



طراحی کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته با ساختار رگولاتور خودتنظیم برای جلوگیری از اثر اشباع

سرعت عملگر

پویا رضایی^۱، علیرضا خسروی^{۲*}

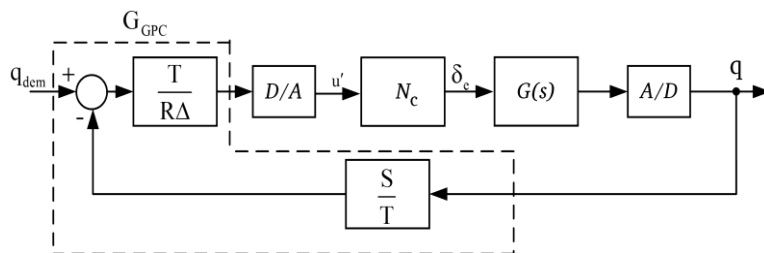
^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل، ایران

^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل، ایران

چکیده گرافیکی

برجسته‌ها

- اشباع سرعت عملگر از دلایل اصلی نوسانات القایی خلبان است.
- با روش شکل‌دهی حلقه به تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته پرداخته و پایداری و قوام سیستم حلقه بسته در برابر عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده بررسی می‌شود.
- با استفاده از سوئیچ، نحوه عملکرد کنترل‌کننده و خلبان نشان داده می‌شود.



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۲۸

بازنگری: ۱۴۰۰/۱۰/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۲

ارائه برخط: ۱۴۰۰/۱۲/۱۴

*نویسنده مسئول:

akhosravi@nit.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

کنترل پیش‌بین

اشباع سرعت عملگر

کنترل مقاوم

تابع توصیفی

چکیده

سیستم‌های فیزیکی اکثراً شامل قیدها و محدودیت‌هایی هستند و اشباع سرعت عملگر یکی از این محدودیت‌ها است که تأثیرات نامطلوبی در سیستم کنترل پرواز دارد و باعث افزایش پاسخ نوسانی و در نتیجه ناپایداری سیستم می‌شود. اشباع سرعت عملگر از دلایل اصلی نوسانات القایی خلبان می‌باشد. در این مقاله با پیشنهاد یک الگوریتم کنترل پیش‌بین با ساختار دو درجه آزادی از وقوع اثرات مخرب اشباع سرعت عملگر جلوگیری شده است. همچنین با به دست آوردن موقعیت نقطه شروع حلقه باز شدن سیستم پرواز و فرکانسی که محدودیت سرعت عملگر برای اولین بار فعال می‌شود به خوبی اثرات اشباع سرعت عملگر پیش‌بینی شده است. سپس با معرفی یک روش تحلیلی شبیه به یکی از روش‌های مرسوم کنترل مقاوم معروف به روش شکل‌دهی حلقه به تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته پرداخته و پایداری و قوام سیستم حلقه بسته در برابر عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده بررسی شده است. در این روش با به دست آوردن الگوهای مقاوم سعی بر شکل‌دهی آن به‌گونه‌ای شده است که اغتشاشات و نویز در یک بازه فرکانسی تضعیف شوند. همچنین با استفاده از یک سوئیچ نحوه عملکرد کنترل‌کننده و خلبان نشان داده شده است. در نهایت کنترل‌کننده طراحی شده با کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی که در صنعت مرسوم است مقایسه شده و برتری‌های آن نشان داده شده است.

۱- مقدمه

ورودی خلبان تفاوت داشته باشد به وجود می‌آید. درخواست عملکرد بالا در هواپیماهای مدرن و استفاده از سیستم‌های کنترل الکتریکی مدرن با بهره بالا مانند سیستم پرواز با سیم، پتانسیل وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان را افزایش می‌دهد. بعضی از محققین نام‌گذاری کوپلینگ خلبان - هواپیما را جایگزینی برای نوسانات القایی خلبان پیشنهاد کرده‌اند، به این دلیل که در عبارت نوسانات القایی خلبان، خلبان مقصر نشان داده می‌شود، درحالی‌که این نوسانات به دلیل عدم طراحی مناسب هواپیما به‌ویژه طراحی سیستم‌های کنترل پرواز به وجود می‌آید. نکته دیگر آنکه در صورت نام‌گذاری کوپلینگ خلبان - هواپیما این پدیده مفهومی وسیع‌تر پیدا کرده و شرایط غیرنوسانی را نیز شامل خواهد بود که از برهم‌کنش‌های ناخواسته خلبان و هواپیما ایجاد می‌گردد. هر دو این پدیده‌ها چه به‌صورت نوسانی و یا غیرنوسانی ناهماهنگی اساسی را میان فرمان خلبان و پاسخ هواپیما نشان می‌دهند.

نوسانات القایی خلبان را می‌توان به سه دسته طبقه‌بندی کرد [۲]:

۱) نوسانات القایی خلبان نوع اول: نوسانات خطی سیستم خلبان - هواپیما

علل اصلی این نوع از نوسانات تأخیر زمانی و دینامیک مختلف فیلترهای دیجیتال در سیستم کنترل پرواز است. تأخیرهای زیاد منجر به ریزش فاز در پاسخ فرکانسی می‌شود که با پیشرفت تکنولوژی و فناوری‌های مدرن پروازی این نوع نوسانات کمتر اتفاق می‌افتد [۱].

۲) نوسانات القایی خلبان نوع دوم: نوسانات شبه خطی با برخی عوامل غیرخطی سیستم خلبان - هواپیما

علت اصلی این نوع از نوسانات فعال شدن اشباع سرعت عملگر است. محدودیت سرعت باعث کاهش بهره شده که خلبان آن را به‌عنوان عدم پاسخ کنترل می‌شناسد و بنابراین ورودی‌های فرمان بزرگ‌تری اعمال کرده که باعث بدتر شدن اوضاع می‌گردد.

۳) نوسانات القایی خلبان نوع سوم: نوسانات غیرخطی و ناپایدار سیستم خلبان - هواپیما

سیستم‌های فیزیکی اکثراً شامل قیدها و محدودیت‌هایی هستند که این قیدها معمولاً به‌صورت محدودیت‌های دما، فشار و یا اشباع ظاهر می‌شود. در اغلب فرآیندهای صنعتی مقادیر پارامترهای سیستم نباید بیشتر از مقادیر نامی شوند و پارامترها به اصطلاح دارای اشباع و یا دارای حد بالا یا پایین می‌باشند. یکی از مهمترین اجزای حلقه‌های کنترل هواپیماها عملگرها می‌باشند. اشباع عملگر یکی از این محدودیت‌های موجود می‌باشد. بر اثر اشباع رفتن عملگر ورودی سیستم تحت کنترل و خروجی کنترل‌کننده با هم تفاوت پیدا می‌کنند و در واقع سیگنال خروجی کنترل‌کننده دیگر قادر به هدایت سیستم نیست و حالت‌های آن نمی‌توانند بدرستی برورسانی شوند. این امر باعث پاسخ نامناسب سیستم خواهد شد.

پدیده نوسانات القایی خلبان یکی از مهم‌ترین اثرات اشباع سرعت عملگر در سیستم کنترل پرواز است که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است. نوسانات القایی خلبان، نوسانات پایدار، نامیرا و غیرقابل‌کنترل ناشی از تلاش خلبان برای کنترل هواپیما است. اگرچه به نظر می‌رسد که خلبان عامل اصلی در بروز پدیده نوسانات القایی خلبان می‌باشد ولی به‌طورکلی خلبان مقصر نیست و سیستم کنترل پرواز هواپیما در گرایش به وقوع این پدیده نقش دارد. یکی از دلایل شناخته‌شده اصلی در وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان محدودیت سرعت عملگر است. محدودیت سرعت عملگر زمانی اتفاق می‌افتد که نرخ سرعت ورودی برای کنترل سطح بیشتر از توان و ظرفیت هیدرولیک یا مکانیک عملگر کنترل سطح باشد، در واقع فرمان ورودی خلبان نیاز به سرعت بالاتری از آنچه عملگر می‌تواند فراهم کند داشته باشد. اشباع سرعت یک غیرخطی دینامیکی است که تأخیر فاز اضافی را برای پاسخ سیستم به وجود می‌آورد و حاشیه پایداری سیستم حلقه بسته را به میزان قابل‌توجهی کاهش می‌دهد و پاسخ نوسانی و ناپایداری را افزایش می‌دهد [۱].

در مفهوم کنترل، نوسانات القایی خلبان به دلیل کاهش بهره (حاشیه) فاز ناشی از واکنش خلبان است و زمانی که رفتار هواپیما، سرعت زاویه‌ای یا شتاب نرمال ۱۸۰ درجه فاز با

پایداری نیز بررسی شده است. در [۳] یک کنترل‌کننده برای مقابله با نوسانات القایی خلبان نوع دوم بر پایه قضیه تنظیم خروجی بهینه و روش چندراهه پایدار مرکزی معرفی شده است. تمرکز مقاله [۶] بر روی جلوگیری از نوسانات القایی خلبان ناشی از هر دو محدودیت سرعت و تأخیر زمان خالص با استفاده از کنترل‌کننده تطبیقی L۱ است. اثرات محدودیت سرعت و دیگر غیرخطی‌های سیستم به‌عنوان عوامل اصلی در وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان مطرح می‌شود. در مقاله [۷] یک روش کنترل تطبیقی برای سیستم هواپیمای بدون سرنشین جهت جلوگیری از نوسانات القایی خلبان پیشنهاد گردیده است. نویسنده در مقاله [۸] پدیده نوسانات القایی خلبان را در یک بالگرد تحقیقاتی مرکز هوافضای آلمان بررسی کرده و اثر استفاده از کنترل‌کننده بر این پدیده را بررسی می‌کند. در مقاله [۹] و [۱۰] نویسندگان به طراحی و توسعه جبران ساز ضد اختتام و ابزارهای عددی مربوطه برای برخی کلاس‌های عملگرهای غیرخطی در حضور اشباع سرعت و دامنه عملگر به‌منظور کاهش اثرات نوسانات القایی خلبان پرداخته شده است. در مقاله [۱۱] نویسنده به بررسی مشکل کنترل در سیستم کنترل هواپیما با محدودیت سرعت و دامنه عملگرهای کنترلی پرداخته و یک روش ضداختتام معرفی کرده است. در [۱۲] با استفاده از کنترل‌کننده ضداختتام به طراحی جبران ساز اشباع سرعت برای کاهش اثرات مخرب اشباع سرعت بر دینامیک هواپیمای ATTAS پرداخته است و نهایتاً در [۱۳] به توسعه یک طرح ضداختتام دیگر برای سیستم‌های خطی پایدار در حضور اشباع سرعت ورودی پرداخته شده است. ایده اصلی تمام روش‌های ضداختتام بر این اساس است که زمانی که کنترل‌کننده به اشباع می‌رود، به دلیل آنکه انتگرال‌گیری از خطا تأثیری ندارد؛ لذا بهتر است انتگرال‌گیر خاموش شود و به‌عبارت‌دیگر زمانی که مقدار خروجی کنترل‌کننده از ماکزیمم خود بیشتر گردید مقدار انتگرال‌گیر صفر گردد. روش ضداختتام برای مقابله با محدودیت‌های ورودی در عمل عملکرد خوبی دارد و طرفداران خود را دارد. با این حال در این مراجع رویکرد پایداری و عملکرد کل سیستم حلقه بسته غیرخطی در نظر گرفته نشده است و پایداری و قوام سیستم حلقه بسته در

تغییر حالت و یا تغییرات سریع در ویژگی‌های مؤثر هواپیما می‌تواند از دلایل این نوع نوسانات باشد. چنین حوادثی به‌سختی قابل‌تشخیص هستند و به‌ندرت اتفاق می‌افتند اما همیشه شدید هستند [۱].

