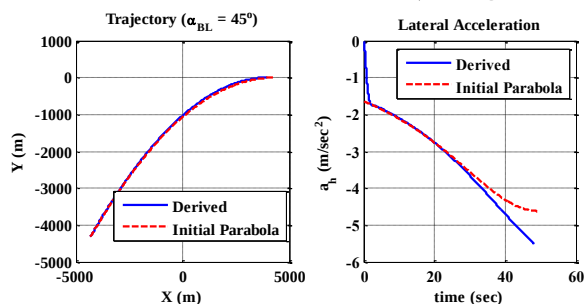
شکل ۱۲- پایه‌های چرخش D_1 و D_2



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



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



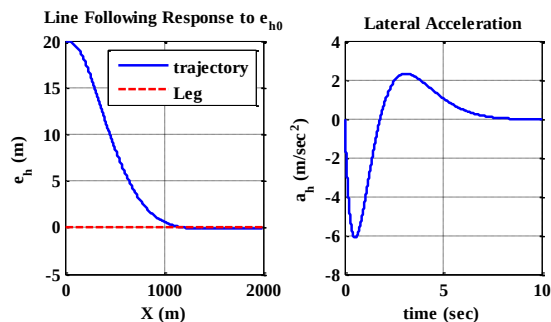
شکل ۱۷- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زاویه $\alpha_{BL} = 45^\circ$

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.

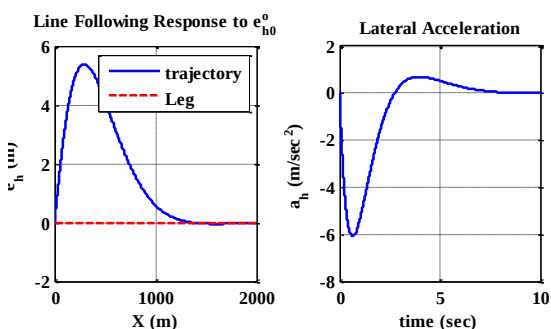
۶- نتیجه‌گیری

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



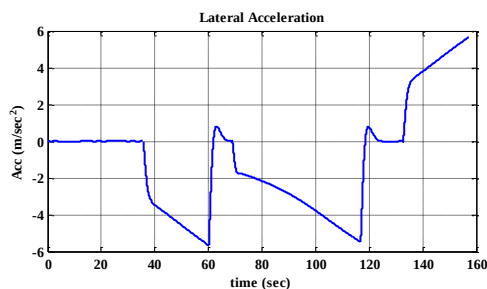
شکل ۱۴- پاسخ الگوریتم هدایت تعقیب خط به خطای زاویه از پایه

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° در نظر بگیرید، با در نظر گرفتن پارامتر k به میزان 0.68 ، مقادیر پایه چرخش نظیر هر کدام این گونه به‌دست خواهد آمد.

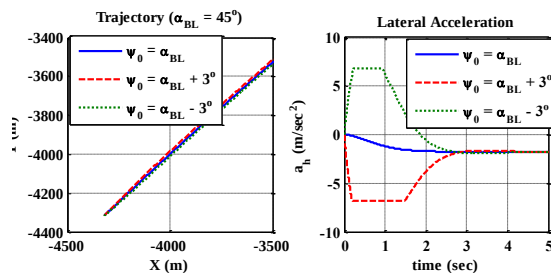
جدول ۱- مقادیر پایه‌های چرخش در ازای زوایای مختلف α_{BL}

$\alpha_{BL} (^\circ)$	$D_1 (m)$	$D_2 (m)$
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.



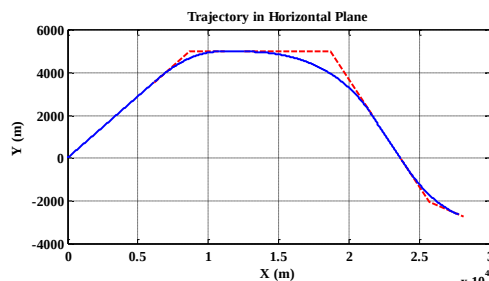
شکل ۲۰- تغییرات شتاب جانبی در طول پرواز



شکل ۱۸- پاسخ الگوریتم هدایت چرخش به ازای زوایای آغاز

چرخش مختلف

انتگرال گیر 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 فراجش 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., Deyst, 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

طراحی سیستم هدایت مقاوم با استفاده از الگوریتم مد لغزشی مرتبه بالا برای تولید

دستور شتاب هموار و مقابله با اهداف مانوردار

وحید بهنام گل^۱، احمد رضا ولی^۲، علی محمدی^۳

^۱ دانشجوی دکتری مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vahidbehnamgol@mut.ac.ir

^۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی برق و الکترونیک، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ar.vali@aut.ac.ir

^۳ استادیار، مجتمع دانشگاهی برق و الکترونیک، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ali_mohammadi@yahoo.com

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۳/۲/۲۹، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۳/۶/۲۸)

چکیده: در این مقاله یک سیستم هدایت غیرخطی و مقاوم در مقابل مانورهای هدف طراحی شده است. برای این منظور ابتدا یک الگوریتم نوین مد لغزشی مرتبه بالا ارائه گردیده است. قانون هدایت طراحی شده توسط این الگوریتم دستور شتاب جانبی همواری را صادر کرده که برخورد با اهداف مانوردار را تضمین می کند. در این الگوریتم بر خلاف تئوری های مد لغزشی مرتبه بالای ارائه شده در مراجع برای طراحی قانون هدایت، پایداری سیستم حلقه بسته در حضور نامعینی تضمین می گردد و بنابراین نیازی به رویتر برای تخمین مانورهای هدف نخواهد بود. برای طراحی قانون هدایت دو بعدی با استفاده از این الگوریتم، متغیر لغزشی بر اساس سرعت نسبی جانبی بین رهگیر و هدف تعریف شده است. قانون هدایت طراحی شده دستور شتابی را صادر می کند که تضمین کننده همگرایی این متغیر لغزش و برخورد با هدف می باشد. نتایج شبیه سازی برتری قانون هدایت پیشنهادی را در مقایسه با قوانین هدایت دیگر نشان می دهد.

کلمات کلیدی: سیستم هدایت، اهداف مانوردار، مد لغزشی مرتبه بالا، نامعینی، وزوز.

Design of Robust Guidance System Using High Order Sliding Mode Algorithm for Producing Smooth Acceleration Command and Intercepting Maneuvering Targets

Vahid Behnamgol, Ahmad Reza Vali, Ali Mohammadi

Abstract: In this paper, a nonlinear and robust guidance system against target maneuvers has been designed. For this purpose, first a new high order sliding mode algorithm is proposed. The designed guidance law with this algorithm generates a smooth acceleration command that guarantees collision with target. In this algorithm, unlike previous high order sliding mode theories, the stability of close loop system in the presence of uncertainty is guaranteed, therefore the observer is not required for estimation of target maneuvers in the proposed guidance law. For designing two point guidance law using this algorithm, a sliding variable has been introduced using relative lateral velocity. Designed guidance law generates acceleration commands that guarantee convergence of sliding variable. Simulation results show the better performance of proposed guidance law in comparison with other guidance laws.

Keywords: guidance system, maneuvering targets, high order sliding mode, uncertainty, chattering.

۱- مقدمه

وظیفه قانون هدایت در رهگیرهای آشیانه یاب، تعیین دستور شتاب جانبی مناسب برای برخورد با هدف متحرک است. این دستور شتاب جانبی را می توان با ابزارهای مختلفی از جمله با تغییر در زاویه بالک های رهگیر اعمال نمود. یکی از اصول مورد استفاده برای طراحی قانون هدایت، ایده ی ناوبری موازی می باشد. طبق این ایده اگر خط دید بین رهگیر و هدف در فضا نچرخد و فاصله بین رهگیر و هدف در حال کم شدن باشد، برخورد با هدف تضمین می گردد. قوانین هدایتی که بر اساس این اصل طراحی می شوند دستور شتابی صادر می کنند که اعمال آن مانع از چرخیدن خط دید بین رهگیر و هدف در فضا می شود. به این دسته از قوانین، قوانین هدایت تناسبی گفته می شود. برای این منظور قوانین هدایت تناسبی حقیقی و محض بر پایه اصول ریاضی طراحی گردیده اند که برای برخورد با اهداف بدون مانور مناسب می باشند. برای رهگیری اهداف دارای مانور، ناوبری تناسبی افزوده پیشنهاد شده است که برای تعیین دستور شتاب جانبی رهگیر، نیازمند اندازه شتاب جانبی هدف می باشد [۱]، [۲].

