**مجله کنترل**
ISSN 2008-8345
جلد ۱۰، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۵، صفحه ۲۳-۱۳

# طراحی جبران‌ساز ریدوم در حلقه هدایت با رویکرد شکل‌دهی پاسخ فرکانسی

مهدی خسروی سامانی[۱]، سید محمدجواد معافی مدنی[۲]، مهدی نیکوسخن[۳]، ایمان محمدزمان[۴]

[۱] دانشجوی دکتری هوافضا- دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر، mahdi.kh65@yahoo.com
[۲] فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مجتمع برق و الکترونیک، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، javadmadany@yahoo.com
[۳] دانشجوی دکتری هوافضا- دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی شریف، nikusokhan@ae.sharif.edu
[۴] استادیار، مجتمع برق و الکترونیک، گروه کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر ، mohammadzaman@mut.ac.ir

(تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۵/۴/۱۲، تاریخ پذیرش مقاله ۱۳۹۵/۸/۵)

**چکیده:** ریدوم منجر به انحراف امواج راداری در رهگیرهای هدایت‌شونده راداری شده و در نتیجه باعث ناپایداری حلقه هدایت به‌خصوص در ارتفاع‌های بالامی‌شود. بنابراین به یک جبران‌ساز که حلقه هدایت را پایدار کرده و در حضور خطای ریدوم منجر به کمترین خطای برخورد به هدف شود، نیاز است. از دیدگاه کنترل، ریدوم منجر به ایجاد یک پس‌خور ناخواسته شده که مشابه حلقه‌های پس‌خور مرسوم که در آن خروجی باید سیگنال کنترلی مطلوب را تعقیب کند، نمی‌باشد. در این مقاله ابتدا پاسخ حلقه‌بسته مطلوب هدایت مشخص شده و با رویکردی جدید پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو به‌گونه ای شکل‌دهی می‌شود که نیازمندی‌های پایداری و عملکردی ارضا شود. شکل‌دهی پاسخ فرکانسی با استفاده از ابزار نامساوی ماتریسی خطی (LMI) انجام شده و به‌منظور انتخاب بهترین پاسخ فرکانسی از ابزار شکاف متریک وی (v-gap metric) استفاده شده‌است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که جبران‌ساز طراحی‌شده علاوه بر تأمین پایداری حلقه هدایت، خطای برخورد به هدف را هم به میزان چشمگیری کاهش می‌دهد.

**کلمات کلیدی:** خطای ریدوم، پایداری حلقه هدایت، شکل‌دهی حلقه، نامساوی ماتریسی خطی، شکاف متریک وی.

# Design of Radome Compensator in Guidance Loop Using Frequency Response Shaping

**Mahdi Khosravi Samani, Mohammad Javad Moafi Madani, Mahdi Nikusokhan, Iman Mohammadzaman**

**Abstract:** Radome causes refraction of the incoming rardar wave in radar-guided interceptors, thus having a destabilizing effect on the guidance loop, especially at high altitudes. Therefore, a compensator is required to maintain the stability of the guidance loop and causes minimum miss distance in the presence of radome error. From the control perspective, Radome causes an unwanted feedback that is not similar to the conventional feedback loops, in which output must follow a desired control signal. In this paper, the desired closed-loop response is determined first, then a novel approach is proposed to shape the frequency response of the feedforward path so that the stability and performance requirements are satisfied . Frequency response is shaped by linear matrix inequality (LMI) tools and v-gap metric is used to select the best frequency response. Simulation results show that the designed compensator drastically decreases the miss distance, while the stability is guaranteed.

**Keywords:** Radome error, guidance loop stability, loop shaping, linear matrix inequality, v-gap metric

نویسنده عهده دار مکاتبات: ایمان محمدزمان


[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

## فهرست علایم

$\varepsilon$ : زاویه خطای محور جستجوگر
$\lambda$ : زاویه خط دید
D : زاویه آنتن جستجوگر
r : زاویه انحراف
$\theta$ : زاویه پیچ رهگیر
$\theta_H$ : زاویه طوقه (گیمبال)
R : شیب ریدوم
$K_{sl}$ : بهره پایدارساز جستجوگر
$T_1$ : ثابت زمانی حلقه ردیابی جستجوگر
$V_M$ : سرعت رهگیر
$V_C$ : سرعت نزدیک‌شوندگی
$n_C$ : شتاب فرمان
$n_L$ : شتاب جانبی رهگیر
$n_T$ : شتاب هدف
$R_{TM}$ : فاصله نسبی رهگیر تا هدف