از جمله حوادث رخ داده به دلیل نوسانات القایی خلبان حادثه هواپیمای YF-22A در آوریل ۱۹۹۲، JAS در سال ۱۹۸۹ و حتی در مدار انتهایی شاتل در پنجمین پرواز آزمایشی در سال ۱۹۷۷ است [۳]. در تمامی این رخدادها اشباع سرعت محرک اتفاق افتاده و باعث فاجعه شده است که دلیل آن از بین رفتن و تنزل پایداری در عملکرد کنترل می‌باشد که باعث نوسانات شدید در حرکات طولی و عرضی هواپیما شده است. در گذشته پدیده نوسانات القایی خلبان فقط به هواپیماهای جنگنده محدود بود ولی امروزه با وجود سیستم‌های کنترل پرواز پیشرفته در هواپیماهای C-17 و B777 به وجود آمده است و مسئله پیش‌بینی آن مسئله مهمی در توسعه هواپیماهای جدید شده است [۱].

از آنجاکه پدیده نوسانات القایی خلبان ممکن است هواپیما را به یک وضعیت خطرناک هدایت کند بسیار مهم است که روش‌های قابل‌اطمینان برای پیش‌بینی این پدیده در سیستم هواپیما ایجاد شود. مهندسان و طراحان همواره به دنبال یافتن راه‌حلی مناسب برای جلوگیری یا اصلاح پدیده نوسانات القایی خلبان بوده‌اند. تحقیقات بسیاری برای پیش‌بینی و جلوگیری از پدیده نوسانات القایی نوع دوم انجام شده است. یک روش برای پیش‌بینی پدیده نوسانات القایی خلبان و پیش‌بینی پایداری سیستم حلقه بسته با اشباع سرعت بر اساس المان‌های محدودکننده سرعت استفاده از تابع توصیفی و معیار نقطه شروع حلقه باز شدناست که در [۴ و ۱] مورد بررسی قرار گرفته است. نویسندگان در [۵ و ۱] محدودیت‌هایی را در پروسه طراحی کنترل‌کننده گنجانده‌اند که در آن قانون کنترل خطی بر اساس پیش‌بینی‌های پدیده نوسانات القایی خلبان بررسی شده است. اشکال این رویکرد آن است که پایداری همیشه تضمین نمی‌شود و یک مصالحه‌ای میان عملکرد کنترل و تضمین پایداری وجود دارد. در [۲] یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی برای سیستم هواپیما در حضور اشباع سرعت طراحی شده و تأثیر تأخیر فاز و تحلیل

پدیده نوسانات القایی خلبان طراحی کرده است. در [۲۲] روش کنترل پیش‌بین استاندارد با دو روش ضداختتام جبران‌ساز فاز مقایسه گردیده است و برتری آن نشان داده شده است.

در روش‌های کنترل پیش‌بین ذکر شده نیز عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین مورد بررسی قرار نگرفته است. این پارامترها ارتباطی خطی با یکدیگر ندارند و روش خاصی برای تنظیم این پارامترها بیان نشده است و انتخاب آن‌ها بر اساس آزمون و خطا است. در بیشتر تحقیقات قوام کنترل‌کننده‌ها را در حوزه زمان بررسی کرده‌اند که باعث پیچیده‌تر شدن طراحی شده است و از طرفی حوزه زمان قادر به نمایش حاشیه قوام نمی‌باشد. در تحقیقات ذکر شده با استفاده از کنترل پیش‌بین روشی برای پیش‌بینی وقوع این پدیده ارائه نشده است.

کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته قابلیت در نظر گرفتن قیدهای ورودی و خروجی در محاسبات و توانایی جبران تأخیر زمانی سیستم را دارد و به‌آسانی قابل تعمیم به سیستم‌های چندورودی-چندخروجی است و همچنین در پایدارسازی سیستم‌های خطی و غیرخطی دارای قید، روشی مؤثر است. این روش قابلیت اعمال به انواع پروسه‌ها، از پروسه‌های ساده تا پیچیده را دارا می‌باشد و در زمینه‌های مختلف از قبیل صنایع شیمیایی، هوا و فضا، استخراج و ذوب فلزات و... کاربرد دارد. کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته یکی از معروف‌ترین و بهترین کنترل‌کننده‌های پیش‌بین می‌باشد و روشی بسیار سودمند، جذاب و کاراست. این روش اجازه بسط و پیشرفت کارهای آتی را به محققین می‌دهد.

از مزایای دیگر کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته در مقایسه با سایر کنترل‌کننده‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- قابلیت اعمال به سیستم‌های غیر مینیمم فاز
- قابلیت اعمال به سیستم‌های ناپایدار
- قابلیت اعمال به سیستم‌هایی با تأخیر ناشناخته یا متغیر با زمان
- قابلیت اعمال به سیستم‌های با مرتبه دینامیکی نامعین
- عدم محدودیت در نوع مدل به کار گرفته شده

مقابل عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده بررسی نگردیده است. همچنین با توجه به اینکه پیش‌بینی وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان اهمیت فراوانی دارد، در تحقیقات ذکر شده روشی برای پیش‌بینی وقوع این پدیده ارائه نشده است. در [۱۴] یک سیستم مرتبه اول همراه با تأخیر زمانی با محدودیت سرعت عملگر در نظر گرفته شده است و یک کنترل‌کننده مرتبه کسری تناسبی-انتگرالی برای سیستم مورد نظر طراحی شده است، سپس یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی با استفاده از مشخصات مشابه با کنترل‌کننده مذکور در حضور اشباع سرعت عملگر طراحی گردیده و با یکدیگر مقایسه شده است. در [۱۵] یک مبنای تئوری به منظور تحلیل نوسانات سیکل حدی پدیده نوسانات القایی خلبان و بهینه‌سازی افزایش بهره حلقه برای سیستم‌های کنترل با غیرخطی‌های تکه‌ای بیان گردیده است.

از روش‌های کنترل پیش‌بین برای مقابله با طیف وسیعی از مسائل و مشکلات در حوزه کنترل سیستم‌ها می‌توان استفاده کرد. نویسندگان در [۱۶] غیرخطی‌های عملگر مانند اشباع و منطقه مرده را در سیستم کنترل بررسی کردند و دو روش کنترل پیش‌بین استاندارد و کنترل پیش‌بین ترکیبی را برای حل این مشکل معرفی کردند. در [۱۷] یک روش ترکیبی کنترل پیش‌بین تطبیقی برای سیستم‌های دینامیکی نامعین در حضور اشباع سرعت و دامنه معرفی شده است. در [۱۸] نویسندگان رفتار غیرخطی پیچیده یک سیستم کنترل پرواز را در یک شبیه‌ساز پرواز در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا بررسی کردند. سیستم کنترل درون‌نگر به‌عنوان شکلی از کنترل پیش‌بین ارائه شده است. در این مقاله به‌جای نوسانات القایی خلبان از عبارت کوپلینگ خلبان - هواپیما استفاده شده است. در [۱۹] دو روش کنترل پیش‌بین مدل خطی و کنترل پیش‌بین مدل غیرخطی برای کنترل و ردیابی مسیر سیستم ربات با در نظر گرفتن باندهای اشباع طراحی شده است. در [۲۰] یک روش کنترل پیش‌بین سریع با در نظر گرفتن اشباع محرک برای سیستم‌های ابعاد وسیع پیشنهاد و با کنترل پیش‌بین استاندارد مقایسه شده است. نویسندگان در [۲۱] از کنترل پیش‌بین استاندارد برای جلوگیری از اختلاف فاز ناشی از

تناسبی-انتگرالی-مشتقی که در صنعت مرسوم است مقایسه شده و برتری‌های آن نشان داده شده است. در ادامه مقاله در بخش دوم مدل ریاضی سیستم به همراه اشباع سرعت بیان شده است، در قسمت سوم توضیحات مختصری از کنترل پیش‌بین ارائه شده و سپس کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته با ساختار رگولاتور خودتنظیم و روابط آن بیان می‌گردد، در قسمت چهارم در مورد تابع توصیفی و نحوه استفاده از آن برای درک و پیش‌بینی پدیده نوسانات القایی خلبان ناشی از اشباع سرعت عملگر بحث شده است. در قسمت پنجم از تحلیل توابع حساسیت برای تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته و تضمین قوام کنترل‌کننده در مقابل ناپیچینی‌های پارامترهای کنترل‌کننده استفاده شده است، در قسمت ششم نتایج شبیه‌سازی و بحث‌ها ارائه شده و در قسمت هفتم نتیجه مقاله بیان شده است.

۲- مدل ریاضی سیستم

ابتدا مدل ریاضی هواپیما با اشباع سرعت بیان می‌گردد. در [۲۳] یک مدل برای شرایط نامی پروازی هواپیمای جت T-33 به صورت مدل تابع تبدیل زیر ارائه شده است:

$$G(s) = \frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{(\tau s + 1)\omega_s^2}{s(s^2 + 2\xi_s \omega_s s + \omega_s^2)} \quad (1)$$

که در آن $\tau = 0.08$ ، $\omega_s = 4/9$ رادیان در ثانیه و $\xi_s = 0.7$ است و q نرخ زاویه گام، δ_e انحراف بالابر می‌باشد.

