

علمی- پژوهشی

طراحی اتوپایلوت غیرخطی مقاوم به روش خطی سازی با بازخورد با استفاده از رؤیت گر حالت افزوده برای رهگیرهای پدافندی

سعید خان کلانتری^۱ حسن محمدخانی^{۲*}

دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر
دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده فنی و مهندسی
دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۱/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۵/۰۷)

چکیده

روش‌های معمول طراحی اتوپایلوت، برای مواجهه با نامعینی‌ها محافظه‌کارانه عمل کرده و اتوپایلوت به میزانی کند می‌شود که سیستم بتواند عملکرد پایدار خود را در حضور میزانی از نامعینی‌ها حفظ کند. اما در این صورت، تضمینی بر حفظ عملکرد مطلوب در حضور تمام نامعینی‌ها وجود نخواهد داشت و از ظرفیت سیستم به خوبی استفاده نمی‌شود. در روش ارائه شده، با استفاده از رؤیت گر حالت افزوده، نامعینی‌ها به شکل تجمیع شده و در کنار حالت‌های سیستم تخمین زده می‌شوند و با استفاده از رویکرد خطی سازی با بازخورد، به همراه عبارت‌های غیرخطی از فرآیند کنترل حذف می‌گردند. آنچه باقی می‌ماند یک سیستم خطی ساده است که به نحو ساده تری قابل کنترل است. در این روش، با نامعینی‌ها بدون محافظه کاری برخورد می‌شود و در نتیجه، کارایی در شرایط مختلف بهبود می‌یابد. در انتها و به منظور مقایسه، نتایج عملکرد روش پیشنهادی و اتوپایلوت خطی در اجرای ۱۰۰۰ مرتبه مونت کارلو با شرایط مشخص مورد بررسی قرار گرفته و نشان داده شده است که روش پیشنهادی در مقایسه با روش مرسوم از عملکرد بهتری برخوردار است.

واژه‌های کلیدی: اتوپایلوت غیرخطی، خطی سازی با فیدبک، رویتگر حالت افزوده، مقاوم

Robust Nonlinear Autopilot Design Based on Feedback Linearization and Extended State Observers for Interceptors

S. Khankalantary¹

Electrical and Computer Department
Isfahan University of Technology

H. Mohammadkhani^{2*}

Aerospace Engineering Department
Imam Hossein University

(Received: 23/January/2020; Accepted: 28/July/2020)

ABSTRACT

The conventional methods for designing autopilots deal conservatively with uncertainties such that the autopilot should be slowed down to the extent in which the system can maintain its desired performance in the presence of a certain uncertainty. However, there will be no guarantee of good performance in the presence of all uncertainties while the capabilities of the system will not be used properly. In the proposed method, using the extended state observer, the lumped uncertainties along with the system's states will be estimated, and using feedback linearization approach, along with the nonlinear terms will be removed from the control loop. What remains is a simple linear system that is easier to control. In this method, uncertainties is treated without conservatism and consequently performance is improved in different conditions. Finally, for comparing the results of proposed method with linear autopilot a 1000 times Mont Carlo running with specific condition has been used and is shown that the proposed method is better than the conventional method in performance.

Keywords: Nonlinear Autopilot, Feedback Linearization, Extended State Observer, Robust

^۱ فارغ التحصیل دکتری: saidkhankalantary@gmail.com

^۲ استادیار (نویسنده پاسخگو): hmohammadkhani@ihu.ac.ir

* حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه جامع امام حسین (ع) داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (License CC BY-NC (Commons Creative در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://maj.ihu.ac.ir> دیدن فرمائید.

۱- مقدمه

خود را به شکل پایدار حفظ می‌کند، اما کیفیت پاسخ آن از سطح قابلیت‌های موردانتظار یک رهگیر چابک و مانورپذیر پایین‌تر خواهد بود. برای این منظور لازم است تا در کنار بالا بردن قابلیت‌های رهگیر و سیستم‌های هدایت و ناوبری مرتبط با آن، روش‌های طراحی اتوپایلوت را متناسب با چالش‌ها و خواسته‌های جدید توسعه داد. در این میان به نظر می‌رسد که برای دستیابی به عملکردهای دقیق‌تر موردنیاز سامانه‌های رهگیری جدید، لازم باشد که در کنار لحاظ کردن صریح نامعینی‌ها، روش‌های طراحی غیرخطی را نیز مورد بررسی قرار داد.

به‌طور معمول مرسوم است که اتوپایلوت رهگیرها را بر مبنای رویکرد کنترل خطی طراحی کنند [۱]. در این رویکرد، لازم است که مدل دینامیکی سیستم حول تعدادی از نقاط کار خطی‌سازی شده و سپس برای هر یک از این مدل‌ها، کنترل‌کننده‌ای خطی با ساختار مشخص و ضرایب معلوم طراحی گردد. هر یک از این کنترل‌کننده‌ها حول نقطه کار خود عملکرد مناسبی دارند اما برای دستیابی به یک عملکرد مناسب در تمام پیکت پروازی نیاز به جدول‌بندی بهره خواهد بود. معمولاً جدول‌بندی پارامترهای سیستم کنترل، با توجه به پارامترهایی که سرعت تغییرات پایینی دارند انجام می‌گیرد مانند: عدد ماخ، فشار دینامیکی، ارتفاع و وزن. سپس از تکنیک‌های مختلف درون‌یابی برای به‌دست آوردن بهره‌های کنترلی در نقاط میانی استفاده می‌شود. پارامترهای نهایی کنترل‌کننده، تنها پس از تحلیل شبیه‌سازی‌های شش درجه آزادی تعیین خواهند شد. طراحی کنترل‌کننده‌های هر نقطه کار با این فرض انجام می‌گیرد که هیچ کوپلینگی میان محورهای غلتش^۱، خمش^۲ و گردش^۳ وجود ندارد و در نتیجه، سه کنترل‌کننده مجزا برای هر یک از محورها طراحی می‌شود. دستور شتاب محورهای خمش و گردش از طریق حلقه هدایت داده می‌شود درحالی‌که محور غلتش، به‌صورت تنظیم صفر کنترل می‌شود [۱].

گرچه می‌توان عملکرد این طراحی کلاسیک که کوپلینگ میان کانال‌های گوناگون را در نظر نمی‌گیرد، به‌کمک تحلیل‌های چندمتغیره و از طریق بازتنظیم

کاهش ابعاد، افزایش سرعت، قدرت مانور و شیوه‌های جنگ الکترونیک اهداف آفندی موجب شده است که مسأله ردیابی سریع و سپس هدایت دقیق رهگیرهای پدافندی با استفاده از فناوری‌های جدید و دقیق راداری و ناوبری، بخش مهمی از حجم فعالیت‌ها و بودجه تحقیق و توسعه سامانه‌های پدافندی جدید را به خود اختصاص دهد. طراحی رهگیرهای چابک با قدرت مانورپذیری بالا نیز، بخش دیگری از الزامات جدید سامانه‌های پدافندی را تشکیل می‌دهد. در فرآیند ساخت و مدل‌سازی رهگیرهایی که به‌صورت چابک و با قدرت مانورپذیری بالا طراحی می‌شوند، نامعینی‌های زیادی وجود دارد. دستیابی به عملکرد مناسب در حضور نامعینی‌های گسترده و در شرایط مختلف پروازی، به‌طور خاص در ابتدای شلیک و انتهای فاز نهایی که نیازمند مانورهای شدیدتری است، نیازمند طراحی مقاوم اتوپایلوت است. در روش‌های طراحی مرسوم اتوپایلوت، مدل غیرخطی سیستم حول نقاط کار گوناگون خطی‌سازی شده و سپس برای هر یک از مدل‌ها، کنترل‌کننده‌ای خطی با ساختار و ضرایب مشخص طراحی می‌شود.