اندازه گیری و یا تخمین شتاب جانبی هدف منجر به افزایش پیچیدگی و هزینه در سیستم هدایت می شود. از این رو قوانین هدایت مقاوم در مقابل مانورهای هدف طراحی گردیده اند. یکی از روش های مورد استفاده برای طراحی قانون هدایت تناسبی مقاوم در سال های اخیر، تئوری کنترل مد لغزشی می باشد. با استفاده از این تئوری می توان قانون هدایت غیرخطی و مقاومی را برای برخورد با اهداف مانوردار طراحی نمود. در صورت استفاده از این روش کنترلی می توان مانورهای هدف را به عنوان نامعینی در نظر گرفت و قانون هدایت را طراحی نمود که در این صورت نیازی به اندازه گیری و یا تخمین دقیق مانورهای هدف نمی باشد [۳]. بزرگترین نقص کاربردی این روش کنترلی، پدیده ی چترینگ (لرزش یا نوسانات ناخواسته) می باشد که به دلیل وجود تابع علامت در کنترل کننده رخ می دهد. اثرات این پدیده بسیار نامطلوب بوده، چون باعث فعالیت نوسانی شدید در سیگنال کنترل شده و از آنجا که دارای یک رفتار فرکانس بالا می باشد، ممکن است دینامیک های مدل نشده ی فرکانس بالا را نیز تحریک کند. این معایب کارایی سیستم را کاهش داده و ممکن است به ناپایداری منجر شود. پس لازم است وزوز هموار و یا حذف گردد [۴]، [۵].

یکی از روش های پر کاربرد برای کاهش نوسانات ناخواسته، هموار کردن ناپیوستگی کنترل در یک لایه ی مرزی باریک در همسایگی سطح لغزش، بوسیله ی تقریب پیوسته از کنترل مد لغزشی ناپیوسته می باشد [۴]. استفاده از روش تقریب پیوسته اگرچه باعث تولید سیگنال کنترلی همواری شده اما منجر به کاهش دقت کنترلی می شود. در مراجع [۳]، [۶] - [۹] از کنترل مد لغزشی مرتبه اول و البته تقریب پیوسته این روش برای طراحی قانون هدایت استفاده شده است. در مرجع [۳] دستور شتاب در راستای عمود بر بردار سرعت رهگیر با استفاده از تئوری مد لغزشی

مرتبه اول تقریب زده شده طراحی شده است. در [۶] به روشی مشابه، دستور شتاب در راستای عمود بر خط دید طراحی شده است. اعمال دستور شتاب در این راستا در عمل بسیار مشکل است. در این مرجع همچنین دینامیک مرتبه اول حلقه کنترل در حین طراحی قانون هدایت در نظر گرفته شده است. در مرجع [۷] از مد لغزشی تطبیقی برای طراحی قانون هدایت استفاده نموده و در مراجع [۸] و [۹] قانون هدایت برای برخورد با زاویه معین طراحی شده است.

در مراجع فوق به دلیل تقریب صورت گرفته در قوانین هدایت، دقت کاهش می یابد. از دیگر روش های پر کاربرد برای حذف نوسانات ناخواسته بدون کاهش دقت، استفاده از تئوری مد لغزشی مرتبه بالا می باشد. با استفاده از این روش، بدون کاهش دقت از رخ دادن نوسان در ورودی کنترل جلوگیری می شود. در کل برای طراحی مد لغزشی مرتبه ۲ به ۲-۱ امین مشتق متغیر لغزش نیاز است [۱۰]، [۱۱]. بنابراین برای پیاده سازی مد لغزشی مرتبه دوم مشتق اول متغیر لغزش نیز مورد استفاده قرار می گیرد. اصول طراحی مد لغزشی مرتبه دوم در مراجع [۱۲]، [۱۳] و [۱۴] ارائه شده است.

برای طراحی و پیاده سازی مد لغزشی مرتبه بالا نیاز به مشتقات متغیر لغزش بوده که افزایش تقاضای اطلاعات را به همراه خواهد داشت. تنها استثنای موجود الگوریتم فرایچس است که از تئوری های مهم و کاربردی مد لغزشی مرتبه دوم می باشد. این الگوریتم تنها به خود متغیر لغزش برای تولید سیگنال کنترل نیاز دارد. اصول طراحی این روش کنترلی و انواع اصلاح شده ی آن در مراجع [۱۵]، [۱۶] و [۱۷] ارائه شده است. در مراجع [۱۸] و [۱۹] نیز از انواع اصلاح شده ی این الگوریتم برای طراحی قانون هدایت استفاده گردیده است. یکی از معایب این تئوری و اکثر الگوریتم های مد لغزشی مرتبه بالا اثبات پایداری بدون در نظر گرفتن نامعینی می باشد. در مرجع [۱۸] برای در نظر گرفتن نامعینی از رویتگر استفاده نموده و پایداری الگوریتم ارائه شده در آن با استفاده از تئوری سیستم های همگن به اثبات رسیده است. در مرجع [۱۹] الگوریتم ارائه شده در مقابل نامعینی های کوچک پایداری را تضمین می کند. پایداری این الگوریتم نیز با استفاده از روش لیپانوف اثبات شده است. در قوانین هدایت طراحی شده در این مراجع رابطه ای بین کران بالای نامعینی و بهره های کنترلی وجود نداشته و برای هر نوع مانور هدف باید بهره های کنترلی تنظیم گردند.

در این مقاله ابتدا الگوریتم نوینی از مد لغزشی مرتبه بالا برای کنترل سیستم های غیرخطی نامعین ارائه می گردد. این الگوریتم تنها به متغیر لغزش نیاز داشته و به مشتقات بالاتر آن وابسته نیست. پایداری روش پیشنهادی در حضور نامعینی با استفاده از تئوری لیپانوف اثبات گردیده و سپس از این الگوریتم برای طراحی قانون هدایت دو بعدی استفاده می شود. در نهایت کارایی قانون هدایت طراحی شده در شبیه سازی غیرخطی حلقه هدایت مورد ارزیابی قرار می گیرد. در قانون هدایت طراحی شده در این مقاله پدیده وزوز رخ نداده و بنابراین بر خلاف قانون

$\dot{R}$ بیانگر اختلاف سرعت‌های رهگیر و هدف در راستای خط دید می‌باشد که از تفریق مولفه‌های بردار سرعت آنها در راستای خط دید بصورت رابطه (۱) بدست می‌آید:

$$\dot{R} = V_t \cos(\gamma_t - \lambda) - V_m \cos(\gamma_m - \lambda) \quad (1)$$

همچنین سرعت نسبی جانبی بین رهگیر و هدف ($R\dot{\lambda}$) که بیانگر اختلاف سرعت رهگیر و هدف در راستای عمود بر خط دید می‌باشد، از تفریق مولفه‌های سرعت آنها در راستای عمود بر خط دید بصورت رابطه (۲) بدست می‌آید.

$$R\dot{\lambda} = V_t \sin(\gamma_t - \lambda) - V_m \sin(\gamma_m - \lambda) \quad (2)$$

که در آن، $\dot{\lambda}$ نرخ چرخش خط دید می‌باشد. روابط بین بردار سرعت، سرعت زاویه‌ای بردار سرعت و شتاب جانبی رهگیر و هدف بصورت روابط (۳) و (۴) می‌باشد:

$$A_m = V_m \dot{\gamma}_m \quad (3)$$

$$A_t = V_t \dot{\gamma}_t \quad (4)$$

در این روابط $\dot{\gamma}_t$ و $\dot{\gamma}_m$ به ترتیب سرعت زاویه‌ای بردار سرعت رهگیر و هدف و A_t و A_m شتاب‌های جانبی رهگیر و هدف می‌باشند [۳-۱]. معادلات (۱) تا (۴) بیانگر سینماتیک نسبی دویعدی بوده که ارتباط بین زاویه خط دید و برد نسبی را با شتاب‌های جانبی رهگیر و هدف نشان می‌دهد. با توجه به رابطه (۳) تغییر در شتاب جانبی رهگیر منجر به تغییر در سرعت زاویه‌ای بردار سرعت شده که این متغیر در تغییرات برد نسبی و زاویه خط دید موثر است. به همین ترتیب شتاب جانبی هدف بر متغیرهای سینماتیک نسبی تأثیر می‌گذارد.