شکل ۱ مدل عملگر به همراه اشباع سرعت را نشان می‌دهد که در آن u^1 ورودی کنترلی به عملگر بالابر است. دینامیک بالابر به صورت یک سیستم مرتبه اول با ثابت زمانی

$$T_a = \frac{1}{20/2} \text{ یا به طور معادل با فرکانس قطع}$$

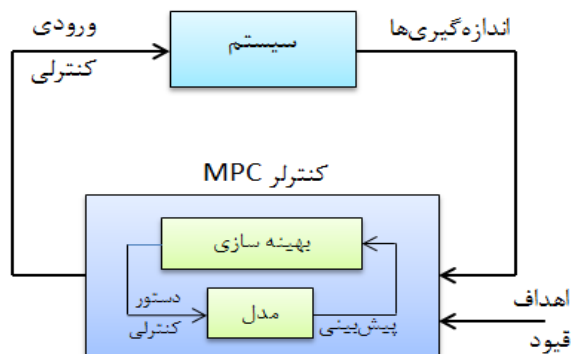
$\omega_a = 20/2$ رادیان در ثانیه مدل شده است. اشباع بالای سرعت در ۱۰ درجه در ثانیه و اشباع پایین سرعت در ۱۰- درجه در ثانیه صورت می‌گیرد.

• بهینه بودن رفتار کنترل‌کننده به دلیل حل مسئله بهینه‌یابی در هر نمونه و محاسبه قانون کنترل با توجه به موارد ذکر شده و مزایای این الگوریتم و همچنین کاربردهای بسیار زیاد این روش در صنعت در این مقاله از این روش استفاده شده است. نوآوری این مقاله در طراحی یک کنترل‌کننده دو درجه آزادی پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم در فضای فرکانسی با ساختار رگولاتور خودتنظیم برای جلوگیری و پیش‌بینی نوسانات القایی خلبان نوع دوم ناشی از اشباع سرعت عملگر می‌باشد. نوآوری دیگر این مقاله با توجه به اینکه در مراجعی که از کنترل پیش‌بین استفاده شده روشی برای پیش‌بینی وقوع این پدیده ارائه نشده است، پیش‌بینی وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان با استفاده از مفهوم توابع توصیفی اشباع سرعت و با شناسایی نقطه شروع حلقه باز شدن در نمودار نیکولز می‌باشد. سپس با استفاده از مفاهیم توابع حساسیت و با رویکرد کنترل دیجیتال روشی برای تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته ارائه شده و پایداری و استحکام سیستم حلقه بسته در برابر عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده بررسی شده است. توابع حساسیت از نقش کلیدی در تعیین مشخصه‌های سیستم حلقه بسته از جمله دفع اغتشاشات و تضعیف نویز و قوام دارا می‌باشند. در این روش با به دست آوردن توابع حساسیت سعی در شکل‌دهی آن در حوزه فرکانس به‌گونه‌ای شده است که اغتشاشات و نویز در یک بازه فرکانسی تضعیف شوند و با به دست آوردن الگوهای مقاوم برای این توابع حساسیت، پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته طوری تنظیم می‌شوند که این توابع حساسیت داخل الگوها قرار گیرند. نکته قابل‌توجه این است که این کار با رویکرد کنترل دیجیتال انجام شده است؛ زیرا کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته یک روش گسسته است و روش ارائه شده اندکی با روش‌های تحلیل در فضای پیوسته متفاوت است. کنترل‌کننده پیشنهاد شده به کل سیستم حلقه بسته در حضور اشباع سرعت اعمال می‌شود و به‌خوبی از وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان جلوگیری می‌کند. همچنین با استفاده از یک سوئیچ نحوه عملکرد کنترل‌کننده و خلبان نشان داده شده است. در نهایت کنترل‌کننده طراحی شده با کنترل‌کننده

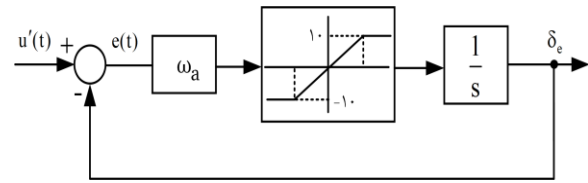
تعمیم‌یافته که کنترل‌کننده با افت بازگشتی (رو به عقب) نیز نامیده می‌شود، روشی کنترلی است که با به‌کارگیری صریح مدل پروسه و استفاده از تقریب رفتارهای آتی سیستم، در مورد نحوه اعمال کنترل در زمان حال تصمیم‌گیری می‌کند. این روش یک تکنیک زمان‌گسسته است که مجموعه سیگنال‌های کنترل آینده سیستم، با بهینه کردن یک تابع هزینه معین، محاسبه می‌شوند و انجام بهینه‌یابی در هر بازه زمانی نمونه‌برداری باعث می‌شود رفتار سیستم در هر گام بهینه باشد. محاسبه سیگنال کنترل در گام‌های بعدی به‌گونه‌ای است که تابع هزینه در سرتاسر افق پیش‌بینی حداقل باشد؛ یعنی سیگنال کنترل در هر لحظه برای تمامی افق کنترل محاسبه می‌گردد اما تنها سیگنال مربوط به همان لحظه (تنها مقدار اول) به سیستم اعمال می‌شود. همچنین در این روش سعی می‌شود تا آنجا که ممکن است خروجی پروسه به مسیر مرجع نزدیک گردد.

در روش‌های مختلف کنترل پیش‌بین، تابع هزینه به فرم‌های مختلفی بیان می‌گردد. رایج‌ترین شکل بیان آن که در کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته نیز استفاده می‌گردد، به صورت تابعی مرتبه دوم است که عبارت است از فاصله بین خروجی سیستم و مرجع پیش‌بینی‌شده سیستم به اضافه تابع مرتبه دومی که توان ورودی را محاسبه می‌کند. خروجی آتی سیستم، به وسیله مدل پروسه در هر زمان نمونه‌برداری، پیش‌بینی می‌شود. خروجی پیش‌بینی شده به مقادیر گذشته ورودی و خروجی سیستم و همچنین به مقدار سیگنال‌های کنترل آینده سیستم بستگی دارد.

شکل ۴ ساختار کلی کنترل‌کننده پیش‌بین و مفاهیم کلی این روش را نشان می‌دهد.

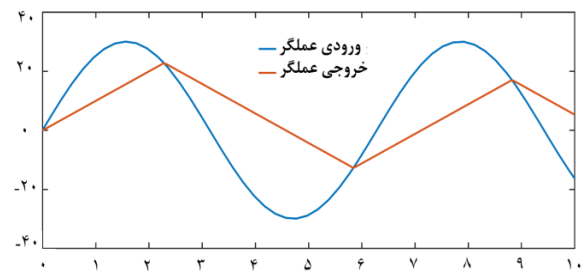


شکل (۴): ساختار کلی کنترل‌کننده پیش‌بین



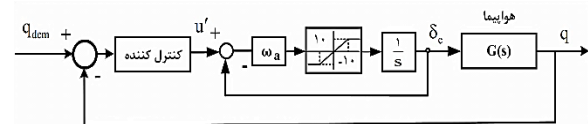
شکل (۱): دینامیک عملگر بالا بر به همراه اشباع سرعت

تأثیر اشباع سرعت عملگر بر پاسخ سینوسی سیستم در شکل ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با اعمال ورودی سینوسی، عملگر وارد ناحیه غیرخطی می‌شود و اختلاف زیادی بین خروجی و ورودی عملگر به وجود می‌آید. پاسخ اشباع سرعت عملگر زمانی که به‌طور کامل فعال می‌شود به صورت دندانه مثلثی است. توجه داشته باشید که علاوه بر کاهش دامنه، اختلاف فاز بین قله‌ها منجر به تأخیر فاز مضر می‌شود که نشان‌دهنده لزوم طراحی یک کنترل‌کننده مناسب برای سیستم است.



شکل (۲): شکل موج خروجی عملگر با اشباع سرعت

بلوک دیاگرام کنترلی در شکل ۳ نشان داده شده است.



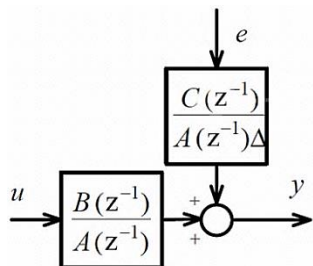
شکل (۳): بلوک دیاگرام کنترلی

۳- کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته

روش کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته یکی از محبوب‌ترین روش‌های کنترل پیش‌بین در صنعت و دانشگاه است که اولین بار توسط کلارک و همکارانش [۲۴] پیشنهاد گردید. این روش در بسیاری کاربردهای صنعتی با موفقیت اجرا شده و نتایج خوبی از جنبه‌های کارایی و مقاوم بودن به دست آورد. این روش می‌تواند بسیاری از مسائل متفاوت کنترل را برای طیف وسیعی از سیستم‌ها، با تعداد معقولی متغیر طراحی پوشش دهد. روش کنترل پیش‌بین

زمانی گسسته می‌باشد و وجود آن در روابط حاکم بر کنترل پیش‌بین از مزیت‌های آن است که قابلیت حذف اغتشاشات و ردیابی ورودی‌های مرجع را به کنترل‌کننده می‌افزاید. شکل ۶ نشان‌دهنده ساختار بلوک دیگرامی این مدل است.

$$A(z^{-1})y(t) = z^{-d}B(z^{-1})u(t-1) + C(z^{-1})\frac{e(t)}{\Delta} \quad (3)$$



شکل (۶): ساختار بلوک دیگرام مدل کاریما

رابطه زیر را در نظر گرفته:

$$A(z^{-1})y(t) = z^{-d}B(z^{-1})u(t-1) + T(z^{-1})\frac{e(t)}{\Delta} \quad (4)$$

این رابطه همان ساختار کاریما در کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته می‌باشد که در آن به جای $C(z^{-1})$ از چندجمله‌ای $T(z^{-1})$ استفاده شده است. $T(z^{-1})$ به‌عنوان یک رؤیتگر می‌باشد و تأثیر مهمی بر قوام سیستم حلقه بسته دارد. در روابط (۳) و (۴) پارامترهای $u(t)$ و $y(t)$ به ترتیب ورودی و خروجی سیستم، d زمان تأخیر سیستم، $e(t)$ نویز سفید با میانگین صفر و T, B, A و Δ چندجمله‌ای‌هایی برحسب اپراتور شیفت به عقب z^{-1} می‌باشند:

$$A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \dots + a_{n_a} z^{-n_a}$$

$$B(z^{-1}) = b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \dots + b_{n_b} z^{-n_b} \quad (5)$$

$$T(z^{-1}) = 1 + t_1 z^{-1} + t_2 z^{-2} + \dots + t_{n_t} z^{-n_t}$$

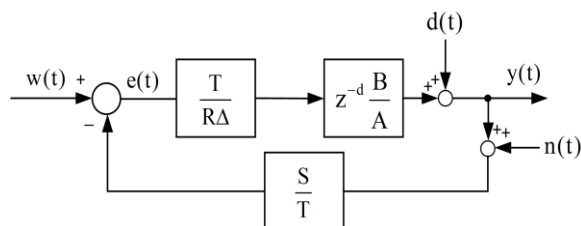
$$\Delta = 1 - z^{-1}$$

بخش اصلی دیگر در ساختار کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته، بهینه‌یابی برای تعیین قانون کنترل است. تعریف تابع هزینه‌های مختلف برای به دست آوردن قانون کنترل، منجر به الگوریتم‌های متفاوت کنترل پیش‌بین می‌گردد. در تمام این الگوریتم‌ها هدف این است که خروجی آتی سیستم، مسیر مرجع مشخصی را دنبال کند. در روش کنترل پیش‌بین تابع هزینه به صورت‌های مختلفی از قبیل نرم ۱، نرم ۲ و یا نرم ∞ تعریف می‌شود. متداول‌ترین نرم