در نهایت با استفاده از جدول‌بندی بهره و شبیه‌سازی شش درجه آزادی، نحوه عملکرد اتوپایلوت در تمام پیکت پروازی مشخص می‌شود. با افزایش خصوصیات عملکردی و شرایط پروازی گوناگون، نیاز به در نظر گرفتن نقاط کار بیشتر و روش‌های تنظیم بهره دقیق‌تر و پیچیده‌تری خواهد بود. این مسأله موجب می‌شود تا علاوه بر آنکه روند طراحی اتوپایلوت طولانی‌تر و پیچیده‌تر شود، قابلیت تکرارپذیری کمتری نیز داشته باشد (چون هرچه بیشتر مبتنی بر تجربه و انتخاب‌های طراح خواهد بود). با وجود چنین پیچیدگی‌هایی که خود، تحلیل‌های جامع پایداری را با مانع مواجه می‌کنند، اغلب رویکرد مناسبی در برخورد با نامعینی‌ها انتخاب نمی‌شود. در واقع برای پرهیز از پیچیدگی بیشتر به‌جای در نظر گرفتن صریح نامعینی‌ها در روند طراحی، تلاش می‌شود تا تنها به تحلیل‌های محافظه‌کارانه بسنده کرده و از سرعت پاسخ‌دهی سیستم بکاهد (پهنای باند حلقه کنترل را کم می‌کنند). با این کار، گرچه اتوپایلوت تا میزان محدودی از نامعینی‌ها عملکرد

¹ Roll

² pitch

³ yaw

چالش نامعینی‌های مدل‌سازی بالا، رفتارهای غیرخطی مؤثر و دینامیک‌های متغیر با زمان سریع هستند.

ساده‌ترین روش طراحی غیرخطی، بر اساس معکوس‌سازی دینامیک^۳ است که به عنوان خطی‌سازی بازخورد نیز شناخته می‌شود. در این رویکرد، بخش‌های غیرخطی معادلات سیستم به‌طور مستقیم با یک بازخورد منفی حذف و با دینامیک‌های مطلوب جایگزین می‌شوند. این دینامیک مطلوب معمولاً با یک مدل مرجع خطی و برای تمام پکت پروازی رهگیر تولید می‌شود. گرچه این روش بسیار ساده است، اما پیاده‌سازی عملی آن نیازمند حل چند مسئله اساسی است:

اول آنکه این روش نیازمند از پیش دانستن اطلاعات دقیق سیستم است و بنابراین در عمل، با مقدار زیادی نامعینی مواجه خواهد بود. دوم آنکه در این روش فرض می‌شود که بازخورد تمام حالت‌ها امکان‌پذیر است که بسیار محدودکننده است و با وجود آنکه تحقیقات بسیاری بر روش معکوس‌سازی دینامیک تنها با بازخورد خروجی انجام گرفته است، اما کاربرد عملی آنها محدود است. سومین مسئله اساسی روش DI، سیستم‌های غیرکمینه‌فاز هستند که استفاده مستقیم از خطی‌سازی بازخورد برای آنها، موجب ایجاد دینامیک‌های ناپایدار و پنهان داخلی می‌شود. رهگیرهای کنترل‌شونده توسط دم یا بالک، در شرایطی که متغیر کنترلی آنها شتاب‌های خمش و گردش باشد، مدل‌های غیرکمینه‌فازی دارند [۱].

نکته اول و مهمی که در مورد خطی‌سازی بازخورد مورد اشاره قرار گرفت، بحث مقاوم‌سازی نسبت به نامعینی‌های گوناگون مدل‌سازی و اغتشاش‌های خارجی است. رویکرد معمولی که برای مقاوم‌سازی DI مورد استفاده قرار می‌گیرد، جبران نامعینی‌ها در یک حلقه خروجی است. در [۴ و ۵]، از طراحی μ در حلقه خارجی استفاده شده است اما بسیار سخت است که برای یک طراحی غیرخطی، بتوان مقدار مقاوم‌بودن را تعریف نمود. اما برخلاف بسیاری از روش‌های کنترل مقاوم که بدترین حالت نامعینی را در نظر گرفته و طراحی را برای آن انجام می‌دهند، اخیراً ایده جبران برخط

پارامترهای کنترل‌کننده بهبود داد؛ اما رویکرد کامل‌تر آن است که از طریق نمایش فضای حالت دینامیک سیستم، اثرات کوپلینگ کانال‌ها را به‌طور صریح در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفت. به‌عنوان نمونه، در [۲]، با در نظر گرفتن نرخ غلتش به‌عنوان یک اغتشاش خارجی، طراحی کنترل‌کننده کانال‌های خمش/گردش به کمک تئوری LQG^۱ انجام گرفته است. کنترل‌کننده کانال غلتش نیز از طریق جایابی قطب‌ها و به‌صورت تک ورودی-تک خروجی^۲ طراحی شده است. البته در این حالت طراحی چندمتغیره نیز، همچنان از مدل‌های خطی‌شده در نقاط کار مشخص استفاده می‌شود و در نهایت برای دستیابی به یک طراحی جامع، نیاز به جدول‌بندی بهره خواهد بود.

با وجود گستردگی کاربرد روش‌های ترکیب طراحی خطی و جدول‌بندی غیرخطی، الزامات جدید طراحی اتوپیلوت موجب می‌شود که استفاده از رویکردهای صریح‌تر کنترل غیرخطی اجتناب‌ناپذیر باشد. ابتدا اینکه نیاز روزافزون به عملکرد مناسب در پکت‌های گسترده پروازی موجب می‌شود که نقاط کار زیادی برای پوشش رفتار دینامیکی سیستم لازم باشد و برای به‌دست آوردن ضرایب نهایی، روش‌های میان‌یابی مرتبه بالاتر و پیچیده‌تری مورد استفاده قرار بگیرد که تحلیل عملکرد و پایداری سیستم در شرایط نامعین واقعی را بسیار دشوار می‌کند. در واقع بالا رفتن ابعاد طراحی غیرمتمرکز خطی موجب می‌شود که علاوه بر بالا رفتن هزینه‌های طراحی، که وابستگی بیشتری به رویکرد تجربه‌خطا و سلیقه طراحان نیز دارد، قابلیت اطمینان و قدرت تحلیل و پیش‌بینی شرایط نیز کاهش پیدا کند [۳].

به‌علاوه، مسئله اصلی نامعینی پارامترهای آیرودینامیک و اثرات آن بر افت پایداری و عملکرد رهگیرها (به‌ویژه در اعداد ماخ پایین و یا ارتفاعات بالا)، اکنون کمتر قابل صرف‌نظر کردن است. در واقع با وجود نیاز روزافزون به عملکرد بالاتر، قدرت مانور و شناسایی‌گریزی بیشتر رهگیرها، لازم است که رفتارهای غیرخطی سیستم، به‌طور صریح‌تری در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته شوند. روش‌های طراحی غیرخطی و مقاوم، تکنیک‌های اصلی حل

^۳ Dynamic Inversion (DI)

^۱ Linear Quadratic Gaussian

^۲ Single Input Single Output (SISO)

[۸]. ESO در کارهای اخیر مربوط به طراحی اتوپایلویت غیرخطی نیز مورد استفاده قرار گرفته است [۹].

یک روش برای استفاده از خطی‌سازی بازخورد در سیستم‌های کمینه‌فاز، تعریف خروجی جدیدی است که تابع تبدیل آن صفر سمت راست نداشته باشد [۱۰ و ۱۱]. می‌توان با انتخاب وضعیت به جای شتاب‌های بدنه، مدل سیستم را کمینه‌فاز نمود که البته در این صورت قانون هدایت نیز باید به گونه‌ای اصلاح شود که به جای فرمان‌های شتاب، وضعیت‌های معادل را تولید کند [۱۱]. انتخاب زاویه حمله به عنوان خروجی نیز یکی دیگر از مواردی است که برای رهگیرهای گردش با سکان^۶ استفاده شده است [۹]. در برخی موارد می‌توان برخی جملات غیرخطی که ضرایب پارامتری کوچکی دارند را در مدلسازی نادیده گرفت و در نتیجه یک مدل کمینه‌فاز برای سیستم به دست آورد [۱۲ و ۱۳].