شتاب جانبی رهگیر به عنوان ورودی کنترل فرض شده و سیستم کنترل نیز به عنوان یک محرک برای اعمال این ورودی می‌باشد. سیستم کنترل خود دارای اجزای مختلف و پیچیده‌ای بوده و در این مقاله تنها دینامیک تقریبی مرتبه اول و پایدار شده آن در نظر گرفته می‌شود. بنابراین فرض می‌شود دستورات سیستم هدایت با یک ثابت زمانی مشخص اعمال شود.

در صورتی که در بخش سیستم هدایت در شکل ۱ از قانون هدایت ناوبری تناسبی حقیقی استفاده گردد، دستور شتاب جانبی رهگیر به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$A_t = \frac{1}{\cos(\gamma_m - \lambda)} (NV_c \dot{\lambda}), \quad V_c = -\dot{R} \quad (5)$$

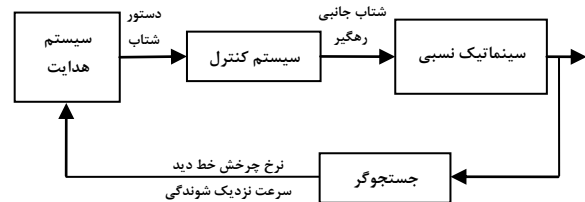
اگر سیستم کنترل قادر به اعمال این دستور شتاب باشد، نرخ چرخش خط دید صفر شده و برخورد با اهداف بدون مانور تضمین می‌گردد. برای رهگیری اهداف مانوردار، از ناوبری تناسبی افزوده استفاده می‌شود که دستور شتاب جانبی آن به صورت زیر است.

هدایت طراحی شده در مرجع [۳] از تقریب پیوسته استفاده نشده و دقت کاهش نخواهد یافت. همچنین روش پیشنهادی در مقابل انواع مانورهای هدف مقاوم بوده و در آن برخلاف روش پیشنهاد شده در مرجع [۱۹] نیازی به تنظیم مجدد بهره‌های کنترلی با تغییر مانور هدف نیست.

۲- فرمول بندی مسئله

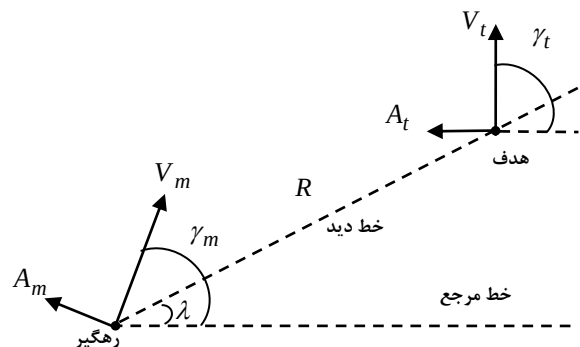
۱-۲ سینماتیک نسبی بین رهگیر و هدف

در این مقاله حلقه هدایت آشیانه‌یاب در فاز نهایی به صورت شکل ۱ در نظر گرفته می‌شود. با توجه در این دیاگرام بلوکی، جستجوگری راداری اطلاعات نسبی سینماتیک درگیری از قبیل نرخ چرخش خط دید و سرعت نزدیک شونده‌ی رهگیر به هدف را اندازه‌گیری کرده و در اختیار سیستم هدایت قرار می‌دهد. سیستم هدایت نیز که بر اساس اصل ناوبری موازی عمل می‌کند، با استفاده از نرخ چرخش خط دید و سرعت نزدیک شونده‌ی، دستور شتاب جانبی مناسب برای برخورد با هدف را صادر می‌کند. اگر این دستور شتاب توسط سیستم کنترل به رهگیر اعمال شود، خط دید نچرخیده و برخورد حتمی خواهد بود.



شکل ۱: دیاگرام بلوکی حلقه هدایت در فاز نهایی

هندسه‌ی درگیری دو بعدی را می‌توان همانند شکل ۲ در نظر گرفت. در این شکل، R برد نسبی بین رهگیر و هدف و λ زاویه‌ی بین خط دید و خط مرجع بوده که بیانگر مختصات نسبی رهگیر و هدف در دستگاه قطبی می‌باشند. همچنین γ_m زاویه‌ی بردار سرعت رهگیر با خط مرجع، γ_t زاویه‌ی بردار سرعت هدف با خط مرجع، A_m بردار شتاب جانبی رهگیر و A_t بردار شتاب جانبی هدف می‌باشد.



شکل ۲: سینماتیک نسبی رهگیر و هدف در مختصات دو بعدی

$$t_r \leq \frac{|S(0)|}{\eta} \quad (12)$$

t_r مدت زمان همگرایی متغیر لغزش است. همانطور که در این رابطه مشاهده می شود، مدت زمان صفر شدن متغیر لغزش با تغییر مقدار پارامتر η قابل تنظیم است. حال برای برقراری شرط (۱۱) داریم:

$$\dot{V} = S[f_{un} + f_{nom} + u + f_1(x)] \leq -\eta|S| \quad (13)$$

برای برقراری (۱۳)، کنترل کننده مد لغزشی به صورت:

$$u = u_{eq} + u_r \quad (14)$$

تعریف می گردد که در آن u_{eq} کنترل معادل بوده برای حذف جملات معین در رابطه (۱۳) به صورت زیر تعیین می شود:

$$u_{eq} = -f_{nom} - f_1(x) \quad (15)$$

با جایگذاری روابط (۱۴) و (۱۵) در (۱۳) داریم:

$$f_{un} \frac{S(t)}{|S(t)|} + u_r \frac{S(t)}{|S(t)|} + \eta \leq 0 \quad (16)$$

برای برقراری (۱۶)، بخش رسانندهی کنترل مد لغزشی به صورت:

$$u_r = -(\eta + \alpha) \text{Sgn}(S) \quad (17)$$

تعریف می شود که در آن α بیشینه اندازه بخش نامعین $f(x)$ می باشد. با اعمال کنترل کننده رابطه (۱۷) به سیستم (۷) تضمین می شود که متغیر لغزش در مدت زمان محدودی که از رابطه (۱۲) تعیین می شود، به صفر رسیده و بعد از آن متغیرهای حالت به صورت نمایی همگرا شوند. ورودی کنترل طراحی شده در رابطه (۱۷) شامل تابع علامت بوده و وجود این تابع منجر به نوسان در ورودی کنترل می شود.

یکی از روش های هموار کردن چترینگ، روش تقریب پیوسته می باشد که کاربرد بیشتری نسبت به روش های دیگر دارد. در این روش تابع ناپیوسته علامت با تابع اشباع جایگزین می شود. بنابراین بخش رساننده ورودی کنترل در عمل به صورت رابطه زیر به کار برده می شود:

$$u_r = -(\eta + \alpha) \text{Sat}\left(\frac{S}{\phi}\right) \quad (18)$$

که در آن ϕ تعیین کننده ی پهنای لایه ی مرزی است. روش تقریب پیوسته اگرچه باعث هموار شدن سیگنال کنترلی می شود اما منجر به کاهش دقت در رساندن متغیر لغزش به صفر خواهد شد [۴]، [۵].