۳-۱- کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته با ساختار رگولاتور خودتنظیم

یکی از مشکلاتی که در کنترل سیستم‌ها با روش کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته وجود دارد، تضمین پایداری و قوام کنترل‌کننده می‌باشد. یکی از راه‌حل‌های عملی و مناسب، بیان روابط حلقه بسته کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته به صورت ساختار کنترل‌کننده دو درجه آزادی و سپس تحلیل آن می‌باشد. این کار پیچیدگی‌های خاص خود را دارد ولی بسیار کاربردی و عملی می‌باشد. بدین منظور روابط حلقه بسته کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته بایستی به صورت بلوک دیگرام شکل ۵ درآورده شود.

این ساختار با اسامی مختلفی از جمله ساختار دو درجه آزادی، ساختار جایاب قطب و ساختار رگولاتور خودتنظیم در مراجع مختلف [۲۵] بیان شده است. در این مقاله از نام ساختار رگولاتور خودتنظیم استفاده شده است.



شکل (۵): ساختار رگولاتور خودتنظیم کنترل‌کننده

پیش‌بین تعمیم‌یافته

قانون کنترل از ترکیب دو ترم فیدفوروارد $(\frac{T}{R})$ و یک ترم فیدبک $(\frac{S}{R})$ به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\Delta u(t) = \frac{T(z^{-1})}{R(z^{-1})} w(t) - \frac{S(z^{-1})}{R(z^{-1})} y(t) \quad (2)$$

با اعمال تغییراتی در روابط کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته بایستی آن را به فرم معادله (۲) درآورد. بسیاری از سیستم‌های تک‌ورودی و تک‌خروجی را با در نظر گرفتن یک نقطه کار خاص و پس از خطی‌سازی می‌توان به صورت مدل کاریما رابطه (۳) نشان داد. این مدل ساختار کنترل شده مدل کارما می‌باشد که در آن از یک انتگرال گیر $\Delta = 1 - z^{-1}$ استفاده شده است. از این مدل در مدل‌سازی کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته استفاده می‌گردد. Δ تفاضل

$$R = \begin{bmatrix} r(1) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & r(2) & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & r(N_u) \end{bmatrix}$$

یکی از مزایای روش کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته این است که با دانستن مسیر مرجع، سیستم می‌تواند قبل از آنکه تغییر مؤثری رخ دهد عکس‌العمل نشان دهد و این مسئله می‌تواند از ایجاد زمان تأخیر در پاسخ پروسه جلوگیری نماید. در تابع هزینه اکثر روش‌های کنترل پیش‌بین مانند رابطه (۶) از مسیر مرجع استفاده شده است. الزامی ندارد که این مسیر دقیقاً منطبق بر مسیر مرجع واقعی باشد. به‌طور معمول تقریب همواری از مقدار خروجی در زمان حال و مقادیر مسیر مرجع، به فرم سیستم درجه اول لحاظ می‌گردد. $y_d(t+j)$ منحنی مسیر مرجع می‌باشد که می‌توان آن را از طریق رابطه زیر به دست آورد:

$$y_d(t+j) = \alpha y_d(t+j-1) + (1-\alpha)r(t+j) \quad (9)$$

$$y_d(t) = y(t)$$

بزرگ بودن α منجر به ردیابی کند مسیر مرجع توسط خروجی و کوچک بودن آن منجر به ردیابی سریع‌تر می‌شود البته این امر خیلی مناسب نیست؛ زیرا باعث افزایش تغییرات سیگنال کنترلی می‌شود. در میان توالی سیگنال‌های کنترلی محاسبه‌شده $u(t), u(t+1), \dots, u(t+N_u-1)$ تنها $u(t)$ به سیستم اعمال شده و خروجی سیستم به دست می‌آید. در زمان نمونه‌برداری بعدی تمامی محاسبات تکرار می‌گردد، به همین علت کنترل پیش‌بین دارای خاصیت افق پیش‌رونده است. به‌منظور بهینه‌سازی تابع هزینه، پیش‌بینی بهینه $\hat{y}(t+j)$ برای $N_1 \leq j \leq N_2$ بایستی حاصل شود. برای این منظور دو معادله دیوفانتین زیر را در نظر بگیرید:

$$T(z^{-1}) = E_j(z^{-1})A(z^{-1})\Delta + z^{-1}F_j(z^{-1}) \quad (10)$$

$$E_j(z^{-1})B(z^{-1}) = H_j(z^{-1})T(z^{-1}) + z^{-1}I_j(z^{-1}) \quad (11)$$

چندجمله‌ای‌های E_j و H_j به‌طور منحصر به فردی با درجه $j-1$ ، چندجمله‌ای F_j با درجه n_a و چندجمله‌ای I_j با درجه n_b-1 تعریف می‌شوند. چندجمله‌ای‌های $F_j(z^{-1})$ و $E_j(z^{-1})$ به‌صورت زیر تعریف می‌گردند:

تابع هزینه در کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته به‌صورت رابطه (۶) بیان می‌گردد.

الگوریتم کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته متشکل از به‌کارگیری یک توالی کنترلی است که تابع هزینه زیر را به حداقل می‌رساند:

$$J(N_1, N_2, N_u) = \sum_{j=N_1}^{N_2} q(j) [\hat{y}(t+j|t) - y_d(t+j)]^2 + \sum_{j=1}^{N_u} r(j) [\Delta u(t+j-1)]^2 \quad (6)$$

که در آن $\hat{y}(t+j|t)$ پیش‌بینی j زمان جلوتر برای خروجی سیستم در زمان t می‌باشد. همچنین N_1 و N_2 به ترتیب کران کمینه و بیشینه افق پیش‌بین، N_u افق کنترلی، $q(j)$ و $r(j)$ توالی‌های وزنی خطای ردیابی و تلاش کنترلی هستند. این ضرایب معمولاً یا ثابت هستند یا به فرم نمایی انتخاب می‌گردند.

در [۲۶] بر تقویت این وزن‌ها تأکید داشته و ضرایب وزنی $q(j)$ و $r(j)$ به‌صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$q(i) = \beta^{-2i} \quad i = N_1, N_1+1, \dots, N_2 \quad (7)$$

$$r(j) = \rho \beta^{-2j} \quad j = 1, 2, \dots, N_u$$

استفاده از این ضرایب در مواقعی که صفرها و قطب‌ها به یکدیگر نزدیک‌تر هستند، باعث قوام بیشتر کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته می‌شود و پاسخ گذرای سیستم را بهبود می‌بخشد. در مورد سایر مزایای این ضرایب در بهبود عملکرد کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته در [۲۶] بحث شده است. β و ρ پارامترهای تنظیمی هستند که با وجود آن‌ها عملاً دو پارامتر دیگر به پارامترهای کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته اضافه می‌گردد که در قسمت‌های بعد در مورد نحوه انتخاب آن‌ها توضیح داده شده است.

ماتریس‌های وزنی $Q_{N_p \times N_p}$ و $R_{N_u \times N_u}$ ماتریس‌های قطری حاوی ضرایب وزنی $q(j)$ و $r(j)$ به‌صورت زیر هستند:

$$Q = \begin{bmatrix} q(N_1) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & q(N_1+1) & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & q(N_2) \end{bmatrix} \quad (8)$$

۴- پیش‌بینی پدیده نوسانات القایی خلبان

هدف از این بخش پیشنهاد یک روش برای پیش‌بینی پدیده نوسانات القایی خلبان ناشی از اشباع سرعت عملگر است. از آنجاکه این پدیده باعث از بین رفتن پایداری سیستم کنترل هواپیما می‌گردد و حوادث خطرناک و کشنده‌ای را به وجود می‌آورد، پیش‌بینی آن در سیستم هواپیما بسیار مهم و ضروری است؛ لذا در این بخش با استفاده از مفهوم تابع توصیفی اشباع سرعت به پیش‌بینی این پدیده پرداخته می‌شود.

۴-۱- تحلیل تابع توصیفی اشباع سرعت

با توجه به شکل ۱ و با داشتن $u'(t) = A \sin(\omega t)$ و $e(t) = E \sin(\omega t + \phi)$ تابع تبدیل حلقه بسته را می‌توان به فرم رابطه (۲۰) نوشت:

$$\frac{e(s)}{u'(s)} = \frac{1}{1 + \frac{\omega_a N}{s}} \quad (20)$$

بنابراین:

$$\left| \frac{e(s)}{u'(s)} \right| = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\omega_a^2 N^2}{\omega^2}}} = \left| \frac{E \sin(\omega t + \phi)}{A \sin(\omega t)} \right| = \frac{E}{A} \quad (21)$$

از طرفی:

$$N(A, \omega) = \frac{2k}{\pi} \left[\arcsin\left(\frac{a}{E}\right) + \frac{a}{E} \sqrt{1 - \frac{a^2}{E^2}} \right] \quad (22)$$

با جایگزینی بسط تیلور در رابطه (۲۲) و با صرف نظر کردن از جملات مرتبه بالاتر می‌توان نوشت:

$$N = \frac{\omega}{\sqrt{\left(\frac{\pi A \omega}{4 V_L}\right)^2 - \omega_a^2}} \quad (23)$$

تابع تبدیل حلقه بسته به صورت زیر است:

$$\left| \frac{\delta_e(s)}{u'(s)} \right| = \frac{\sqrt{(\omega_a N)^2}}{\sqrt{\omega^2 + (\omega_a N)^2}} \quad (24)$$

با جایگذاری N در رابطه (۲۴) می‌توان نوشت:

$$\left| \frac{\delta_e(s)}{u'(s)} \right| = \frac{4 V_L \omega_a}{\pi A \omega} \quad (25)$$