در [۱۴ و ۱۵] با معرفی مفهوم غیرکمینه‌فاز بودن ضعیف، از روش انحراف تکین^۷ که در کاهش ابعاد سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرد استفاده شده است تا سیستم‌های غیرکمینه‌فاز ضعیف را به کمینه‌فاز تبدیل کنند. البته این روش را نمی‌توان به معادلات مستقیم رهگیر STT اعمال کرد چراکه این معادلات فرم استاندارد مورد نیاز روش انحراف تکین را دارا نیستند و متغیر شتاب کنترلی، به هر دو دسته حالت‌های کند و سریع وابسته است. در [۱۶] از یک روش مشابه با انحراف تکین، برای حل این مشکلات استفاده شده است. در [۹]، ابتدا با جداسازی دینامیک‌های کند و سریع دو زیرسیستم مجزا ساخته شده است و سپس برای هر یک از آنها، یک بازخورد خطی‌ساز طراحی شده است.

در این مقاله، برای طراحی اتوپایلویت از رویکرد خطی‌سازی با بازخورد استفاده شده است. برای مقاوم‌سازی طراحی نیز از ایده در نظر گرفتن نامعینی‌ها به شکل تجمیع شده و تخمین آن در کنار حالت‌های سیستم، یعنی رؤیت‌گر حالت افزوده، استفاده شده است. این نامعینی‌های تخمین زده شده با استفاده از ESO، سپس در خطی‌سازی با بازخورد و به همراه عبارات غیرخطی، از فرآیند کنترل

نامعینی‌ها و اغتشاش‌ها و حتی خرابی‌ها از طریق الگوریتم‌های گوناگون کنترل تطبیقی، مورد توجه بیشتری قرار گرفته است. در این میان بیشترین توجه، بر روش‌های تطبیقی مستقیمی است که برای جبران رفتارهای غیرخطی نامعلوم و اغتشاش‌های سیستم، پارامترهای کنترل‌کننده را به طور مستقیم تنظیم می‌کنند. در تخمین سریع و برخط نامعینی‌ها، روش کنترل تطبیقی مستقیم مدل مرجع^۱ و استفاده از شبکه‌های عصبی، مواردی هستند که در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه محققان قرار گرفته‌اند [۱ و ۶].

رویکرد دیگری که در واقع تقاطع ایده‌های خطی‌سازی بازخورد و کنترل مقاوم است، کنترل حذف اغتشاش فعال^۲ است که متأثر از ایده روش PID، کاملاً مستقل از مدل عمل می‌کند و یک روش سیستماتیک برای تخمین و حذف «اغتشاش مجموع»^۳ را ارائه می‌دهد. اغتشاش مجموع می‌تواند کوپلینگ میان دینامیک‌های ناشناخته سیستم، اغتشاش خروجی و حتی اثرات غیرقابل پیش‌بینی سیگنال کنترلی را شامل شود. ایده اصلی ADRC آن است که این اغتشاش مجموع، یک سیگنال زمانی است که صرف‌نظر از آنکه وابسته به حالت‌ها هست یا نه، متغیر با زمان هست یا نه، خطی است یا غیرخطی، به طور کامل در خروجی مشاهده شده منعکس می‌شود و بنابراین قابل تخمین است. هان^۴ ساختاری با نام رؤیت‌گر حالت افزوده^۵ معرفی کرده است که با استفاده از خروجی، می‌تواند اغتشاش مجموع را در کنار حالت‌های سیستم تخمین بزند [۷].

پس از تخمین، اغتشاش مجموع توسط بازخورد خروجی مبتنی بر ESO حذف می‌شود. گرچه همین رویکرد تخمین/حذف را می‌توان در روش‌های تطبیقی و یا کنترل مدل داخلی نیز دید، اما ESO در واقع یک طرح سیستماتیک را برای مواجهه با مقادیر بزرگ اغتشاش مجموع ارائه می‌دهد. در سالهای اخیر، تأثیرگذاری ESO در بسیاری از حوزه‌های کنترلی نشان داده شده است و روابط و شرایط مربوط به همگرایی و پایداری آن به دست آمده است

^۱ Model Reference Adaptive Control (MRAC)

^۲ Active Disturbance Rejection Control (ADRC)

^۳ Total Disturbance

^۴ Hann

^۵ Extended State Observer (ESO)

^۶ Skid to turn (STT)

^۷ Singular perturbation

خطی سازی ورودی - خروجی با بازخورد شامل دو مرحله می شود که یکی خود خطی سازی و دیگری بررسی پایداری و خوش رفتاری دینامیک داخلی است. برای خطی سازی با بازخورد سیستم چندورودی - چندخروجی زیر را در نظر می گیریم:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + g_1(x)u_1 + \dots + g_m(x)u_m \\ y_1 &= h_1(x) \\ &\vdots \\ y_m &= h_m(x) \end{aligned} \quad (1)$$

که u ها ورودی های سیستم، y ها خروجی های سیستم، x بردار حالت، f و g_i ها میدان های برداری هموار و h_j ها توابع اسکالر هموار هستند. برای ایجاد ارتباط بین ورودی ها و خروجی ها، از سطرهای بردار خروجی مشتق می گیریم. برای $m=1$ داریم:

$$\dot{y}_j = \frac{\partial y_j}{\partial x} \dot{x} = \frac{\partial y_j}{\partial x} [f(x) + g(x)u] = L_f h_j + L_g h_j u \quad (2)$$

و برای سیستم چندورودی - چندخروجی (که تعداد ورودی ها و خروجی های آن یکسان باشد):

$$\dot{y}_j = L_f h_j + \sum_{i=1}^m (L_{g_i} h_j) u_i \quad (3)$$

که $L_f h_j$ مشتق لی h_j نسبت به $f(x)$ نامیده می شود و برابر است با $\frac{\partial h_j}{\partial x} f(x)$. اگر به ازای هر i ، $L_{g_i} h_j(x) = 0$ باشد، هیچ ورودی در رابطه ظاهر نشده است و باید مجدداً مشتق گیری شود. فرض می گیریم که r_j کوچکترین عدد صحیحی است که در $y_j^{r_j}$ حداقل یک ورودی ظاهر شده باشد، در این صورت خواهیم داشت:

$$\dot{y}_j^{r_j} = L_f^{r_j} h_j + \sum_{i=1}^m (L_{g_i} L_f^{r_j-1} h_j) u_i \quad (4)$$

که حداقل به ازای یک i ، $L_{g_i} L_f^{r_j-1} h_j \neq 0$ است. حال اگر این عملیات برای همه m خروجی انجام شود به عبارت زیر می رسیم:

$$\begin{bmatrix} y_1^{r_1} \\ \dots \\ y_m^{r_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^{r_1} h_1 \\ \dots \\ L_f^{r_m} h_m \end{bmatrix} + E(x) \begin{bmatrix} u_1 \\ \dots \\ u_m \end{bmatrix} \quad (5)$$

حذف می گردند. آنچه باقی می ماند یک سیستم خطی ساده است که به نحو ساده تر و با تنظیم پارامترهای شبه PID قابل کنترل است. همچنین به دلیل مدل غیر کمینه فاز رهگیر و عدم امکان استفاده مستقیم از روش خطی سازی بازخورد، سرعت های جانبی به عنوان خروجی های جدید سیستم انتخاب شده اند و تغییرات مدل سازی مرتبط با این انتخاب انجام گرفته است. در این روش، علاوه بر آنکه با نامعینی ها بدون محافظه کاری برخورد شده است، طراحی به شیوه ای سیستماتیک و عمومی (بدون نیاز به طراحی های محلی متعدد) انجام گرفته است.