استفاده از مد لغزشی مرتبه بالا یکی دیگر از روش های حذف وزوز در کنترل مد لغزشی می باشد. این روش با حفظ مزیت اصلی روش استاندارد (مقاوم بودن)، اثر وزوز را نیز حذف می کند. ایده ی اصلی در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم رساندن S و $\dot{S}$ به صفر می باشد. مسیرهای سیستم در صفحه ی $S-\dot{S}$ در کنترل مد لغزشی مرتبه اول در شکل (۳) رسم گردیده است.

$$A_c = \frac{1}{\cos(\gamma_m - \lambda)} (NV_c \dot{\sigma} + \hat{A}_{t,\lambda}) \quad (6)$$

که در آن $\hat{A}_{t,\lambda}$ شتاب جانبی هدف در راستای عمود بر خط دید است. همانطور که در رابطه (۶) مشاهده می گردد برای پیاده سازی این قانون هدایت نیاز به تخمین شتاب جانبی هدف می باشد. در این مقاله دستور شتاب به عنوان ورودی کنترل فرض شده و با استفاده از تئوری مد لغزشی طوری تعیین می شود که سرعت نسبی جانبی و نرخ چرخش خط دید در حضور مانورهای هدف صفر شود. در این روند مانور هدف به صورت نامعینی فرض می شود و نیازی به تخمین و یا اندازه گیری آن نمی باشد.

۲-۲ تئوری کنترل مد لغزشی

سیستم دینامیکی تک ورودی - تک خروجی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x}^{(n)} = f(x) + u \quad (7)$$

x خروجی مورد نظر و u ورودی کنترل می باشد. همچنین $f(x) = f_{un} + f_{nom}$ تابع غیر خطی بوده که در آن f_{nom} بخش معین و f_{un} بخش نامعین تابع است. هدف کنترلی رساندن x به مقدار مطلوب بوده و برای این منظور طبق تئوری کنترل مد لغزشی، متغیر لغزش S بر اساس خطای ردیابی سیستم بصورت زیر تعریف می شود:

$$S = \left(\frac{d}{dt} + c\right) \tilde{x}^{(n-1)} = \tilde{x}^{(n-1)} + \dots + c^{n-1} \tilde{x} \quad (8)$$

c ضریب وزن دهی خطای متغیرهای حالت و $\tilde{x}$ اختلاف متغیر حالت x از مقدار مطلوب به صورت $\tilde{x} = x - x_d$ تعریف می شود. بنابراین مسئله ی ردیابی معادل $S = 0$ می باشد. با مشتق گیری از متغیر لغزش داریم:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \tilde{x}^{(n)} + \dots + c^n \tilde{x} = \\ x^{(n)} - x_d^{(n)} + \dots + c^n (x - x_d) &= \\ f(x) + u - x_d^{(n)} + \dots + c^n (x - x_d) &= \\ f_{un} + f_{nom} + u + f_1(x) \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن $f_1(x) = -x_d^{(n)} + \dots + c^n (x - x_d)$ می باشد. برای تضمین پایداری متغیر لغزش با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف، ابتدا تابع کاندید لیاپانوف به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (10)$$

که یک تابع مثبت معین است. طبق تئوری پایداری لیاپانوف اگر مشتق این تابع منفی معین باشد، $S = 0$ پایدار مجانبی خواهد بود. اما در تئوری کنترل مد لغزشی برای تضمین همگرایی زمان محدود متغیر لغزش، شرط لغزش زیر باید برقرار شود:

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad (11)$$

η یک ثابت مثبت می باشد. با انتگرال گیری از طرفین شرط لغزش داریم:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= k_2 \text{Sgn}(S) \dot{S} + \dot{\xi} \xi = \\ &-k_1 k_2 |S|^\rho + k_2 \text{Sgn}(S) \xi - k_2 \text{Sgn}(S) \xi = \\ &-k_1 k_2 |S|^\rho\end{aligned}\quad (23)$$

بنابراین مشتق این تابع لیپانوف به ازای $k_1 k_2 > 0$ نیمه منفی معین بوده و سیستم (۲۱) پایدار است و البته پایداری جانبی این سیستم نیز با استفاده از قضیه لاسال به سادگی اثبات می‌گردد. بنابراین همگرایی S و ξ تضمین خواهد شد [۱۸]، [۱۹].

ورودی کنترل طراحی شده توسط الگوریتم فرایپیش کاملاً هموار نمی‌باشد. نوع اصلاح شده‌ی این الگوریتم برای تولید سیگنال کنترلی هموارتر به صورت زیر است [۱۸]، [۱۹]:

$$\begin{aligned}u_r &= -k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) + u_1 \\ \dot{u}_1 &= -k_2 |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S), \quad 0 < \rho_1, \rho_2 < 1\end{aligned}\quad (24)$$

در مراجع [۱۸]، [۱۹] پایداری این روش بدون در نظر گرفتن نامعینی با استفاده از تئوری‌های سیستم‌های همگن و لیپانوف اثبات شده است.

۳- الگوریتم نوین مد لغزشی مرتبه بالا

در این بخش نوع جدیدی از الگوریتم مد لغزشی مرتبه بالا برای تضمین پایداری سیستم غیرخطی در حضور نامعینی ارائه می‌گردد. این الگوریتم به صورت قضیه زیر بیان می‌شود:

قضیه ۱- پایداری سیستم غیرخطی و نامعین (۶) با استفاده از ورودی کنترل (۲۵) تضمین خواهد شد که در آن k_1, k_2, k_3 ثابت‌هایی مثبت بوده و α کران بالایی نامعینی می‌باشد.

$$\begin{aligned}u &= u_{eq} - k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_3 \xi_2 \\ \dot{\xi}_1 &= |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \\ \dot{\xi}_2 &= |\xi_2| |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |S|^{\rho_2} k_3^{-1}\end{aligned}\quad (25)$$

اثبات- با قرار دادن رابطه‌ی (۲۵) در (۹) داریم:

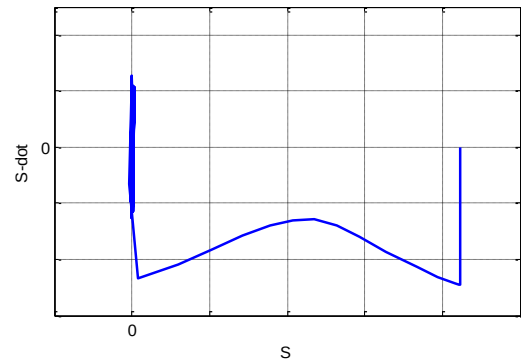
$$\dot{S} = -k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_2 \xi_2 + f_{un} \quad (26)$$

روابط (۲۶) و (۲۵) را می‌توان به فرم فضای حالت زیر در نظر گرفت:

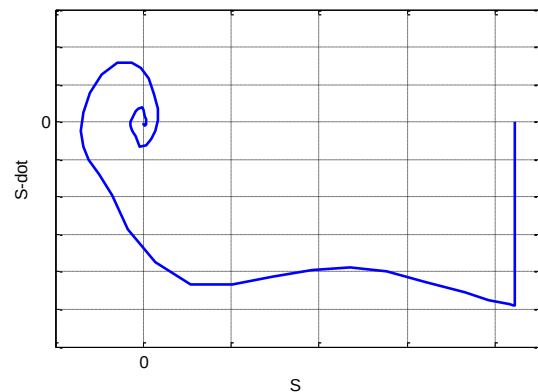
$$\begin{aligned}\dot{S} &= -k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_2 \xi_2 + f_{un} \\ \dot{\xi}_1 &= |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \\ \dot{\xi}_2 &= |\xi_2| |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |S|^{\rho_2} k_3^{-1}\end{aligned}\quad (27)$$

برای بررسی پایداری رابطه (۲۷) تابع کاندیدای لیپانوف به صورت رابطه (۲۸) در نظر گرفته می‌شود.

$$V = \int_0^S |\tau_1|^{\rho_2} \text{Sgn}(\tau_1) d\tau_1 + \frac{k_2}{2} \xi_1^2 + k_3 \int_0^{\xi_2} \text{Sgn}(\tau_2) d\tau_2 \quad (28)$$



شکل ۳: مسیر سیستم در صفحه‌ی $S - \dot{S}$ در کنترل مد لغزشی مرتبه اول در مد لغزشی مرتبه دوم باید علاوه بر صفر شدن متغیر لغزش، مشتق متغیر لغزش نیز صفر شود. به عبارت دیگر مسیرهای سیستم در صفحه‌ی $S - \dot{S}$ به نقطه‌ی تعادل $S = \dot{S} = 0$ همگرا شوند (شکل ۴).