و

$$F_j(z^{-1}) = f_{j,0} + f_{j,1} z^{-1} + \dots + f_{j,n_a} z^{-n_a} \quad (12)$$

$$E_j(z^{-1}) = e_{j,0} + e_{j,1} z^{-1} + \dots + e_{j,j-1} z^{-(j-1)}$$

حل معادلات دیوفانتین (۱۰) و (۱۱) با تکیه بر روش بازگشتی مطرح شده در [۲۴] انجام می‌گیرد و با استفاده از معادلات فوق و با در نظر گرفتن چند جمله‌ای $T(z^{-1}) = 1$ می‌توان بهترین پیش‌بینی خروجی‌های آینده را به صورت زیر نوشت:

$$\hat{y}(t+j) = H_j(z^{-1}) \Delta u(t+j) + I_j(z^{-1}) \Delta u(t-1) + F_j(z^{-1}) y(t) \quad (13)$$

f پاسخ آزاد سیستم است؛ یعنی بخشی از پاسخ که مستقل از اقدامات کنترلی آینده می‌باشد که به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$f(t+j) = F_j(z^{-1}) y(t) + I_j(z^{-1}) \Delta u(t-1) \quad (14)$$

سیگنال‌های کنترلی آینده به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$\Delta U = (G^T Q G + R)^{-1} G^T Q (y_d - f) = K (y_d - f) \quad (15)$$

اولین سیگنال کنترلی برابر است با:

$$\Delta u(t) = k_1 (y_d - f) \quad (16)$$

که در آن k_1 اولین سطر از ماتریس K است. با جایگذاری f در رابطه (۱۶) و سپس مقایسه رابطه (۱۶) و (۲) چند جمله‌ای‌های $R(z^{-1})$ و $S(z^{-1})$ به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$R(z^{-1}) = \frac{T(z^{-1}) + z^{-1} \sum_{i=N_1}^{i=N_2} k_i I_i}{\sum_{i=N_1}^{i=N_2} k_i} \quad (17)$$

$$S(z^{-1}) = \frac{\sum_{i=N_1}^{i=N_2} k_i F_i}{\sum_{i=N_1}^{i=N_2} k_i} \quad (18)$$

با جایگذاری سیگنال کنترلی محاسبه شده در رابطه حلقه بسته $y(t)$ را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$y(t) = \frac{B T z^{-1}}{R A \Delta + B S z^{-1}} w(t) + \frac{T R}{R A \Delta + B S z^{-1}} e(t) \quad (19)$$

همان طور که گفته شد یک روش برای پیش بینی پدیده نوسانات القایی خلبان ناشی از اشباع سرعت عملگر استفاده از تابع توصیفی و معیار شروع حلقه باز شدن سیستم است. در سیستم حلقه بسته تابع توصیفی بعد از شروع اشباع سرعت نشان می دهد که وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان ارتباط زیادی به موقعیت نقطه شروع حلقه باز شدن سیستم در نمودار نیکولز دارد. این معیار به عنوان مقدار پاسخ فرکانسی حلقه باز هواپیما یا سیستم خلبان - هواپیما در شروع فرکانس حلقه بسته (W_{onset}) شناخته می شود و به عنوان فرکانسی شناخته می شود که محدودیت سرعت برای اولین بار فعال می شود. پدیده پرش در فضای فرکانسی پس از شروع اشباع سرعت نشان می دهد که این پدیده با نقطه شروع حلقه باز شدن اشباع سرعت در نمودار نیکولز بسیار وابسته است؛ بنابراین یک معیار شناسایی پدیده نوسانات القایی خلبان استفاده از پارامتر نقطه شروع حلقه باز شدن است. این روش فقط در مورد وضعیت شروع محدود شدن سرعت تحقیق می کند بدون این که در واقع با اثر غیرخطی عنصر محدود کننده سرعت برخورد شود.

۵- تحلیل قوام کنترل کننده پیش بین تعمیم یافته

یافتن روش های مختلف برای تحلیل پایداری و قوام سیستم حلقه بسته کنترل کننده پیش بین تعمیم یافته و تنظیم پارامترهای آزاد آن از ابتدای معرفی آن تاکنون همیشه مورد توجه محققین بوده است اما به دلیل تعداد زیاد پارامترهای تنظیم و رابطه غیرخطی بین آنها و پیچیده بودن این کنترل کننده این کار با دشواری هایی روبرو بوده است. بیشتر کارهای انجام شده در این زمینه در حوزه زمان بوده [۲۷ و ۲۸] و به بررسی عملکرد یا نحوه جابجایی قطب های حلقه بسته در ازای تغییرات پارامترهای تنظیم پرداخته اند. از آنجایی که در حوزه زمان توانایی نمایش قوام سیستم حلقه بسته وجود ندارد می توان با استفاده از مفاهیم ساده توابع حساسیت در حوزه فرکانس تحلیل های قابل توجه و کاربردی در این زمینه ارائه نمود. استفاده از حوزه فرکانس یکی از کاربردی ترین و ساده ترین روش های تحلیل قوام

$$\angle \frac{\delta_c(s)}{u'(s)} = -\arctan\left(\frac{\omega}{w_a N}\right) \quad (26)$$

$$= -\arctan\left(\sqrt{\left(\frac{\pi A \omega}{4 V_L w_a}\right)^2 - 1}\right)$$

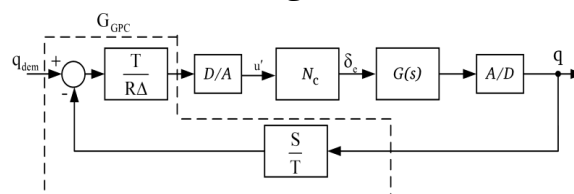
با در نظر گرفتن $\omega_{on} = \frac{V_L}{A}$ ، تابع تبدیل حلقه بسته برابر خواهد بود با:

$$N_c(A, \omega) = \frac{4 w_a \omega_{on}}{\pi \omega} e^{-j \arccos\left(\frac{4 w_a \omega_{on}}{\pi \omega}\right)} \quad (27)$$

البته بایستی توجه داشت که رابطه فوق به ازای مقادیر زیر برقرار است:

$$\omega \geq \frac{4}{\pi} \omega_a \omega_{on} \quad (28)$$

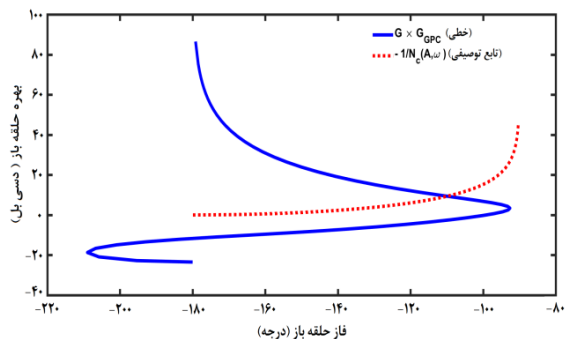
با در نظر گرفتن بلوک دیاگرام شکل ۷، سیستم به روش نگهدار مرتبه صفر گسسته می گردد.



شکل (۷): بلوک دیاگرام سیستم حلقه بسته کنترل کننده

پیش بین با ساختار رگولاتور خودتنظیم

نمودار نیکولز $G \times G_{GPC}$ و همچنین نمودار نیکولز $\frac{1}{N_c(A, \omega)}$ بر روی یک نمودار رسم می گردد. به ازای $\beta = 1$ ، $N_u = 10$ و $N_2 = 20$ نتایج به صورت شکل ۸ به دست می آید:



شکل (۸): نمایش نقطه شروع حلقه باز شدن سیستم در نمودار نیکولز

۵-۲- تابع حساسیت نویز - خروجی:

تابع تبدیل $n(t)$ به تابع حساسیت خروجی سیستم نسبت به نویز می‌باشد.

$$S_{y_n}(z^{-1}) = \frac{-B(z^{-1})S(z^{-1})z^{-1}}{R(z^{-1})A(z^{-1})\Delta + B(z^{-1})S(z^{-1})z^{-1}} \quad (31)$$

به دلیل آنکه بیشتر توان نویز در فرکانس‌های بالا می‌باشد؛ لذا برای تضعیف نویز بایستی اندازه S_{y_n} در فرکانس‌های بالا کم باشد. اثر تخت آبی برای تابع حساسیت نویز نیز وجود دارد و نمی‌توان آن را در تمامی فرکانس‌ها تضعیف نمود.

با توجه به روابط S_{y_n} و S_{y_d} رابطه زیر به دست می‌آید:

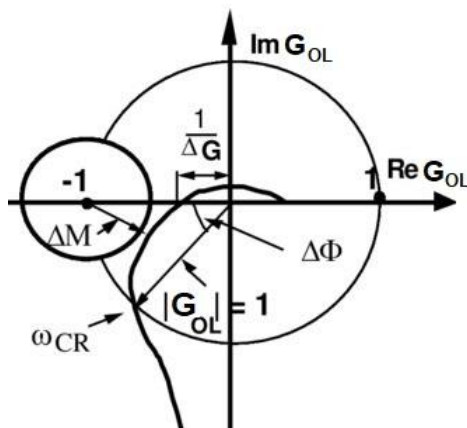
$$S_{y_d}(z^{-1}) - S_{y_n}(z^{-1}) = 1 \quad (32)$$

برای بررسی پایداری سیستم حلقه بسته از مفهومی به نام حاشیه قدرمطلق یا ΔM استفاده می‌گردد که به مفهوم حداقل فاصله بین نقطه بحرانی $(-1, 0)$ و تابع تبدیل حلقه باز $G(z^{-1})$ است.

$$G(z^{-1}) = -\frac{BSz^{-1}}{RA\Delta} \quad (33)$$

$$\Delta M = |1 + G|_{\min} = \left(\left| S_{y_d}(z^{-1}) \right|_{\max} \right)^{-1} \\ = \left(\left\| S_{y_d}(z^{-1}) \right\|_{\infty} \right)^{-1} \quad (34)$$

در واقع ΔM برابر است با معکوس نرم بی‌نهایت تابع حساسیت خروجی S_{y_d} . در شکل ۹ مقدار ΔM در نمودار نایکوئیست تابع تبدیل حلقه باز سیستم نمایش داده شده است.