۲- مفاهیم اولیه

هدف از این پژوهش، طراحی سیستم اتوپیلوت رهگیر بالک دار به روش خطی سازی با بازخورد و با کمک رؤیت گر حالت افزوده است. بنابراین ابتدا، کلیات مفاهیم و روابط این دو ابزار شرح داده می شوند و سپس، نحوه اعمال آنها روی معادلات رهگیر بیان می گردد.

۲-۱- خطی سازی با بازخورد

به طور کلی خطی سازی با بازخورد به دو دسته ورودی - حالت و ورودی - خروجی تقسیم می شود. اگر ساختار سیستم به نحوی باشد که بتوان با تغییر متغیر، همه حالت های سیستم را خطی کرد در این صورت خطی سازی ورودی - حالت انجام شده است و با ورودی های سیستم می توان همه دینامیک های سیستم را کنترل کرد. اما اگر این امکان فراهم نباشد، مطلوب است که بتوان با استفاده از ورودی ها، لاقل خروجی های سیستم را کنترل کرد. در این حالت بخشی از سیستم کنترل پذیر نبوده و امکان دارد در صورت خوش رفتار نبودن این بخش، عملکرد آن موجب اختلال و ناپایداری سیستم حلقه بسته گردد. به چنین سیستم هایی غیرمینیمم فاز اطلاق می گردد؛ به این معنا که دینامیک داخلی (کنترل ناپذیر) سیستم دارای صفرهای ناپایدار است.

در این وضعیت امکان خطی سازی با بازخورد به طور مستقیم فراهم نیست و باید تمهیداتی مانند ساده سازی معادلات یا تغییر خروجی های سیستم، جهت امکان پذیر کردن خطی سازی اندیشیده شود. بدین ترتیب

۲-۲- رؤیت‌گر حالت افزوده

رؤیت‌گر حالت افزوده، درعین مفهوم ساده و امکان پیاده‌سازی آسان، کارایی بسیار بالایی را در تخمین نامعینی‌های سیستم از خود نشان می‌دهد. اصول کلی آن به این شکل است که نامعینی‌های سیستم بدون اینکه جداسازی یا ساختارمند شوند، به صورت یکجا، دارای دینامیک (از هر مرتبه‌ای) فرض شده و این دینامیک‌ها به صورت حالت به حالت‌های سیستم افزوده می‌شوند؛ سپس با یک رؤیت‌گر معمولی (مثلاً لیونبرگر) همه حالت‌های اصلی و افزوده سیستم تخمین زده می‌شوند. به این ترتیب می‌توان از مدل نامی همراه با نامعینی‌ها، به عنوان مدل کامل در طراحی استفاده کرد. سیستم غیرخطی و تک‌ورودی - تک‌خروجی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{y}^{(n)} = f(y) + g(y)u + w \quad (9)$$

که n مرتبه مشتق‌گیری و w مجموعه نامعینی‌های سیستم و ناشناخته است. f و g را به شکل $f_0 + \Delta f$ و $g_0 + \Delta g$ می‌نویسیم، که در آنها f_0 و g_0 مقادیر نامی f و g هستند و در نظر می‌گیریم $d = w + \Delta f + \Delta g$. حال می‌توان رابطه (۹) را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= x_3 \\ &\vdots \\ \dot{x}_n &= x_{n+1} + f_0(x) + g_0(x)u \\ \dot{x}_{n+1} &= h \\ &\vdots \\ y &= x_1 \end{aligned} \quad (10)$$

که $h = \dot{d}$ ناشناخته است و در آخرین سطر حالت‌های افزوده ظاهر می‌شود. البته در صورتی که تغییرات h قابل توجه باشد یا به عبارت دیگر نامعینی‌ها را نتوان به صورت مرتبه اول مدل کرد از مرتبه بالاتری برای نامعینی‌ها به عنوان حالت‌های افزوده استفاده می‌شود. برای سیستم (۱۰)، رؤیت‌گر زیر همه حالت‌های اصلی و افزوده را تخمین می‌زند:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + \beta_1 g_1(e) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= \hat{x}_3 + \beta_2 g_2(e) \\ &\vdots \\ \dot{\hat{x}}_n &= \hat{x}_{n+1} + f_0(\hat{x}) + g_0(\hat{x})u + \beta_n g_n(e) \\ \dot{\hat{x}}_{n+1} &= \beta_{n+1} g_{n+1}(e) \\ &\vdots \end{aligned} \quad (11)$$

که ماتریس $E_{m \times m}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$E(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1 & \dots & L_{g_m} L_f^{r_1-1} h_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{r_m-1} h_m & \dots & L_{g_m} L_f^{r_m-1} h_m \end{bmatrix} \quad (6)$$

حال اگر ماتریس E تکین نباشد (حداقل به شکل محلی)، می‌توان ورودی u را به شکل زیر تعریف کرد:

$$u = -E^{-1} \begin{bmatrix} L_f^r h_1 \\ \dots \\ L_f^r h_m \end{bmatrix} + E^{-1} \begin{bmatrix} v_1 \\ \dots \\ v_m \end{bmatrix} \quad (7)$$

و با استفاده از آن، دینامیک خروجی‌ها به شکل زیر خطی می‌گردد:

$$u = -E^{-1} \begin{bmatrix} L_f^r h_1 \\ \dots \\ L_f^r h_m \end{bmatrix} + E^{-1} \begin{bmatrix} v_1 \\ \dots \\ v_m \end{bmatrix} \quad (8)$$

به این ترتیب با طراحی v ها، می‌توان دینامیک دلخواه را به صورت مجزا به خروجی‌ها اعمال کرد.

درجه نسبی سیستم را می‌توان به صورت $\rho = r_1 + \dots + r_m$ به دست آورد. در صورتی که ρ برابر با درجه سیستم اصلی باشد، سیستم تبدیل شده (خطی شده) دینامیک داخلی نخواهد داشت و خطی‌سازی ورودی - خروجی معادل با خطی‌سازی ورودی - حالت می‌شود. اگر درجه نسبی کوچکتر از درجه سیستم اصلی باشد در این صورت پایداری سیستم خطی شده وابسته به پایداری دینامیک داخلی است که درجه آن عبارت است از افزونی درجه سیستم نسبت به درجه نسبی.

برای بررسی پایداری دینامیک داخلی از مفهوم دینامیک صفر استفاده می‌شود که از جزئیات آن عبور می‌کنیم. روش کار چنین است که برای تشکیل دینامیک صفر، در سیستم اصلی ورودی‌ها به نحوی تعیین می‌شوند که خروجی‌ها متحد با صفر گردند، آنگاه پایداری سیستم حاصل بررسی می‌شود. دینامیک داخلی پایدار مجانبی است اگر و تنها اگر دینامیک صفر، پایدار ورودی - خروجی باشد.

دستگاه بدنه، T نیروی پیشرانش، m جرم و I_{ij} درایه‌های ماتریس ممان اینرسی رهگیر، g_i نیروی گرانش در دستگاه بدنه، C_i ضرایب نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، S سطح مرجع و d قطر رهگیر، \bar{q} فشار دینامیکی، α, β زوایای حمله و سرش جانبی و δ_i ورودی‌های کنترلی در سه کانال غلتش، خمش و گردش هستند.