## ۱- مقدمه

بسیاری از رهگیرهای آشیانه‌یاب مجهز به جستجوگر راداری هستند. جستجوگر راداری، که وظیفه آن تخمین نرخ چرخش خط دید می‌باشد، در داخل پوششی به نام ریدوم قرار دارد. ریدوم، جستجوگر را در مقابل فشار هوا و دمای محیط محافظت می‌کند. اما از طرف دیگر، وجود ریدوم سبب می‌شود سیگنال دریافتی توسط جستجوگر قبل از رسیدن به آنتن منحرف و در نهایت باعث آشکارسازی همراه با خطا توسط جستجوگر شود. به‌عبارت دیگر پوشش ریدوم منجر به شکست پرتو بازتاب‌شده از هدف و در نتیجه جابجایی زاویه‌ای بردار هدف و ایجاد هدف ظاهری به جای هدف واقعی می‌شود.

همچنین اثر ریدوم از طریق طوقه[1] جستجوگر باعث تزویج زاویه خط دید رهگیر با دینامیک بدنه می‌شود. به این معنا که زاویه خط دید اندازه‌گیری شده نه تنها به سینماتیک واقعی درگیری بلکه به زاویه طوقه جستجوگر نیز بستگی دارد. این پدیده باعث می‌شود با عبور سیگنال از پوشش ریدوم، تخمین نرخ چرخش خط دید با خطا انجام شود و موجب کاهش حاشیه پایداری و در برخی موارد، ناپایداری سیستم هدایت رهگیر می‌شود و افزایش چشمگیر خطای برخورد[2] را به‌همراه خواهد داشت [۱]. بنابراین برای افزایش کارایی سیستم هدایت و کاهش خطای برخورد از روش‌های کالیبراسیون و جبران‌سازی اثر ریدوم استفاده می‌شود [۲].

مراجعی که به تحلیل و طراحی جبران‌ساز ریدوم پرداخته‌اند را به سه دسته کلی می‌توان تقسیم کرد. قدیمی‌ترین راهکار برای جبران‌سازی خطای ریدوم، افزایش ثابت زمانی سیستم هدایت رهگیر از طریق افزایش ثابت زمانی فیلتر نویز است. گرچه تحلیل و پیاده‌سازی این روش ساده می‌باشد، اما باعث افزایش خطای برخورد در مقابل مانور هدف می‌شود [۳] - [۵].

راهکار دوم جبران‌سازی خطای ریدوم، ذخیره کردن جداول پارامترهای جبران‌ساز در رایانه پرواز رهگیر است. در این روش، مقادیر خطای ریدوم در آزمایشگاه اندازه‌گیری می‌شود. کارایی این روش منوط به در اختیار داشتن امکانات آزمایشگاهی مناسب و ایجاد شرایط پرواز واقعی در آن است [۶] و [۸].