شکل (۹): نمایش ΔM در نمودار نایکوئیست تابع تبدیل

حلقه باز سیستم [۳۰]

حلقه‌های کنترلی می‌باشد که توانایی زیادی در نمایش میزان پایداری و قوام یک سیستم نسبت به نایقینی‌ها و اغتشاشات دارد [۲۹]. یک تابع حساسیت در بیان ساده رابطه بین یک اغتشاش و یکی از پارامترهای سیستم می‌باشد. توابع حساسیت از نقش کلیدی در تعیین مشخصه‌های سیستم حلقه بسته از جمله دفع اغتشاشات و تضعیف نویز و قوام دارا می‌باشند و یکی از مرسوم‌ترین ابزارها در تحلیل حوزه فرکانسی می‌باشند. در این فصل روشی ساده و کاربردی برای تحلیل پایداری و قوام کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته در حوزه فرکانس ارائه شده است. قوام کنترل‌کننده پیش‌بین با استفاده از توابع حساسیت و با رویکرد کنترل دیجیتال در ازای پارامترهای تنظیم مختلف بررسی شده است.

با در نظر گرفتن نویز و اغتشاش وارد شده به حلقه کنترلی شکل ۵ می‌توان معادلات حلقه بسته را به صورت معادله (۲۹) نوشت:

$$y(t) = \frac{BTz^{-1}}{RA\Delta + BSz^{-1}} w(t) + \frac{ARA}{RA\Delta + BSz^{-1}} d(t) \\ - \frac{BSz^{-1}}{RA\Delta + BSz^{-1}} n(t) \quad (29)$$

که در آن $d(t)$ و $n(t)$ به ترتیب اغتشاش خروجی و نویز خروجی یا سنسور نامیده می‌شوند.

۵-۱- تابع حساسیت خروجی:

تابع تبدیل $d(t)$ به تابع حساسیت خروجی نسبت به اغتشاش خروجی است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S_{y_d}(z^{-1}) = \frac{A(z^{-1})R(z^{-1})\Delta}{R(z^{-1})A(z^{-1})\Delta + B(z^{-1})S(z^{-1})z^{-1}} \quad (30)$$

با کاهش اندازه S_{y_d} در یک فرکانس معین تأثیر اغتشاش در آن فرکانس بر خروجی سیستم کمتر می‌شود. از آنجایی که اغتشاشات در فرکانس‌های پایین به سیستم وارد می‌شوند بایستی اندازه S_{y_d} در فرکانس‌های پایین کم باشد. انتگرال زیر سطح منحنی S_{y_d} یک مقدار ثابت است و کاهش آن در یک حوزه فرکانسی باعث افزایش مقدار آن در نواحی دیگر می‌شود که این اتفاق را اثر تخت آبی می‌گویند.

$$\left| \frac{B_2 - B}{A_2 - A} \right| < \left| S_{y_n}^{-1} \right| \quad (39)$$

$$\left| \frac{B}{A} \right|$$

و در نتیجه:

$$\left| S_{y_n} \right| < \frac{1}{|z^{-1} - 1|} \quad (40)$$

و با استفاده از رابطه (۳۲) می‌توان نتیجه گرفت که:

$$1 + \frac{1}{|1 + z^{-1}|} < \left| S_{y_d} \right| < 1 + \frac{1}{|1 - z^{-1}|} \quad (41)$$

با در نظر گرفتن رابطه (۴۱) و همچنین:

$$\left\| S_{y_d}(z^{-1}) \right\|_{\infty} < 2 \approx 6\text{dB} \quad (42)$$

برای تنظیم پارامترهای کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته، تابع حساسیت خروجی و تابع حساسیت نویز-خروجی را باید به‌گونه‌ای شکل‌دهی کنیم که درون باندهای فوق قرار گیرد.

۶- نتایج شبیه‌سازی

۶-۱- عملکرد کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم

جدول ۱ پارامترهای مورد استفاده در شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

جدول (۱): پارامترهای شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار
α	۰/۵
N_1	۱
N_2	۲۰
N_u	۱۰
T_s	۰/۱

ابتدا مقدار $\rho = 0/5$ در نظر گرفته شده است و با تغییر پارامتر β پایداری سیستم حلقه بسته بررسی می‌گردد. با توجه به شکل ۱۰ به ازای $\beta = 1$ تابع حساسیت خروجی و تابع حساسیت نویز - خروجی داخل باند مقاوم قرار گرفته و سیستم دارای قوام خوبی است.

روابط زیر بین ΔM و حاشیه فاز و حاشیه بهره وجود دارد:

$$\Delta G \geq \frac{1}{1 - \Delta M}, \quad \Delta \phi = 2 \arcsin\left(\frac{\Delta M}{2}\right) \geq \Delta M \quad (35)$$

بنابراین در صورتی که ΔM بزرگ‌تر یا مساوی ۰/۵ یا ۶- دسی‌بل باشد در این صورت حاشیه بهره برابر ۶ دسی‌بل و حاشیه فاز برابر ۲۹ درجه خواهد بود. در واقع ΔM مناسب، مقدار قابل قبول حاشیه فاز و حاشیه بهره را تضمین می‌نماید [۳۰].

مفهومی دیگری به نام حاشیه تأخیر نیز به صورت زیر تعریف می‌گردد:

حاشیه تأخیر ($\Delta \tau$) معادل ماکزیمم مقدار تأخیری است که می‌تواند به سیستم حلقه باز اضافه شود بدون اینکه سیستم حلقه بسته ناپایدار شود [۳۰]. در واقع حاشیه تأخیر قوام سیستم حلقه بسته نسبت به نایقینی در تأخیر را نشان می‌دهد که معمولاً مقدار قابل قبول آن برای سیستم‌های دیجیتال برابر با زمان نمونه‌برداری یعنی $\Delta \tau = T_s$ است. این بدان معنی است که کنترل کننده باید بتواند با نایقینی در تأخیر به میزان T_s مقابله نماید. رابطه زیر بین حاشیه تأخیر، حاشیه فاز و فرکانس گذر از بهره وجود دارد:

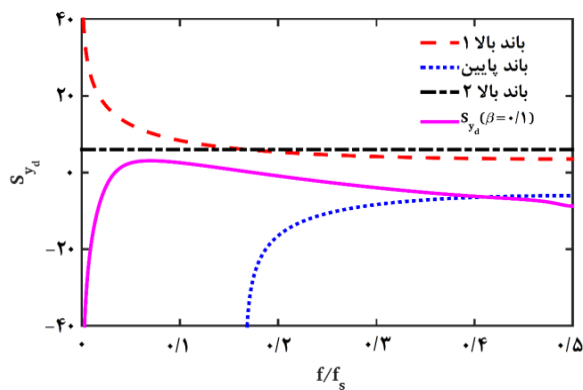
$$\Delta \tau = \frac{\Delta \phi}{\omega_{cr}} \quad (36)$$

با توجه به رابطه فوق، سیستمی که دارای حاشیه فاز مطلوب است می‌تواند دارای حاشیه تأخیر نامطلوب باشد. داشتن تأخیر یک واحدی برای سیستم مقدار مطلوبی است؛ بنابراین با در نظر گرفتن دو سیستم $G_1 = \frac{B}{A}$ و $G_2 = \frac{Bz^{-1}}{A} = \frac{B_2}{A_2}$ که یک واحد زمانی اختلاف در تأخیر دارند، روابط زیر به دست می‌آید:

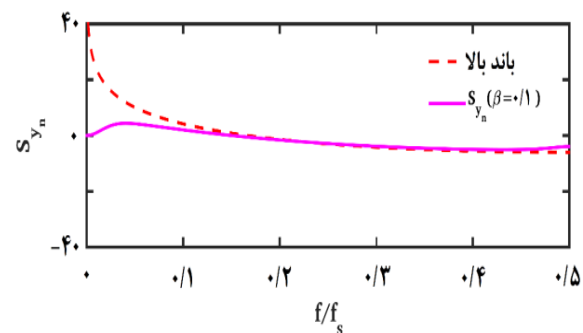
$$\left| G_{2OL} - G_{1OL} \right| < \left| 1 + G_{1OL} \right| \quad (37)$$

$$\left| \frac{B_2}{A_2} - \frac{B}{A} \right| < \left| S_{y_d}^{-1} \right| \quad (38)$$

با تقسیم طرفین رابطه (۳۸) بر $|B/A|$:



(الف)



(ب)

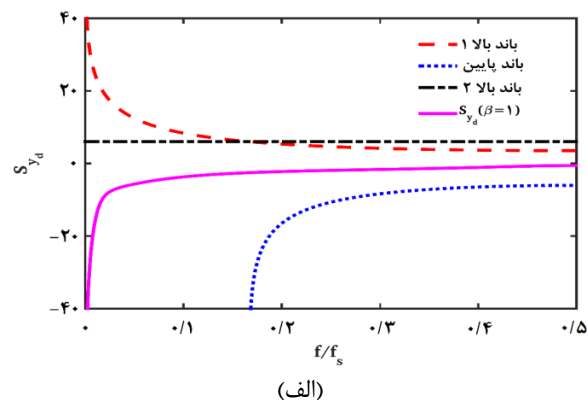
شکل (۱۲): توابع حساسیت کنترل کننده پیش بین
تعمیم یافته به ازای $\beta = 0.1$: (الف) تابع حساسیت خروجی
سیستم نسبت به اغتشاش خروجی، (ب) تابع حساسیت

خروجی سیستم نسبت به نویز

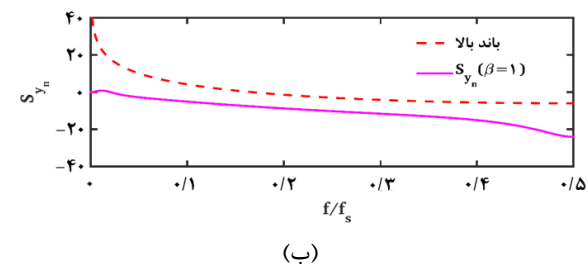
با توجه به شکل ۱۲ که تابع حساسیت خروجی و تابع حساسیت نویز- خروجی را نمایش می دهد با کاهش پارامتر β از ۱ به ۰/۱ تابع حساسیت در داخل محدوده پایداری قرار نگرفته است و بنابراین به ازای $\beta = 0.1$ سیستم حلقه بسته ناپایدار خواهد بود.

در شکل ۱۳ ناپایداری سیستم حلقه بسته به ازای $\beta = 0.1$ نشان داده شده است. این بار مقدار $\beta = 1$ در نظر گرفته می شود و مقدار ρ تغییر داده می شود. به ازای $\beta = 0.1$ مجدداً پایداری سیستم حلقه بسته بررسی می گردد.

شکل ۱۴ نشان می دهد که با کاهش مقدار پارامتر ρ از ۰/۵ به ۰/۱ تابع حساسیت نویز- خروجی در داخل محدوده پایداری قرار نگرفته و بنابراین به ازای $\beta = 0.1$ سیستم حلقه بسته ناپایدار خواهد بود.