شکل ۴: مسیر سیستم در صفحه‌ی $S - \dot{S}$ در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم بخش رساننده در الگوریتم فرایپیش که برای کنترل سیستم‌هایی با درجه‌ی نسبی یک و به منظور جلوگیری از رخ دادن وزوز در ورودی کنترل توسعه داده شده است، به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned}u_r &= -k_1 |S|^\rho \text{Sgn}(S) + u_1, \quad 0 < \rho < 1 \\ \dot{u}_1 &= -k_2 \text{Sgn}(S)\end{aligned}\quad (19)$$

با قرار دادن رابطه‌ی (۱۹) و (۱۴) در (۹) داریم:

$$\dot{S} = f_{un} - k_1 |S|^\rho \text{Sgn}(S) - k_2 \int \text{Sgn}(S) d\tau \quad (20)$$

بدون در نظر گرفتن نامعینی، رابطه (۲۰) را می‌توان به فرم فضای حالت مرتبه دوم زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned}\dot{S} &= -k_1 |S|^\rho \text{Sgn}(S) + \xi \\ \dot{\xi} &= -k_2 \text{Sgn}(S)\end{aligned}\quad (21)$$

برای بررسی پایداری سیستم (۲۱) تابع کاندیدای لیپانوف به صورت رابطه (۲۲) در نظر گرفته می‌شود.

$$V = k_2 \int_0^S \text{Sgn}(\tau) d\tau + \frac{1}{2} \xi^2 \quad (22)$$

مشتق این تابع لیپانوف به صورت زیر است:

برای بررسی پایداری سیستم (۳۴) تابع کاندید لیپانوف به صورت رابطه (۲۸) در نظر گرفته می شود. مشتق این تابع لیپانوف به صورت رابطه (۳۵) است:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} + A_t \cos(\gamma_t - \sigma) |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha |S|^{\rho_2} \leq \quad (35) \\ & -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} - \alpha |S|^{\rho_2} - \alpha |S|^{\rho_2} = -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} \end{aligned}$$

همانطور که مشاهده می گردد، مشتق این تابع لیپانوف به ازای $k_1 > 0$ نیمه منفی معین بوده و سیستم (۳۴-۶۷) پایدار است. پایداری مجانبی این سیستم نیز با استفاده از قضیه لاسال قابل اثبات است. بنابراین سیستم پایدار مجانبی بوده و سرعت نسبی جانبی به صفر همگرا خواهد شد. در نهایت قانون هدایت بصورت زیر بدست می آید:

$$\begin{aligned} A_t = & \frac{1}{\cos(\gamma_m - \lambda)} \left(-\dot{R}\dot{\lambda} + k_1 |R\dot{\lambda}|^{\rho_1} \text{Sgn}(R\dot{\lambda}) + k_2 \xi_1 + k_3 \xi_2 \right) \quad (36) \\ \xi_1 = & |R\dot{\lambda}|^{\rho_2} \text{Sgn}(R\dot{\lambda}) \\ \xi_2 = & |\xi_2| |R\dot{\lambda}|^{\rho_2} \text{Sgn}(R\dot{\lambda}) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |R\dot{\lambda}|^{\rho_2} k_3^{-1} \end{aligned}$$

جمله اول قانون هدایت (۳۶) مشابه با نوابری تناسبی حقیقی بوده و جملات دیگر نقش تخمین مانور هدف را دارند. این قانون هدایت همانند نوابری تناسبی افزوده و البته بدون نیاز به اندازه گیری و یا تخمین مانور هدف قادر به صفر کردن سرعت نسبی جانبی و نرخ چرخش خط دید بوده و مقاومت خوبی در برابر اهداف مانوردار خواهد داشت. برای پیاده سازی این قانون هدایت اطلاعاتی از قبیل زاویه و نرخ چرخش خط دید، برد نسبی و سرعت نزدیک شونده مورد نیاز است که این اطلاعات می تواند توسط یک جستجوگر راداری طوقه دار فراهم گردند. همچنین زاویه بردار سرعت نیز مورد نیاز بوده که می تواند توسط حسگرهای نوابری رهگیر فراهم شود.

۵- نتایج شبیه سازی

در این بخش عملکرد قانون هدایت طراحی شده بررسی می شود. در تمامی شبیه سازی ها، فاصله نسبی اولیه ۴۰ کیلومتر، سرعت های رهگیر و هدف به ترتیب ۸۰۰ و ۷۰۰ متر بر ثانیه، زاویه خط دید اولیه صفر درجه، زوایای اولیه بردارهای سرعت رهگیر و هدف به ترتیب ۳۰ و ۱۵۰ درجه، مکان اولیه رهگیر $R_{m0} = [0 \ 0]^T m$ و مکان اولیه هدف $R_{t0} = [40000 \ 0]^T m$ در نظر گرفته می شوند. همچنین ثابت زمانی دینامیک مرتبه اول سیستم کنترل ۰.۲ ثانیه فرض می شود.

قانون هدایت پیشنهادی با قوانین هدایت نوابری تناسبی افزوده و هدایت مد لغزشی تقریب زده شده مقایسه می گردد. دستور شتاب در نوابری تناسبی افزوده به صورت رابطه (۶) بوده که علاوه بر نرخ چرخش خط دید و سرعت نزدیک شونده، به تخمین شتاب جانبی هدف در راستای عمود بر خط دید نیز نیاز دارد. فرض می شود این متغیر نیز قابل

این تابع لیپانوف به ازای $k_2, k_3 > 0$ مثبت معین می باشد. مشتق این تابع لیپانوف به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \dot{S} + k_2 \xi_1 \dot{\xi}_1 + k_3 \text{Sgn}(\xi_2) \dot{\xi}_2 = \\ & |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \left(-k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_2 \xi_2 + f_{un} \right) + \\ & k_2 \xi_1 \left(|S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \right) + \quad (29) \\ & k_3 \text{Sgn}(\xi_2) \left(|\xi_2| |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |S|^{\rho_2} k_3^{-1} \right) = \\ & -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} + f_{un} |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha |S|^{\rho_2} \leq \\ & -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} - \alpha |S|^{\rho_2} - \alpha |S|^{\rho_2} = -k_1 |S|^{\rho_1 + \rho_2} \end{aligned}$$

مشتق این تابع لیپانوف به ازای $k_1 > 0$ نیمه منفی معین بوده و (۲۷) پایدار است. پایداری مجانبی این سیستم را نیز می توان با استفاده از قضیه لاسال اثبات نمود. بنابراین (S, ξ_1, ξ_2) به صفر همگرا خواهند شد.

۴- طراحی قانون هدایت

برای طراحی قانون هدایت با استفاده از الگوریتم مد لغزشی پیشنهادی، ابتدا متغیر لغزش با توجه به ایده نوابری موازی برای صفر کردن سرعت نسبی جانبی بصورت زیر تعریف می شود:

$$S = R\dot{\lambda} \quad (30)$$

با طراحی ورودی کنترل اگر $S = 0$ برقرار شود، اختلاف سرعت-های رهگیر و هدف در راستای عمود بر خط دید صفر بوده و خط دید نخواهد چرخید. در این صورت طبق ایده نوابری موازی برخورد حتمی خواهد بود [۱۹]. دینامیک این متغیر لغزش به صورت زیر است:

$$\dot{S} = -\dot{R}\dot{\lambda} - A_m \cos(\gamma_m - \lambda) + A_t \cos(\gamma_t - \lambda) \quad (31)$$

طبق تئوری پیشنهادی در قضیه (۱) قانون هدایت برای تضمین پایداری متغیر لغزش به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} A_m = & \frac{1}{\cos(\gamma_m - \lambda)} \left(-\dot{R}\dot{\lambda} + k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) + k_2 \xi_1 + k_3 \xi_2 \right) \quad (32) \\ \xi_1 = & |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \\ \xi_2 = & |\xi_2| |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |S|^{\rho_2} k_3^{-1} \end{aligned}$$