همانگونه که مشاهده می‌شود در این روابط G ها، به صورت $g \times u$ که ما در فرایند طراحی اتوپایلوت به آن نیازمندیم، نوشته نشده‌اند. به همین دلیل در معادلاتی که به $g \times u$ نیاز است (در دینامیک داخلی نیاز نیست)، از برازش دوبعدی منحنی G استفاده می‌شود. برای برازش منحنی از ابزار cftool نرم افزار MATLAB کمک می‌گیریم. این ابزار می‌تواند منحنی‌های دوبعدی را با توابع چندجمله‌ای دومتغیره (ورودی و عدد ماخ) که هر کدام از متغیرها می‌توانند حداکثر تا توان ۵ داشته باشند، برازش کند. از ویژگی‌های مفید cftool آن است که می‌توان برای ضرایب جمله‌های چندجمله‌ای، محدوده قرار داد. این ویژگی به ما کمک می‌کند تا بتوانیم با صفر کردن جملاتی که شامل متغیر ورودی کنترلی (δ) نمی‌شوند، یک چند جمله‌ای داشته باشیم که همه جملات آن شامل متغیر ورودی است و با فاکتور گرفتن از متغیر کنترلی می‌توان منحنی برازش شده G (و یا همان ضرایب آیرودینامیک) را به شکل $g \times u$ نوشت.

که $e = y - \hat{x}_1$ خطای تخمین حالت قابل اندازه‌گیری، \hat{x}_{n+1} (و بعد از آن) تخمینی از نامعینی‌های سیستم، β ها بهره‌های رؤیت‌گر و g ها توابعی در حالت کلی غیرخطی هستند که برای فرم‌دهی به خطای خروجی استفاده می‌شوند و می‌توان از آنها صرف‌نظر کرد. اگر رابطه (۹) خطی باشد و یا مقادیر نامی f و g را بتوان به شکل خطی انتخاب کرد، می‌توان β ها را با جایگذاری قطب تعیین کرد که در این صورت به رؤیت‌گر لیونبرگر معروف است. در غیر این صورت بهره‌ها با سعی و خطا انتخاب می‌شوند که انتخاب آنها چندان دشوار نیست.

۳- طراحی اتوپایلوت به روش خطی سازی با بازخورد مبتنی بر رؤیت‌گر حالت افزوده

پس از معرفی مفاهیم موردنیاز در بخش قبل، در این بخش طراحی اتوپایلوت غیرخطی به روش خطی سازی فیدبک مبتنی بر رؤیت‌گر حالت افزوده توضیح داده می‌شود.

۳-۱- مدل سازی، فرمول بندی و انتخاب خروجی

برای نوشتن معادلات حالت به فرم رابطه (۱)، ابتدا معادلات جهت و وضعیت رهگیر را به صورت رابطه (۱۲) به شکل گسترده و با شش معادله دیفرانسیل درجه اول می‌نویسیم. در این رابطه u, v, w بردار سرعت رهگیر در دستگاه بدنه نسبت به دستگاه اینرسی و V سرعت کل رهگیر، p, q, r نرخ چرخش رهگیر نسبت به دستگاه اینرسی بیان شده در

$$\begin{aligned} \dot{u} &= f_1 + G_1 = \left[rv - qw + \frac{T}{m} + \frac{\bar{q}S}{m} (C_{x_0}) + g_x \right] + \left[\frac{\bar{q}S}{m} (C_{x_{\delta_a}} \operatorname{sgn}(\delta_a) + C_{x_{\delta_e}} \operatorname{sgn}(\delta_e) + C_{x_{\delta_r}} \operatorname{sgn}(\delta_r)) \right] \\ \dot{v} &= f_2 + G_2 = \left[pw - ru + \frac{\bar{q}S}{m} (C_{y_\beta} \operatorname{sgn}(\beta) + C_{y_r} \frac{d}{2V} r) + g_y \right] + \left[\frac{\bar{q}S}{m} (C_{y_{\delta_r}} \operatorname{sgn}(\delta_r)) \right] \\ \dot{w} &= f_3 + G_3 = \left[qu - pv + \frac{\bar{q}S}{m} (C_{z_\alpha} \operatorname{sgn}(\alpha) + C_{z_q} \frac{d}{2V} q) + g_z \right] + \left[\frac{\bar{q}S}{m} (C_{z_{\delta_e}} \operatorname{sgn}(\delta_e)) \right] \\ \dot{p} &= f_4 + G_4 = \left[\left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) qr + \frac{\bar{q}Sd}{I_{xx}} \left(C_{l_p} \frac{d}{2V} p \right) \right] + \left[\frac{\bar{q}Sd}{I_{xx}} (C_{l_{\delta_a}} \operatorname{sgn}(\delta_a)) \right] \\ \dot{q} &= f_5 + G_5 = \left[\left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) pr + X_{CG} F_Z + \frac{\bar{q}Sd}{I_{yy}} (C_{m_\alpha} \operatorname{sgn}(\alpha) + C_{m_q} \frac{d}{2V} q) \right] + \left[\frac{\bar{q}Sd}{I_{yy}} (C_{m_{\delta_e}} \operatorname{sgn}(\delta_e)) \right] \\ \dot{r} &= f_6 + G_6 = \left[\left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) pq - X_{CG} F_Y + \frac{\bar{q}Sd}{I_{zz}} (C_{n_\beta} \operatorname{sgn}(\beta) + C_{n_r} \frac{d}{2V} r) \right] + \left[\frac{\bar{q}Sd}{I_{zz}} (C_{n_{\delta_r}} \operatorname{sgn}(\delta_r)) \right] \end{aligned} \quad (12)$$

که v_1, v_2, v_3 دینامیک‌های خطی هستند و جهت کنترل معادلات خطی شده مورد استفاده قرار می‌گیرند. این دینامیک‌ها باید به نحوی تنظیم گردند که نسبت به دینامیک و تأخیر عملگر که در معادلات وارد نشده‌اند، کندتر باشند. همانطور که بیان شد، برای تحلیل پایداری دینامیک داخلی از تحلیل دینامیک صفر استفاده می‌شود و برای تشکیل دینامیک صفر، ورودی‌ها را به نحوی تعیین می‌کنیم که خروجی‌ها متحد با صفر باشند. در ادامه، روند تشکیل دینامیک صفر رهگیر مورد نظر بیان می‌شود.

اگر خروجی‌های v, w برابر صفر باشند، زوایای α, β برابر صفر خواهند بود. همچنین اگر خروجی p و زوایای α, β برابر صفر باشند، هیچ چرخشی در رهگیر نخواهیم داشت و لذا می‌توان گفت $q = \dot{q} = r = \dot{r} = 0$. به این ترتیب دینامیک صفر به صورت زیر تشکیل می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T/m + (\bar{q}S/m)C_x + g_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

طبق روابط دینامیک صفر، رهگیر در جهت پرتاب اولیه شتاب می‌گیرد و سپس از سرعت آن کاسته می‌شود تا به صفر برسد و هیچ انحرافی از مسیر پرتاب اولیه نخواهد داشت. بنابراین دینامیک صفر پایدار BIBO^۲ بوده و دینامیک داخلی پایدار مجانبی است.

۳-۳- طراحی رؤیت‌گر حالت افزوده

معادلات رؤیت‌گر به صورت روابط (۱۶) هستند. این معادلات در واقع همان معادلات سیستم (۱۲) هستند که حالت‌های نامعینی‌ها و خطای تخمین با بهره‌تناسبی به آنها اضافه شده است. در نتیجه این رؤیت‌گر علاوه بر حالت‌های سیستم، نامعینی سیستم را نیز تخمین می‌زند که می‌توان با حذف این نامعینی‌ها در روند طراحی کنترل، مقاومت سیستم را نسبت به نامعینی‌های موجود در مدل سیستم بالا برد. به دست آوردن بهره‌های رؤیت‌گر با چند بار سعی و خطا و به سادگی امکان پذیر است.