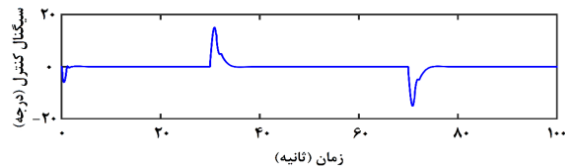
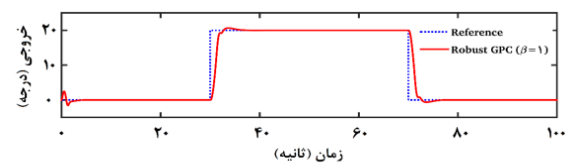


(الف)



(ب)

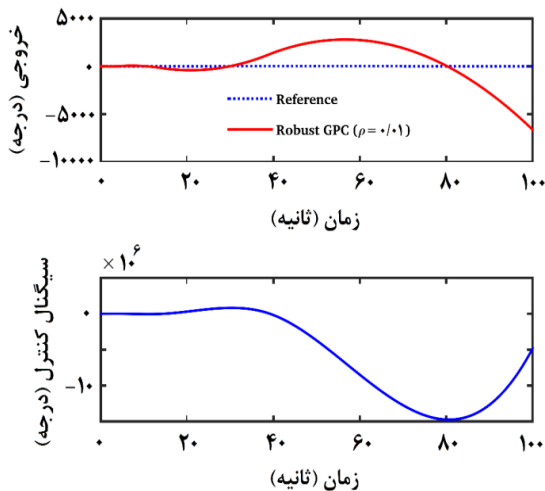
شکل (۱۰): توابع حساسیت کنترل کننده پیش بین
تعمیم یافته به ازای $\beta = 1$: (الف) تابع حساسیت خروجی
سیستم نسبت به اغتشاش خروجی، (ب) تابع حساسیت
خروجی سیستم نسبت به نویز
شبیه سازی خروجی کنترل کننده پیش بین تعمیم یافته مقاوم
به صورت شکل ۱۱ است.

**شکل (۱۱):** ردیابی خروجی در کنترل کننده پیش بین

تعمیم یافته به ازای $\beta = 1$

همان طور که از شکل ۱۱ مشخص است، پایداری سیستم در حوزه زمان نیز به قوه خود باقی است.
حال مقدار β را تغییر داده و به ازای $\beta = 0.1$ پایداری سیستم حلقه بسته بررسی می گردد. پایداری سیستم حلقه بسته بررسی می گردد.

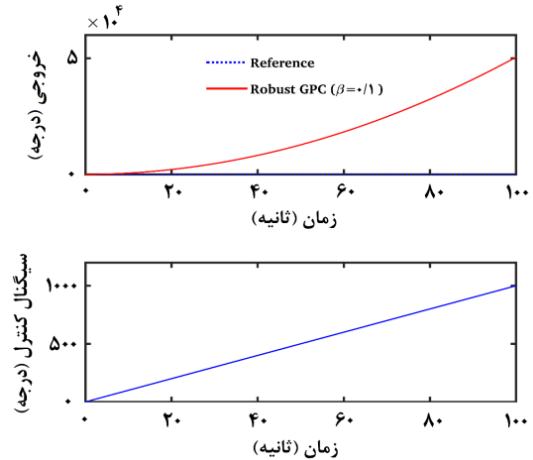
برای مقایسه عملکرد کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم از یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی مرسوم در صنعت استفاده شده است. کنترل کننده فوق با روش‌های کلاسیک و با استفاده از حاشیه فاز و حاشیه بهره طراحی شده است. برای این کنترل کننده سعی شده است که شاخص‌های عملکردی یکسانی با کنترل کننده پیش‌بین مقاوم در شرایط اسمی به دست آید. با توجه به ویژگی‌های عملکرد و مقاوم بودن گزارش شده می‌توان پارامترهای آن را منطقی دانست. شبیه‌سازی انجام شده نشان می‌دهد هر دو کنترل کننده تا حدودی عملکرد مشابه دارند. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود وضعیت ردیابی خروجی در کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم پیشنهاد شده بهتر انجام شده، بالازدگی آن در پاسخ کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم بهتر است و در کل کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم به‌وضوح عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی از خود نشان داده است.



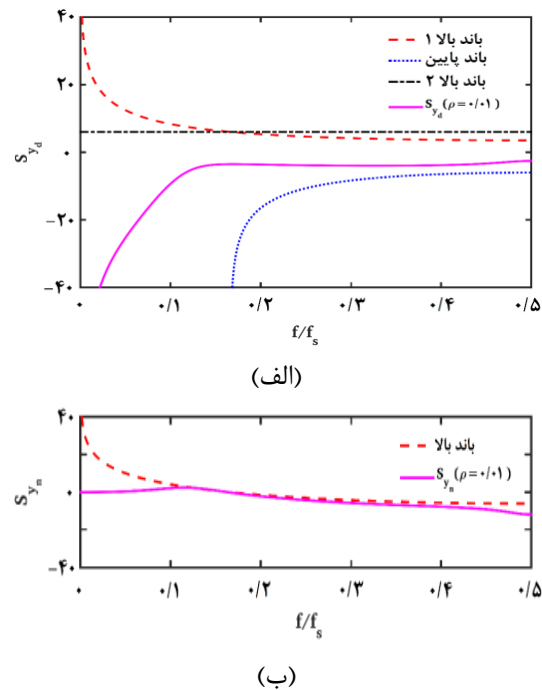
شکل (۱۵): ردیابی خروجی در کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته به ازای $\rho = 0/01$

۶-۳- مقایسه عملکرد خلبان و کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم

بلوک دیاگرام کنترلی در حضور خلبان به‌صورت شکل ۱۷ است. مدل خلبان بهره ثابت $K_p = 5$ در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل ۱۸، با صدور فرمان ۲۰ درجه



شکل (۱۳): ردیابی خروجی در کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته به ازای $\beta = 0/1$



شکل (۱۴): توابع حساسیت کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته به ازای $\rho = 0/01$: (الف) تابع حساسیت خروجی سیستم نسبت به اغتشاش خروجی، (ب) تابع حساسیت خروجی سیستم نسبت به نویز
در شکل ۱۵ ناپایداری سیستم حلقه بسته به ازای $\rho = 0/01$ نشان داده شده است.

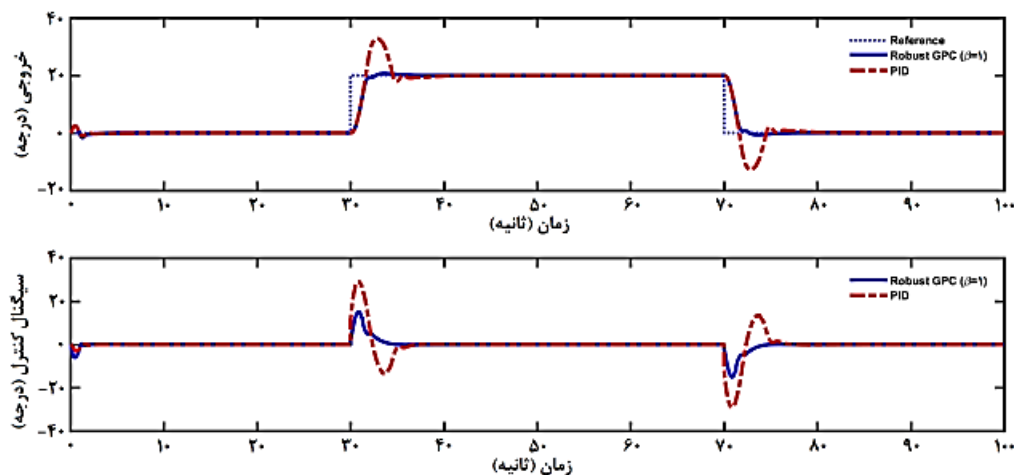
۶-۲- مقایسه کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم و تناسبی-انتگرالی-مشتقی

یک روش کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته با ساختار رگولاتور خودتنظیم که یک کنترل‌کننده دو درجه آزادی است به‌خوبی از وقوع این پدیده جلوگیری شده است. سپس با توجه به مفاهیم توابع حساسیت پارامترهای کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته تنظیم و پایداری و قوام کنترل‌کننده در مقابل عدم قطعیت پارامترهای کنترل‌کننده بررسی گردید. مشاهده گردید هنگامی که توابع حساسیت درون باندهای مقاوم طراحی شده قرار می‌گیرند سیستم حلقه بسته پایدار و در غیر این صورت ناپایدار است. نتایج کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم با یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی مقایسه گردید و برتری‌های آن نشان داده شد. با طراحی یک سوئیچ نقش کنترل‌کننده با حالتی که خلبان سیستم پرواز را کنترل می‌نماید مقایسه گردید.

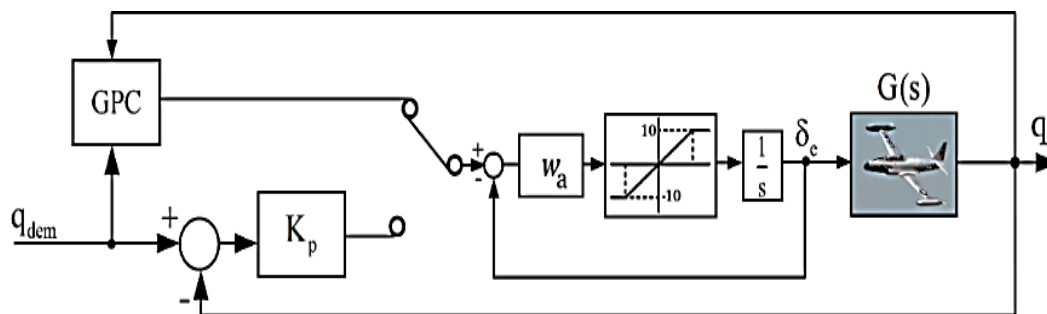
چرخش زاویه گام، خلبان در ۵۰ ثانیه اول کنترل هواپیما را بر عهده داشته که در کنترل پدیده نوسانات القایی خلبان ناکام بوده است و نوسانات نامیرای پایدار مشاهده می‌گردد. کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم از ثانیه ۵۰ به بعد وارد عمل شده و توانسته این نوسانات را به‌خوبی حذف نماید. لزوم استفاده از کنترل‌کننده پیش‌بین مقاوم به‌خوبی نشان داده شده است که در صورت عدم وجود آن پدیده نوسانات القایی خلبان باعث از بین رفتن هواپیما می‌شود.