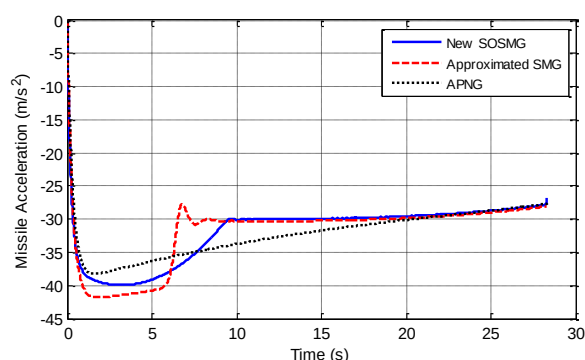
که در آن α کران بالای شتاب هدف می باشد. با قرار دادن رابطه (۳۲) در (۳۱) داریم:

$$\dot{S} = -k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_2 \xi_2 + A_t \cos(\gamma_t - \sigma) \quad (33)$$

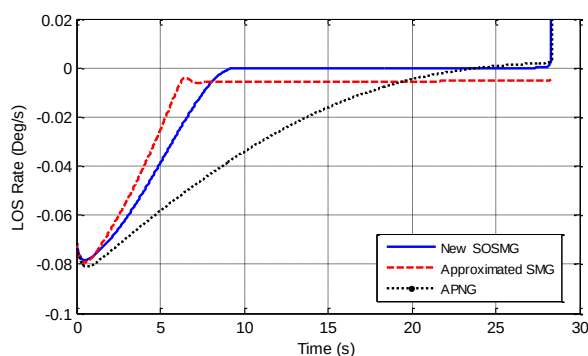
رابطه (۳۳) را می توان به فرم فضای حالت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} \dot{S} = & -k_1 |S|^{\rho_1} \text{Sgn}(S) - k_2 \xi_1 - k_2 \xi_2 + A_t \cos(\gamma_t - \sigma) \\ \dot{\xi}_1 = & |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) \quad (34) \\ \dot{\xi}_2 = & |\xi_2| |S|^{\rho_2} \text{Sgn}(S) - \alpha \text{Sgn}(\xi_2) |S|^{\rho_2} k_3^{-1} \end{aligned}$$

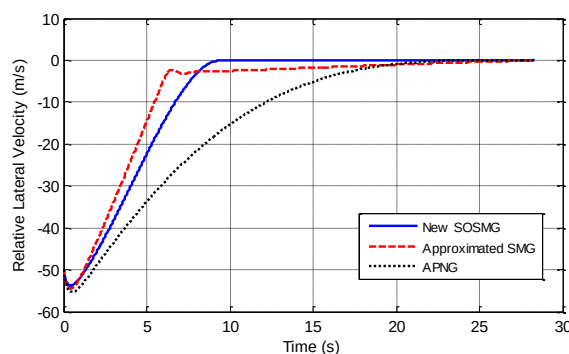
پیشنهادی بر خلاف ناوبری تناسبی افزوده به به اندازه گیر و یا محاسبات پیچیده تخمین مانور هدف نیازی نبوده بنابراین منجر به کاهش هزینه در پیاده سازی قانون هدایت می شود. نمودار مسیر برخورد رهگیر با هدف نیز نشان می دهد که در این سناریو هر سه قانون هدایت رهگیر را قادر به برخورد با هدف می سازند. اگرچه هر سه قانون هدایت برخورد با هدف را تضمین می کنند اما کاهش دقت می تواند در عمل با وارد شدن خطا و نویزهای دیگر منجر به کاهش کارایی قانون هدایت شود. اطلاعات ثبت شده در این سناریو در جدول (۲) مشاهده می شود. در این سناریو روش پیشنهادی نسبت به دو روش دیگر انرژی کمتری نیاز داشته و پیک شتاب در آن کوچکتر از پیک شتاب جانبی رهگیر در هدایت مد لغزشی تقریب زده شده می باشد. همچنین روش پیشنهادی منجر به کاهش مدت زمان برخورد با هدف می گردد.



شکل ۶: منحنی تغییرات شتاب جانبی رهگیر در سناریوی درگیری اول



شکل ۷: منحنی تغییرات نرخ چرخش خط دید در سناریوی درگیری اول



شکل ۸: منحنی تغییرات سرعت نسبی جانبی (متغیر لغزش) در سناریوی درگیری اول

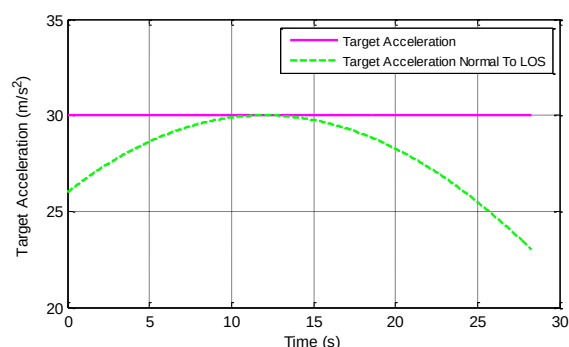
اندازه گیری بوده و فراهم است. دستور شتاب در قانون هدایت مد لغزشی تقریب زده شده به صورت زیر است:

$$A_c = \frac{1}{\cos(\gamma_m - \lambda)} (-\dot{R}\dot{\lambda}) + (\alpha + \eta) \tanh\left(\frac{\dot{\lambda}}{\epsilon}\right) \quad (37)$$

عملکرد قوانین هدایت در دو سناریوی درگیری بررسی می شود. تفاوت این سناریوها در نوع مانور هدف می باشد. در سناریوی اول هدف با شتاب جانبی ثابت ۳۰ متر بر مجذور ثانیه و در سناریوی دوم با شتاب جانبی سینوسی با دامنه ۳۰ متر بر مجذور ثانیه پرواز می کند.

۵-۱ سناریوی درگیری اول

در این سناریو هدف با شتاب جانبی ۳۰ متر بر مجذور ثانیه پرواز می کند. نمودار شتاب جانبی هدف و همچنین مولفه شتاب هدف در راستای عمود بر خط دید در شکل (۵) رسم گردیده است.



شکل ۵: شتاب جانبی هدف در سناریوی اول

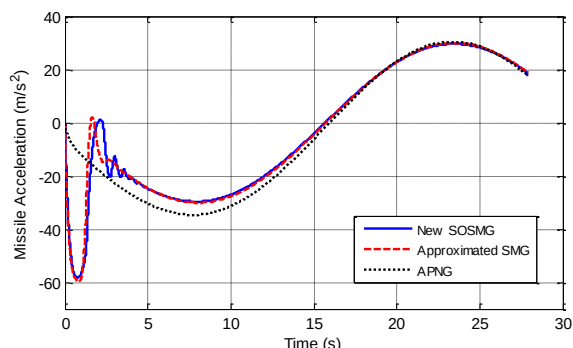
مقادیر بهره های موجود در قوانین هدایت نیز در این سناریو در جدول (۱) درج گردیده است.

جدول ۱: مقادیر بهره های موجود در قوانین هدایت در سناریوی اول

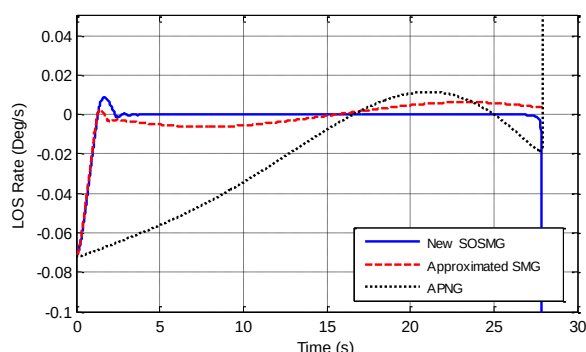
قانون هدایت	k_1	k_2	k_3	α	η	ϵ	N
New SOSMG	۴	۲	۱	۳۰	-	-	-
ASMG	-	-	-	۳۰	۱۰	۰,۰۰۰۱	-
APN	-	-	-	-	-	-	۴