در مقالات مختلف متداول است که به جای متغیرهای حالت (u, v, w) پس از ساده‌سازی و حذف جملات مدل‌کننده نیروهای وارده از بالک (که موجب فروجهش است)، از زوایای حمله و سرش جانبی^۱ به عنوان خروجی مدل استفاده می‌کنند و در حلقه خارجی، شتاب‌های جانبی را به این خروجی‌ها تبدیل می‌کنند [۱۶ و ۹ و ۱۱]. این کار غالباً باعث پیچیده‌تر شدن معادلات می‌گردد. در این مقاله، ما از متغیرهای (v, w, p) به عنوان خروجی‌های سیستم استفاده کرده‌ایم. این انتخاب موجب می‌شود که اولاً سادگی معادلات حفظ گردد، ثانیاً به این ترتیب می‌توان پایداری دینامیک داخلی را به سادگی نتیجه گرفت و در نهایت اینکه، همچون زوایای حمله و سرش جانبی، سرعت‌های جانبی دستگاه بدنه نیز می‌توانند نماینده خوبی برای اجرای شتاب جانبی باشند و با این انتخاب، طراحی حلقه خارجی و ترجمه شتاب‌های جانبی به سرعت‌های جانبی کار دشواری نخواهد بود.

۳-۲- طراحی قانون کنترل

با انتخاب خروجی‌ها به فرم (v, w, p) و با یک بار مشتق‌گیری از هر کدام از خروجی‌ها، یکی از ورودی‌ها که به شکل $(\delta_r, \delta_e, \delta_a)$ در نظر گرفته شده است در رابطه مشتق خروجی ظاهر می‌گردد؛ بنابراین درجه‌نسبی سیستم برابر $\rho = 3$ بوده و دینامیک داخلی نیز از درجه ۳ خواهد بود. به این ترتیب از رابطه (۶) خواهیم داشت:

$$E(x) = \begin{bmatrix} g_2 & 0 & 0 \\ 0 & g_3 & 0 \\ 0 & 0 & g_4 \end{bmatrix} = \bar{q}S \begin{bmatrix} \bar{C}_{y\delta_r} & 0 & 0 \\ 0 & \bar{C}_{z\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{C}_{l\delta_a} \\ m & m & I_{xx} \end{bmatrix} \quad (13)$$

که \bar{C} ها، بیانگر ضرایب آیرودینامیک پس از برازش و فاکتورگیری از δ است. به این ترتیب و با توجه به رابطه (۷)، ورودی کنترلی را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$u = \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_e \\ \delta_a \end{bmatrix} = -E^{-1} \begin{bmatrix} f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} + E^{-1} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} \quad (14)$$

² Bounded Input Bounded Output

¹ sideslip

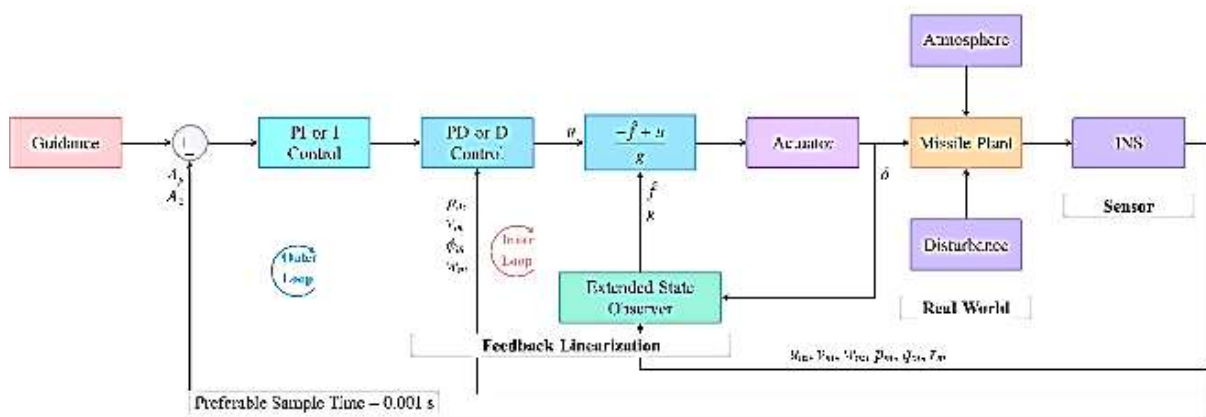
$$\begin{cases}
\dot{\hat{u}} = \hat{r}\hat{v} - \hat{q}\hat{w} + \frac{T}{m} + \frac{\bar{q}S}{m} C_x + g_x + \hat{D}_u + L_1 (u_m - \hat{u}) \\
\dot{\hat{D}}_u = L_u (u_m - \hat{u}) \\
\dot{\hat{v}} = \left(\hat{p}\hat{w} - \hat{r}\hat{u} + \frac{\bar{q}S}{m} \underbrace{\left(C_{y\beta} \beta_m + C_{y_r} \frac{d}{2V} \hat{r} \right)}_{f_2} + g_y + \hat{D}_v \right) + \frac{C_{y\delta_r}}{m} \delta_r + L_2 (v_m - \hat{v}) \\
\dot{\hat{D}}_v = L_v (v_m - \hat{v}) \\
\dot{\hat{w}} = \left(\hat{q}\hat{u} - \hat{p}\hat{v} + \frac{\bar{q}S}{m} \underbrace{\left(C_{z\alpha} \alpha_m + C_{z_q} \frac{d}{2V} \hat{q} \right)}_{f_3} + g_z + \hat{D}_w \right) + \frac{C_{z\delta_e}}{m} \delta_e + L_3 (w_m - \hat{w}) \\
\dot{\hat{D}}_w = L_w (w_m - \hat{w}) \\
\dot{\hat{p}} = \left(\left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) \hat{q}\hat{r} + \frac{\bar{q}Sd}{I_{xx}} \underbrace{\left(C_{l\beta} \beta_m + C_{l_p} \frac{d}{2V} \hat{p} \right)}_{f_4} + \hat{D}_p \right) + \frac{d}{I_{xx}} C_{l\delta_a} \delta_a + L_4 (p_m - \hat{p}) \\
\dot{\hat{D}}_p = L_p (p_m - \hat{p}) \\
\dot{\hat{q}} = \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) \hat{p}\hat{r} + X_{CG} F_Z + \frac{\bar{q}Sd}{I_{yy}} C_m + \hat{D}_q + L_5 (q_m - \hat{q}) \\
\dot{\hat{D}}_q = L_q (q_m - \hat{q}) \\
\dot{\hat{r}} = \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) \hat{p}\hat{q} - X_{CG} F_Y + \frac{\bar{q}Sd}{I_{zz}} C_n + L_r (r_m - \hat{r}) \\
\dot{\hat{D}}_r = L_r (r_m - \hat{r})
\end{cases} \quad (16)$$

می شود تا فارغ از نامعینی های سیستم، عملکرد تعقیب شتاب جانبی به درستی انجام گیرد. با این حال بهره انتگرال گیر به نحوی که بتواند تعقیب را با نرخ نسبتاً یکسان و مقاوم نسبت به نامعینی ها انجام دهد نیاز به ارزیابی عملکرد رهگیر در طول زمان و تنظیم آن به نحو هوشمند دارد.

۴- شبیه سازی و مقایسه

در این بخش، با استفاده از شبیه سازی شش درجه آزادی و با در نظر گرفتن نامعینی های گسترده، مقایسه ای میان یکی از طراحی های خطی کامل و روش پیشنهادی انجام شده است. در شبیه سازی انجام شده جهت مقایسه، ابتدا تحقق هایی از سیستم نامعین (به تعداد مشخص داده شده) ذخیره می شوند، سپس با استفاده از اتوپیلوت های خطی و غیر خطی، به ترتیب شبیه سازی اجرا می شود و در صورت برآورده کردن شرایط موفقیت، نتایج آن ذخیره می گردد.