۷- نتیجه‌گیری

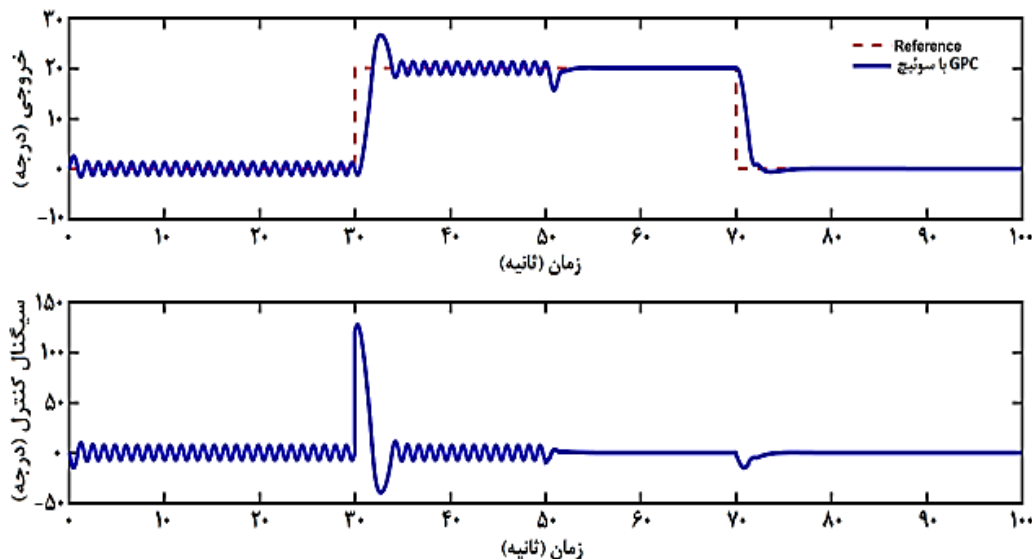
در این مقاله وقوع پدیده نوسانات القایی خلبان که به دلیل وجود اشباع سرعت عملگر در سیستم کنترل پرواز می‌باشد با استفاده از مفاهیم توابع توصیفی اشباع سرعت و با شناسایی نقطه شروع حلقه باز شدن در نمودار نیکولز پیش‌بینی و تشخیص داده شده است و همچنین با پیشنهاد



شکل (۱۶): مقایسه شبیه‌سازی کنترل‌کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم و کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی



شکل (۱۷): ساختار سوئیچ موازی در سیستم هواپیما



شکل (۱۸): نمایش عملکرد خلبان و کنترل کننده پیش‌بین تعمیم‌یافته مقاوم

[8] Jones M, Barnett M, editors. Analysis of Rotorcraft Pilot-Induced Oscillations Triggered by Active Inceptor Failures. AIAA Scitech 2019 Forum; 2019.

[9] Tarbouriech S, Queinnec I, Biannic J-M, Prieur C. Pilot-Induced-Oscillations alleviation through anti-windup based approach. Space Engineering: Springer; 2016. p. 401-23.

[10] Queinnec I, Tarbouriech S, Biannic J-M, Prieur C. Anti-Windup Algorithms for Pilot-Induced-Oscillation Alleviation. 2017.

[11] Andrievsky B, Kuznetsov N, Leonov G. Methods for suppressing nonlinear oscillations in astatic auto-piloted aircraft control systems. Journal of Computer and Systems Sciences International. 2017;56(3):455-70.

[12] Brieger O, Kerr M, Leißling D, Postlethwaite I, Sofrony J, Turner M. Flight testing of a rate saturation compensation scheme on the ATTAS aircraft. Aerospace Science and Technology. 2009;13(2-3):92-104.

[13] Sofrony J, Turner MC, O'Brien RT, editors. Simple Globally Stabilising Anti-Windup Designs for Systems with Rate-Limits. 2018 UKACC 12th International Conference on Control (CONTROL); 2018: IEEE.

[14] Yuan J, Chen Y, Fei S. Analysis of actuator rate limit effects on first-order plus time-delay systems under fractional-order proportional-integral control. IFAC-PapersOnLine. 2018;51(4):37-42.

۷- مراجع

[1] Duda H. Prediction of pilot-in-the-loop oscillations due to rate saturation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1997;20(3):581-7.

[2] Perng J-W. Application of parameter plane method to pilot-induced oscillations. Aerospace science and technology. 2012;23(1):140-5.

[3] Tran AT, Sakamoto N, Kikuchi Y, Mori K. Pilot induced oscillation suppression controller design via nonlinear optimal output regulation method. Aerospace Science and Technology. 2017;68:278-86.

[4] Park S. Deflection limit in open-loop onset-point pilot-in-the-loop oscillation analysis. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2014;37(2):692-5.

[5] Duda H. Flight control system design considering rate saturation. Aerospace science and technology. 1998;2(4):265-75.

[6] Wang C, Santone M, Cao C. Pilot-induced oscillation suppression by using L1 adaptive control. Journal of Control Science and Engineering. 2012;2012:2.

[7] Tohidi SS, Yildiz Y, Kolmanovsky I, editors. Pilot induced oscillation mitigation for unmanned aircraft systems: An adaptive control allocation approach. 2018 IEEE Conference on Control Technology and Applications (CCTA); 2018: IEEE.

- [28] Naeijian M, Khosravi A, editors. Stability Analysis of Model Reference Adaptive Control with the New Theorem of Stability. 2020 28th Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE); 2020: IEEE.
- [29] Bijani V, Khosravi A. Robust PID controller design based on H_∞ theory and a novel constrained artificial bee colony algorithm. Transactions of the Institute of Measurement and Control. 2018;40(1):202-9.
- [30] Landau I. The RST digital controller design and applications. Control Engineering Practice. 1998;6(2):155-65.
- [15] Yoon YE, Johnson EN, editors. Analysis of Limit-Cycle Oscillation in Control Systems with Piecewise Nonlinearities. AIAA Scitech 2019 Forum; 2019.
- [16] Galuppini G, Magni L, Raimondo DM. Model predictive control of systems with deadzone and saturation. Control Engineering Practice. 2018;78:56-64.
- [17] Yayla M, Kutay AT, editors. Adaptive model predictive control of uncertain systems with input constraints. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference; 2017.
- [18] Zaychik K, Miller T, editors. Introspective Control Systems: Fast Model Predictive Control with Explicit Optimization Search, Nonlinear Models, and On-line Learning. AIAA Scitech 2019 Forum; 2019.
- [19] Kassaeiyan P, Tarvirdizadeh B, Alipour K. Control of tractor-trailer wheeled robots considering self-collision effect and actuator saturation limitations. Mechanical Systems and Signal Processing. 2019;127:388-411.
- [20] Peng H, Li F, Zhang S, Chen B. A novel fast model predictive control with actuator saturation for large-scale structures. Computers & Structures. 2017;187:35-49.
- [21] Liang X-h, Yamada K, Sakamoto N, Jikuya I. Model predictive controller design to suppress rate-limiter-based pilot-induced oscillations. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2007;49(166):239-45.
- [22] Liang XH, Wang T, editors. Research of MPC Method on Preventing PIOs and Comparison with other Methods. Applied Mechanics and Materials; 2014: Trans Tech Publ.
- [23] Wenqian T, Efremov A, Xiangju Q. A criterion based on closed-loop pilot-aircraft systems for predicting flying qualities. Chinese Journal of Aeronautics. 2010;23(5):511-7.
- [24] Clarke DW, Mohtadi C, Tuffs P. Generalized predictive control—Part I. The basic algorithm. Automatica. 1987;23(2):137-48.
- [25] Camacho EF, Alba CB. Model predictive control: Springer science & business media; 2013.
- [26] YOON T-W, Clarke DW. Receding-horizon predictive control with exponential weighting. International journal of systems science. 1993;24(9):1745-57.
- [27] Hamidi Z, Ouzahra M, Elazzouzi A. Strong Stabilization of Distributed Bilinear Systems with Time Delay. Journal of Dynamical and Control Systems. 2020;26(2):243-54.



Designing a Generalized Predictive Control with Self-Tuning Regulator Structure to Prevent the Effect of Actuator Rate Saturation

Pouya Rezaei¹, Alireza Khosravi^{2*}

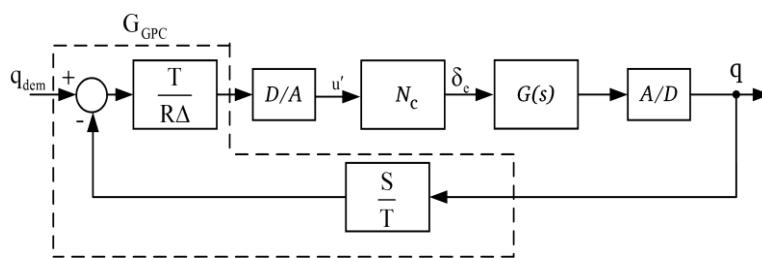
¹Ph.D. Student, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Babol Noshirvani University of Technology, Babol, Iran

²Associate Professor, Faculty of Electrical and Computer Engineering, Babol Noshirvani University of Technology, Babol, Iran

HIGHLIGHTS

- Actuator rate saturation is one of the main reasons for pilot-induced oscillations (PIOs).
- By the loop shaping method, the proposed model predictive controller parameters are adjusted and the stability and robustness of the closed loop system against the uncertainty of the controller parameters are investigated.
- It is shown how the controller and pilot work by using a switch.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 19 November 2021

Received in revised form: 16 January 2022

Accepted: 3 March 2022

Available online: 5 March 2022

*Correspondence: akhosravi@nit.ac.ir

How to cite this article:

P. Rezaei, A. Khosravi. Designing a generalized predictive control with self-tuning regulator structure to prevent the effect of actuator rate saturation. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2022; 18(2):79-96.

Keywords:

Model Predictive Control
Actuator Rate Saturation
Robust Control
Describing Function

ABSTRACT

Physical systems often contain constraints and limitations. Actuator rate saturation is one of these limitations that has adverse effects on the flight control system which increases the oscillating response and thus the instability of the system. Actuator rate saturation is one of the main reasons for pilot-induced oscillations (PIOs). This paper proposes a model predictive control algorithm with two degrees of freedom structure to prevent the destructive effects of actuator rate saturation on the flight control system. Also, by obtaining starting point of the opening loop position in the flight system and the frequency at which the actuator rate saturation is activated for the first time, the saturation effects are well predicted. Then, by introducing an analytical method similar to one of the conventional methods of robust control known as the loop shaping method, the proposed model predictive controller parameters are adjusted and the stability and robustness of the closed loop system against the uncertainty of the controller parameters are investigated. In this method, by obtaining robust patterns, an attempt has been made to shape it in such a way that disturbances and noise are suppressed in a frequency range. It is also shown how the controller and pilot work by using a switch. Finally, the designed controller is compared with the proportional-integral-derivative controller (PID) that is common in the industry, and its advantages are shown.