منحنی های شتاب جانبی رهگیر در سناریوی درگیری اول در شکل (۶)، نرخ چرخش خط دید در شکل (۷)، سرعت نسبی جانبی در شکل (۸) و مسیر برخورد رهگیر با هدف در شکل (۹) رسم گردیده است. همانطور که در این شکل ها مشاهده می گردد، رهگیر با استفاده از قانون هدایت پیشنهادی نسبت به قانون هدایت مد لغزشی تقریب زده شده شتاب جانبی با بیشینه اندازه کمتری داشته و با دقت بیشتری قادر به صفر کردن متغیرهای نرخ چرخش خط دید و سرعت نسبی جانبی (متغیر لغزش) می باشد. این افزایش دقت به دلیل عدم استفاده از تقریب در روش پیشنهادی می باشد. اما تقریب در مد لغزشی تقریب زده شده منجر به کاهش دقت در صفر کردن متغیرهای مذکور می شود. عملکرد قانون هدایت پیشنهادی در مقایسه با ناوبری تناسبی افزوده به دلیل مقاوم بودن در مقابل مانور هدف قابل قبول است. قابل ذکر است که در قانون هدایت

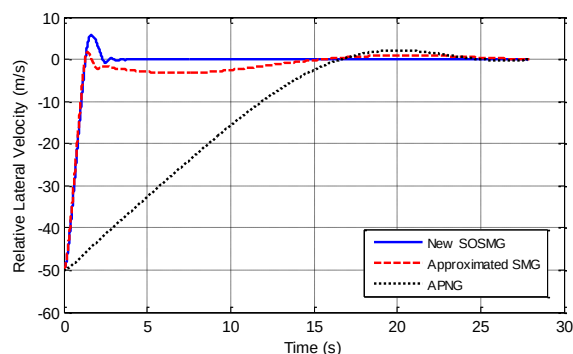
قانون هدایت رهگیر را قادر به برخورد با هدف می سازند. مقادیر درج شده در جدول (۴) کاهش انرژی مورد نیاز در روش پیشنهادی نسبت به هدایت مد لغزشی تقریب زده را نشان می دهد. در این سناریو ناوبری تناسبی افزوده بهترین عملکرد را داشته و البته این قانون هدایت نیازمند اندازه گیری و یا تخمین شتاب جانبی هدف در راستای عمود بر خط دید است که در دو قانون هدایت دیگر به صورت نامعینی فرض می شود.



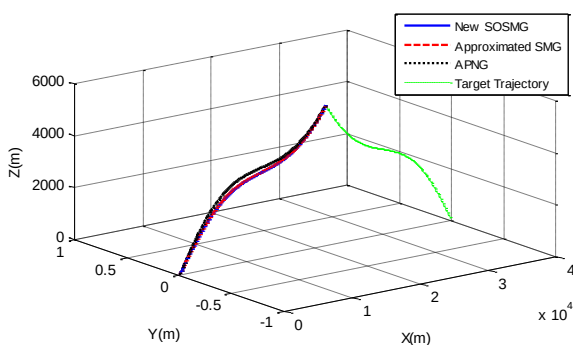
شکل ۹: منحنی تغییرات شتاب جانبی رهگیر در سناریوی درگیری دوم



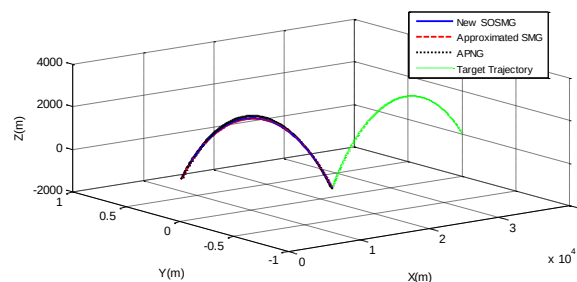
شکل ۱۰: منحنی تغییرات نرخ چرخش خط دید در سناریوی درگیری دوم



شکل ۱۱: منحنی تغییرات سرعت نسبی جانبی در سناریوی درگیری دوم



شکل ۱۲: منحنی تغییرات نرخ چرخش خط دید در سناریوی درگیری دوم



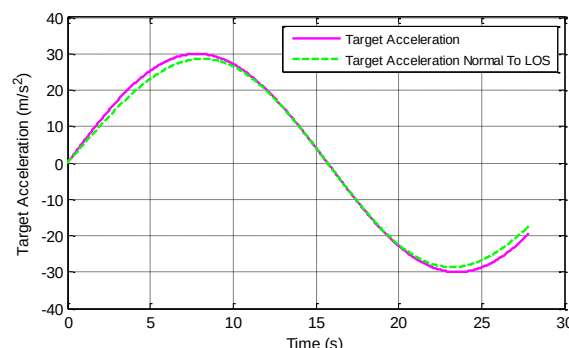
شکل ۱۳: منحنی مسیر برخورد رهگیر به هدف در سناریوی درگیری اول

جدول ۲: اطلاعات ثبت شده در سناریوی درگیری اول

قانون هدایت	انرژی کنترلی	زمان برخورد	پیک شتاب
New SOSMG	۲۹۲۰۰	۲۸٫۳	۴۰
ASMG	۲۹۴۰۰	۲۸٫۳	۴۲
APN	۲۹۷۰۰	۲۸٫۳۶	۳۸

۲-۵ سناریوی درگیری دوم

در این سناریو هدف با شتاب جانبی سینوسی با دامنه ۳۰ متر بر مجذور ثانیه پرواز می کند. نمودار شتاب جانبی هدف در شکل (۱۰) و مقادیر بهره های موجود در قوانین هدایت در جدول (۱) دیده می شود.



شکل ۱۴: شتاب جانبی هدف در سناریوی دوم

جدول ۳: مقادیر بهره های موجود در قوانین هدایت در سناریوی دوم

قانون هدایت	k_1	k_2	k_3	α	η	ε	N
New SOSMG	۱۰	۱۰	۵	۳۰	-	-	-
ASMG	-	-	-	۳۰	۳۰	۰٫۰۰۰۲	-
APN	-	-	-	-	-	-	۴

منحنی های مربوطه در این سناریو در شکل های (۱۱) تا (۱۴) رسم گردیده است. مشاهده می گردد که در این سناریو نیز رهگیر با استفاده از قانون هدایت پیشنهادی نسبت به قانون هدایت مد لغزشی تقریب زده شده شتاب جانبی با بیشینه اندازه کمتری داشته و با دقت بیشتری نسبت به هر دو قانون هدایت دیگر قادر به صفر کردن متغیرهای نرخ چرخش خط دید و سرعت نسبی جانبی (متغیر لغزش) است. این افزایش دقت به دلیل عدم استفاده از تقریب در روش پیشنهادی می باشد. اما تقریب در مد لغزشی تقریب زده شده و مانور پیچیده هدف در ناوبری تناسبی افزوده منجر به کاهش دقت در صفر کردن متغیرهای مذکور می شود. نمودار مسیر برخورد رهگیر با هدف نشان می دهد که در این سناریو نیز هر سه

- [9] Kumar, Sh. R., Rao, S., and Ghose, D., "Nonsingular Terminal Sliding Mode Guidance with Impact Angle Constraints", Journal of Guidance, Control, And Dynamics, Vol. 37, No. 4, July–August 2014, pp. 1114-1130.
- [10] Fridman, L., Moreno, J., and Iriarte, R., Sliding Modes after the First Decade of the 21st Century, Springer, 2011.
- [11] Levant, A., and Michael, A., "Adjustment of high-order sliding-mode controllers", International Journal of Robust and Nonlinear Control, 19, 2009, pp.1657–1672.
- [12] Levant, A., "Principles of 2-slidingmode design", Elsevier, Automatica, 43, pp. 576 – 586, 2007.
- [13] Ferrara, A., and Rubagotti, M., "A Sub-Optimal Second Order Sliding Mode Controller for Systems With Saturating Actuators", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 54, No. 5, MAY 2009, pp. 1082-1087.
- [14] Bartolini, W G., Pisano, A., Usai, E., "On the second-order sliding mode control of nonlinear systems with uncertain control direction", Elsevier, Automatica, 45, 2009, pp. 2982_2985.
- [15] Polyakov A., and Poznyak, A., "Reaching Time Estimation for "Super-Twisting" Second Order Sliding Mode Controller via Lyapunov Function Designing", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 54, No. 8, 2009, pp. 1951- 1955.
- [16] Utkin, V. I., Poznyak, A. S., "Adaptive sliding mode control with application to super-twist algorithm: Equivalent control method", Elsevier, Automatica, 49, 2013, pp. 39–47.
- [17] Shtessel, Y., Taleb, M., Plestan, F., "A novel adaptive-gain super twisting sliding mode controller: Methodology and application", Elsevier, Automatica, 48, 2012, pp. 759–769.
- [18] Shtessel, Y. B., Shkolnikov, I. A., and Levant, A., "Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application," Automatica, No. 43, 2007, pp. 1470 – 1476.