بلوک دیاگرام اتوپیلوت رهگیر در شکل ۱ نشان داده شده است. در حلقه داخلی که از v_m, w_m, p_m, ϕ_m به عنوان بازخورد استفاده می شود (زیر نویس m نشان دهنده اندازه گیری شده توسط سیستم ناوبری است)، علاوه بر ایجاد ساختار خطی سازی با بازخورد، از یک کنترلر P یا PD می توان برای ایجاد دینامیک خطا استفاده کرد. عملکرد مشتق گیر در شرایط عملی ممکن است غیرقابل پیش بینی باشد و حتی الامکان سعی بر عدم استفاده از آن است. بنابراین استفاده از یک بهره تناسبی که تنظیم آن نیز با چند بار سعی و خطا کار دشواری نیست در حلقه داخلی کافی است. جهت تعقیب شتاب جانبی از حلقه خارجی استفاده می شود. تنظیم این حلقه خارج از روند طراحی به وسیله خطی سازی با بازخورد و رؤیت گر است و به خودی خود مقاوم نیست. به همین دلیل در این حلقه که از A_y, A_z بازخورد گرفته می شود، از یک انتگرال گیر استفاده



شکل (۱) بلوک‌دیاگرام سیستم اتوپایلوته رهگیر.

توانایی اتوپایلوته غیرخطی برای کنترل رهگیر در سرعت‌های پایین است. همچنین قانون هدایت از ثانیه ۳ شروع به کار می‌کند. در فاز میانی و نهایی، از راداری جهت تعیین موقعیت رهگیر و هدف استفاده می‌شود که انحراف معیار خطای برد آن ۵ متر، انحراف معیار خطای زوایای سمت و فراز آن ۰/۱ درجه و نرخ به‌روزرسانی آن ۰/۰۴ ثانیه است. شرایط نامعین در نظر گرفته‌شده در جدول زیر نمایش داده شده است:

در هر بار اجرا، رهگیر با زاویه ۴۰ درجه پرتاب شده و به سمت هدفی با نقطه آغاز برد طولی ۱۰، فاصله عرضی ۳ و ارتفاع ۶ کیلومتر، سرعت ۲۵۰ متر بر ثانیه و مانور g با ثابت زمانی ۱ ثانیه حرکت می‌کند. زاویه (سمت و فراز) و زمان مانور هدف تصادفی است. زمان شروع به کار برای اتوپایلوته غیرخطی ثانیه ۰/۵ و برای اتوپایلوته خطی، ثانیه ۰/۵ برای کانال غلتش و ثانیه ۱ برای کانال‌های خمش و گردش در نظر گرفته شده است (این اختلاف به دلیل

جدول (۱) محدوده نامعینی پارامترهای سیستم

ضریب ماتریس ضریب	ضریب ماتریس Cm	ضریب ماتریس CZd	ضریب ماتریس CZq	ضریب ماتریس CZ	ضریب ماتریس CXd	ضریب ماتریس CX	پارامتر
۴	۲	۱٫۵	۴	۲	۱٫۳	۱٫۳	کمینه
۰٫۳	۰٫۵	۰٫۷	۰٫۳	۰٫۵	۰٫۷	۰٫۷	بیشینه
خطای مرکز جرم	اغتشاش غلتش	انحراف جابجایی پیشران	انحراف زاویه پیشران	ضریب ماتریس Clp	ضریب ماتریس Cld	ضریب ماتریس Cmd	پارامتر
۲ میلی‌متر	۵۰ نیوتن‌متر	۱ میلی‌متر	۰٫۱ درجه	۴	۱٫۵	۱٫۵	کمینه
-۲ میلی‌متر	-۵۰ نیوتن‌متر	-۱ میلی‌متر	۰٫۱ درجه	۰٫۳	۰٫۷	۰٫۷	بیشینه

(به‌مفهوم ناپایداری رهگیر)، شبیه‌سازی متوقف می‌شود. در انتها نتایج تجمعی و میانگین آنها محاسبه شده و نمایش داده می‌شود. موارد مقایسه عبارتند از خطای برخورد، میانگین مقدار مطلق خطای ردیابی قانون هدایت، میانگین مقدار مطلق خطای تنظیم زاویه غلتش و سرعت نهایی درگیری. در نهایت، نتایج به‌دست‌آمده در شبیه‌سازی مونت کارلو، در جدول ۲ نشان داده شده است. همچنین در اجرای نمونه از شبیه‌سازی با استفاده از دو اتوپایلوته در شکل ۲ و شکل ۳ نشان داده شده‌اند. این دو اجرا برای دو نوع ترکیب نامعینی برگزیده شده‌اند که در یکی رهگیر

با وجود اینکه پارامترهای بالا پس از تخصیص مقدار مشخص، در هر اجرا برای دو اتوپایلوته یکسان خواهند بود؛ اما به‌دلیل آنکه در فرایند شبیه‌سازی عملیات رهگیری مواردی مانند نویز رادار و مانور هدف برای دو اتوپایلوته به‌صورت یکسان تولید نمی‌شوند، جهت پوشش نامعینی‌های یکسان و نایکسان باید تعداد اجراهای مونت‌کارلو بسیار زیاد باشد که در اینجا ۱۰۰۰ بار در نظر گرفته شده است. شرط موفقیت در هر بار اجرا، به‌دست‌آوردن خطای برخورد کمتر از ۴۰ متر در نظر گرفته شده است و البته در صورت افزایش یکی از زوایای حمله یا سرش جانی از میزان ۳۰ درجه

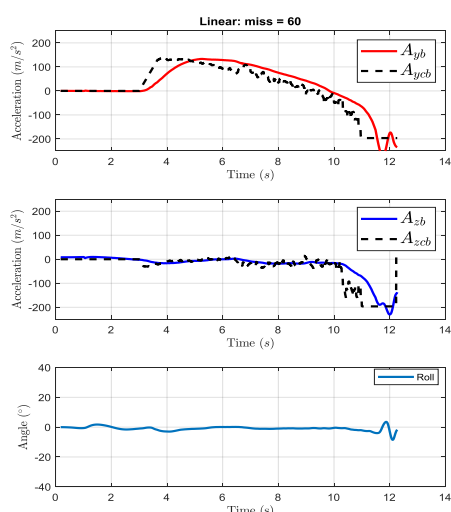
حاشیه پایداری بیشتری داشته و با کندی مانور می دهد (از مسیر تعادل خارج می شود = لخت) و در حالت دیگر رهگیر حاشیه پایداری کمتری داشته و راحت تر مانور را اجرا می کند (=چابک).

جدول (۲) مقایسه عملکرد اتوپایلوت خطی و اتوپایلوت غیرخطی

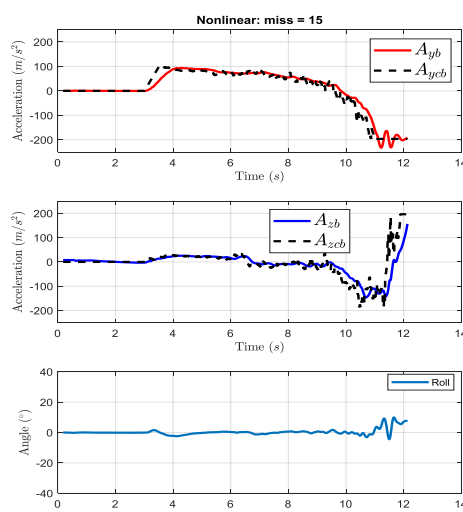
سرعت نهایی درگیری	میانگین قدرمطلق خطای تنظیم زاویه غلتش	میانگین قدرمطلق خطای ردیابی هدایت	خطای برخورد	تعداد عدم موفقیت	معیار مقایسه: میانگین در هزار اجرا
۹۰۹ متر بر ثانیه	۲٫۱ درجه	۳٫۱۷ متر بر مجذور ثانیه	۱۵٫۲ متر	۱۸۰	اتوپایلوت خطی
۹۲۷ متر بر ثانیه	۰٫۸ درجه	۲٫۳۲ متر بر مجذور ثانیه	۷٫۸ متر	۳۷	اتوپایلوت غیرخطی

و اتوپایلوت غیرخطی حتی با داشتن حدود ۱۴۰ اجرای موفقیت آمیز بیشتر (که خود از موارد برتری است)، نتایج بهتری کسب کرده است.

جدول ۲ برتری اتوپایلوت غیرخطی را در شرایط دشوار نشان می دهد. البته لازم به ذکر است که میانگین های محاسبه شده از میان تعداد اجراهای موفق بوده است



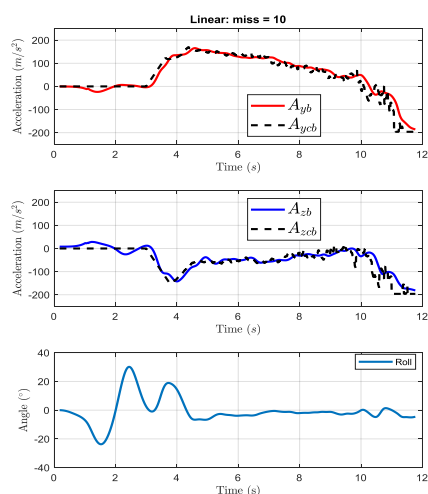
(ب)



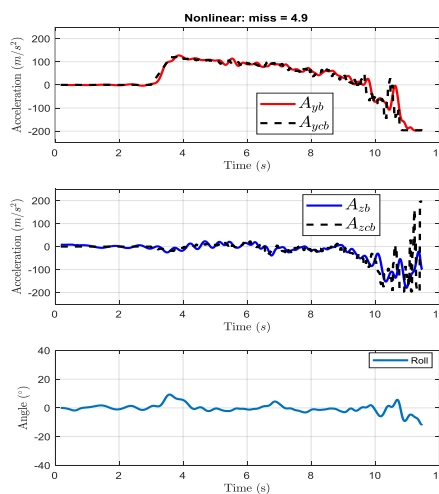
(الف)

شکل (۲) اجرای نمونه شبیه سازی، رهگیر لخت تر.

(الف) اتوپایلوت غیرخطی، خطای برخورد ۱۵ متر، ردیابی مؤثر. (ب) اتوپایلوت خطی، خطای برخورد ۶۰ متر، ردیابی ضعیف.



(ب)



(الف)

شکل (۳) اجرای نمونه شبیه سازی، رهگیر چابک تر.

(الف) اتوپایلوت غیرخطی، خطای برخورد ۴/۹ متر، ردیابی و تنظیم زاویه رول مؤثر. (ب) اتوپایلوت خطی، خطای برخورد ۱۰ متر، ردیابی و تنظیم زاویه رول ضعیف در سرعت پایین.

5. Adams, R. J., and Banda S. S. "Robust Flight Control Design using Dynamic Inversion and Structured Singular Value Synthesis", IEEE T. Contr. Syst. T., Vol. 1, No. 2, pp.80-92, 1993.
6. Kim, B. S., and Calise A. J. "Nonlinear Flight Control using Neural Networks", J. Guid. Control Dyn. Vol. 20, No. 1, pp.26-33, 1997.
7. Han, J. Q. "From PID to Active Disturbance Rejection Control", IEEE T, Ind. Electron. Vol. 56, No. 3, pp.900-906, 2009.
8. Wu, Z.-H., and Guo, B.-Z. "Active Disturbance Rejection Control to MIMO Nonlinear Systems with Stochastic Uncertainties: Approximate Decoupling and Output-Feedback Stabilisation", Int. J. Control, pp.1-20, 2018.
9. Panchal, B., Subramanian, K., and Talole S. E. "Robust Missile Autopilot Design using Two Time-Scale Separation", IEEE T. Aero. Elec. Sys., Vol. 54, No. 3, pp.1499-1510, 2018.
10. Hedrick, J. K., and Gopalswamy, S. "Nonlinear Flight Control Design via Sliding Methods", J. Guid. Control Dyn., Vol. 13, No. 5, pp.850-858, 1990.
11. Benvenuti, L., Di Benedetto, M. D., and Grizzle, J. W. "Approximate Output Tracking for Nonlinear Non-Minimum Phase Systems with an Application to Flight Control" Int. J. Robust Nonlin., Vol. 4, No. 3 pp.397-414, 1994.
12. Hauser, J., Sastry, S., and Meyer, G. "Nonlinear Control Design for Slightly Non-Minimum Phase Systems: Application to V/STOL Aircraft", Automatica Vol. 28, No. 4, pp. 665-679, 1992.
13. Romano, L. J., and Singh, S. N. "IO Map Inversion, Zero Dynamics and Flight Control", IEEE T. Aero. Elec. Sys., Vol. 26, No. 6, pp. 1022-1029, 1990.
14. Isidori, A., Sastry, S. S., Kototovic, P. V., and Byrnes, C. I. "Singularly Perturbed Zero Dynamics of Nonlinear Systems", IEEE T. Automa. Contr., Vol. 37, No. 10, pp.1625-1631, 1992.
15. Lian, K. Y., Fu, L. C., and Liao, T. L. "Robust Output Tracking for Nonlinear Systems with Weakly Non-Minimum Phase", Int. J. Control, Vol. 58, No. 2, pp.301-316, 1993.
16. Lee, J.-I., and Ha, I.-J. "Autopilot Design for Highly Maneuvering STT Missiles via Singular Perturbation-Like Technique", IEEE T. on Cont. Syst. T., Vol. 7.

۵- نتیجه گیری

در این پژوهش به طراحی یک سیستم اتوپایلویت برای رهگیر بالکدار پرداخته شده است. روش معمول طراحی، آن است که با خطی سازی معادلات تقریبی رهگیر در نقاط کار گوناگون، چندین طراحی خطی انجام داده و برای ارائه یک اتوپایلویت نهایی، از تنظیم بهره استفاده شود. اما در این پژوهش، از روش خطی سازی با بازخورد به همراه رؤیت گر حالت افزوده استفاده شده است که بدون وابستگی به انتخاب نقاط کار، در همه شرایط دقت بالایی دارد و رویکرد فعالی را در حذف اثر نامعینی ها به کار می گیرد. پس از خطی سازی، طراحی اتوپایلویت با تنظیم پارامترهای شبه PID انجام گرفته است. شبیه سازی ها و مقایسه نتایج با اتوپایلویت معمول خطی نشان می دهد که روش جدید موجب بهبود عملکرد رهگیر شده و مقاومت رهگیر در برابر نامعینی ها را افزایش داده است. پژوهش انجام گرفته بستر جدیدی را برای مدل سازی و طراحی کنترل برای سیستم های غیر خطی رهگیرها فراهم می آورد. در این روش ضمن سهولت در روند طراحی اتوپایلویت و فهم و تحلیل آن، می توان عملکرد مطلوب و پاسخ سریع تری نیز از رهگیر دریافت کرد.

۶- مراجع

1. Balakrishnan, S. N., Tsourdos, A., and White, B. A. "Advances in Missile Guidance, Control, and Estimation", CRC Press, 2012.
2. Williams, D. E., Friedland, B., and Madiwale, A. N. "Modern Control Theory for Design of Autopilots for Bank-to-Turn Missiles", J. Guid. Control Dyn., Vol. 10, No. 3, pp.378-386, 1987.
3. Sun, M., Gao, Z., Du, S., and Chen. Z. "On Active Disturbance Rejection Based Framework for Flight Control: Principle and Applications", Progress in Flight Dynamics, Guidance, Navigation, and Control, Vol. 10, No. 10, pp. 87-104, 2018.
4. Adams, R. J., Buffington, J. M., Sparks, A. G., and Banda, S. S. "Robust Multivariable Flight Control", Springer Science & Business Media, 2012.