[۱۹] بهنام گل، وحید، محمدزمان، ایمان، ولی، احمد رضا، قهرمانی، نعمت
.....، "طراحی قانون هدایت با استفاده از کنترل مد لغزشی مرتبه دوم
زمان محدود"، مجله کنترل، جلد ۵، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۰، صفحه ۳۶-
۴۴.

جدول ۴: اطلاعات ثبت شده در سناریوی درگیری دوم

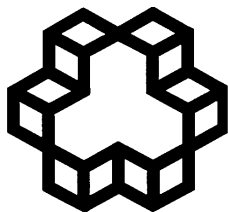
پیک شتاب	زمان برخورد	انرژی کنترلی	قانون هدایت
۵۸،۵	۲۷،۹	۱۶۷۸۰	New SOSMG
۵۸،۹	۲۷،۹	۱۶۸۶۰	ASMG
۳۵	۲۷،۹	۱۶۶۶	APN

۶- نتیجه گیری

در این مقاله الگوریتم نوینی در حوزه مد لغزشی مرتبه بالا ارائه گردید که پایداری دسته‌ای از سیستم‌های غیرخطی و نامعین را تضمین می‌کند. اثبات پایداری در این الگوریتم در حضور نامعینی به صورت تحلیلی و به روش لیاپانوف صورت گرفت که در الگوریتم‌های قبلی چنین اثباتی وجود نداشت. الگوریتم پیشنهادی برای طراحی قانون هدایت دو بعدی مورد استفاده قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی افزایش دقت قانون هدایت طراحی شده را نسبت به قانون هدایت مقاوم مد لغزشی تقریب زده شده نشان می‌دهد. عملکرد قانون هدایت پیشنهادی که در مقابل اهداف مانوردار مقاوم است، در مقایسه با ناوبری تناسبی افزوده که به اندازه گیری و یا تخمین مانورهای هدف نیاز دارد، قابل قبول می‌باشد.

مراجع

- [1] Siouris, G., Missile Guidance and Control Systems, Springer, 2005.
- [2] Zarchan, P., Tactical and Strategic Missile Guidance, AIAA Series, Sixth Edition, Vol. 239, 2012.
- [۳] بهنام گل، وحید، قهرمانی، نعمت، "طراحی یک الگوریتم نوین هدایت تناسبی با استفاده از کنترل مد لغزشی"، فصلنامه مکانیک هوافضا (دینامیک، ارتعاشات و کنترل)، جلد ۱۰، شماره ۱، بهار ۱۳۹۳، صفحه ۷۷-۸۶.
- [4] Slotine, J. J. E., and Li, W., Applied Nonlinear Control, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1991, pp. 276-309.
- [5] Khalil, H. K., Nonlinear Systems, Third Edition, Prentice-Hall, Upper Saddle River, 2002, pp. 552-578.
- [6] Sun, Sh., Zho, D., Hou, W., "A guidance law with finite time convergence accounting for autopilot lag", Elsevier, Aerospace Science and Technology, 25, 2013, pp. 132–137.
- [7] Yeh, F. K., "Adaptive-sliding-mode guidance law design for missiles with thrust vector control and divert control system", IET Control Theory Appl., 2012, Vol. 6, No. 4, pp. 552–559.
- [8] Rao, S., and Ghose, D., "Terminal Impact Angle Constrained Guidance Laws Using Variable Structure Systems Theory", IEEE Transactions on Control System Technology, Vol. 21, No. 6, 2013, pp. 2350-2359.



Industrial Control Center of Excellence
K.N. Toosi University of Technology

Journal of Control (ISSN 2008-8345)



A Joint Publication of the Iranian Society of Instrument and Control Engineers and the Industrial Control Center of Excellence of K.N. Toosi University of Technology, Vol. 8, No. 2, Summer 2014.

Publisher: Iranian Society of Instrumentation and Control Engineers

Managing Director: Prof. Iraj Goodarznia

Editor-in-Chief: Prof. Ali Khaki-Sedigh

Tel: 84062317

Email: sedigh@kntu.ac.ir

Assistant Editor: Prof. Hamid Khaloozadeh, Dr. Mahdi Aliyari Shoorehdeli

Executive Director: Dr. Mahdi Aliyari Shoorehdeli, Tel: 84062403, Email: aliari@kntu.ac.ir

Editorial Board:

Prof. A. Khaki-Sedigh, Prof. I. Goodarznia, Prof. H. Khaloozadeh, Prof. P. Jabedar-Maralani, Prof. A. Ghafari, Dr. H.R. Momeni (Associate Prof), Prof. S.K. Nikravesh, Prof. M. Shafiee, Prof. B. Moshiri.

Advisory Board:

Dr. H.R. Momeni, Prof. B. Moshiri, Prof. M. Shafiee, Prof. A. Khaki-Sedigh, Prof. P. Jabedar-Maralani, Prof. A. Ghaffari, Prof. H. Khaloozadeh, Prof. H.R. Taghirad, Dr. K. Masroori, Dr. M.T. Bathaei, Dr. M.T. Hamidi-Beheshti, Dr. F. Jafarkazemi, Dr. R. Amjadifard, Prof. S.A. Moosavian, Prof. M. Teshnelab, Prof. M. Haeri, Prof. S.A. Safavi, Dr. A. Fatehi, Prof. M.R. Akbarzadeh-Toutounchi, Prof. M. Golkar, Prof. N. Pariz, Dr. M. Javadi, Dr. J. Heirani-Nobari, Prof. F. Hossein-Babaei, Dr. B. Moaveni, Dr. M. Aliyari Sh., Dr. M. Arvan, Prof. M. Tavakoli-Bina, Dr. M. Ahmadi-Khanehsar, Dr. F. Farivar, Dr. M. Ayati.

The ISICE Board of Director:

Prof. Masoud Shafiee., Dr. Mohammad Reza Jahed Motlagh, Prof. Iraj Goodarznia, Prof. Behzad Moshiri, Prof. Ali Akbar Safavi, Dr. Mehrdad Javadi, Dr. Iman Mohammadzaman, Dr. Ali Ashrafmodarres, Ali Kiani.

P.O. Box 15815-3595, Tehran – IRAN

Tel : (+9821) 81032231

Fax: (+9821) 81032200

www.joc-isice.ir



**A Joint Publication of the Iranian Society of Instrument and Control Engineers and
the Industrial Control Center of Excellence of K.N. Toosi University of Technology**

Vol. 8, No. 2, Summer 2014

Contents

- | | |
|---|-----------|
| Design of Unknown Input Proportional-Integral Kalman Filter | 1 |
| Bijan Moaveni, Majid Booyezaman | |
|
 | |
| Vision Based Robot Manipulator Control with Neural Modeling of Jacobian Matrix | 11 |
| Farzane Nadi, Vali Derhami, Mehdi Rezaeian | |
|
 | |
| Wheel slip Control Using Sliding Mode Control in an Accurate Simulator | 21 |
| Saeed Khan Kalantari Roknabadi, Vahid Pashazadeh, Mohammad Teshnehlab | |
|
 | |
| Design of Nonlinear Optimal Controller for Moving of Underwater Vehicle in Depth Channel by Using Gradient Descent Method With Systematic Step Selection | 35 |
| Marzieh Ahmadi, Alireza Faraji, Abolfazl Halvaei Niasar | |
|
 | |
| Design of a Horizontal Guidance Algorithm for Optimal Crossing of Trajectory Legs | 47 |
| Seyyed Javad Talebian, Jafar Heirani Nobari | |
|
 | |
| Design of Robust Guidance System Using High Order Sliding Mode Algorithm for Producing Smooth Acceleration Command and Intercepting Maneuvering Targets | 59 |
| Vahid Behnamgol, Ahmad Reza Vali, Ali Mohammadi | |