سومین راهکار برای کاهش اثر مخرب ریدوم شناسایی برخط و تخمین خطای ریدوم در حین پرواز می‌باشد. در [۹] حل تحلیلی خطای برخورد در روش هدایت ناوبری تناسبی با بازخورد سرعت زاویهٔ بدنه، شتاب جانبی و نرخ آن در حضور اثر ریدوم (و تخمین شیب آن)، با استفاده از روش الحاقی استخراج شده‌است. در این مقاله تابع تبدیل از دستور شتاب به شتاب جانبی به‌صورت مرتبه اول و جستجوگر با یک مشتق‌گیر خالص مدل شده‌است. در مرجع [۷] تکنیکی ارائه شده‌است که شیب ریدوم را با استفاده از یک سیگنال دیتر[3] غیرمخرب بر روی فرمان شتاب جانبی تخمین می‌زند. در مرجع [۳] و [۶] شیب ریدوم به‌صورت یک مجموعه‌ای از مقادیر گسسته مدل‌شده که برای هر مقدار شیب ریدوم یک فیلتر کالمن طراحی شده‌است. خروجی‌های فیلترهای کالمن با وزن‌های مشخصی با یکدیگر جمع شده و یک تخمین از شیب ریدوم به‌دست می‌آید. در مرجع [۱۰] اشاره شده‌است که یکی از مشکلات خطای ریدوم، مشاهده‌پذیری ضعیف و غیر قابل پیش‌بینی بودن آن است. در این مرجع ادعا شده که اگر هدف مانور نداشته باشد، می‌توان برای حل مشکلات ریدوم، از تخمین‌گر تطبیقی چند مدلی[4] استفاده کرد و برای حالتی که مانور هدف وجود دارد، اطلاعات هدف از روی رادار زمینی به رهگیر ارسال می‌شود تا مشکلات مشاهده‌پذیری ضعیف سیستم حل شود. در مرجع [۱۱] برای تخمین خطای ریدوم از یک تخمین‌گر دو مرحله‌ای استفاده کرده‌است تا خطای ریدوم را از حالت‌های نامی رهگیر مستقل سازد. در مرجع [۱۲] توسط یک فیلتر ذرات تطبیقی نرخ چرخش خط دید با وجود خطای ریدوم تخمین زده شده‌است. این روش علاه بر محاسبات سنگین نیاز به تخمین شتاب هدف نیز دارد. مرجع [۱۳] با ارائه یک الگوریتم فازی-تطبیقی و براساس فیلتر کالمن تعمیم‌یافته شیب ریدوم را تخمین می‌زند. این الگوریتم دارای دو سطح استنتاج فازی می‌باشد. در مرجع [۱۴] قانون هدایت فاز نهایی به‌صورت فازی و با ساختار PID طراحی شده‌است و نشان داده با در نظر گرفتن اثر ریدوم در مقایسه با قانون ناوبری تناسبی خطای برخورد کمتری حاصل می‌شود. مرجع

[1] Gimbal
[2] Miss Distance
[3] Dither
[4] Multiple adaptive estimator



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

[۱۵] با اصلاح الگوریتم فیلتر کالمن چندگانه، شیب ریدوم را تخمین می‌زند. علی‌رغم تحقیقات گسترده در خصوص استفاده از تخمین‌گرها در جبران‌سازی اثر ریدوم، این روش به علت حجم محاسبات بالا، وابستگی شدید فیلتر کالمن به مدل و پیچیدگی آن دارای کاربرد عملیاتی نبوده‌اند. در صورتیکه بتوان مشابه رویکرد اول، با ارائه یک کنترل‌کننده مناسب در فضای فرکانس، پایداری و عملکرد مطلوب حلقه هدایت را در حضور عدم قطعیت ریدوم تضمین کرد، ارزش پیاده‌سازی و کاربردی بالایی دارد.

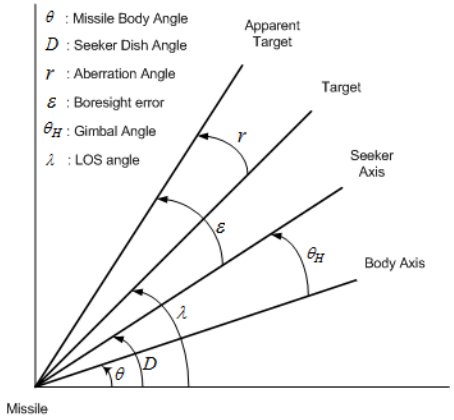
در این مقاله سعی می‌شود با کاربرد تئوری‌های کنترلی و استفاده از رویکردی جدید، جبران‌سازی اثر ریدوم در حضور عدم قطعیت انجام شود. مزیت استفاده از این روش در این است که می‌توان معیارهای کارآیی را در قالب یک مسئله کنترلی تعریف نمود و با طراحی کنترل‌کننده مقاوم تمامی این معیارها را ارضا کرد. برای تبدیل این مسئله به یک مسئله کنترلی یک چالش مهم وجود دارد و آن این است که جبران‌سازی ریدوم شبیه مسائل رایج کنترلی نمی‌باشد. این امر به‌خاطر آن است که در این جا، حلقه پس‌خور از جنس پارازیتی بوده و پس‌خور کنترلی نمی‌باشد. یعنی برخلاف مسائل رایج کنترلی، هدف از طراحی جبران‌ساز، صفرکردن اختلاف ورودی و خروجی نمی‌باشد بلکه هدف جبران اثر مخرب ریدوم بر عملکرد حلقه هدایت می‌باشد که به تفصیل در متن بیان خواهد شد. این چالش کنترلی از آن جهت مهم است که دیگر نمی‌توان از معیارهای رایج کنترلی برای طراحی سیستم کنترل استفاده کرد. ابتدا برای حل این مسئله در روشی جدید برخلاف روش‌های مرسوم کنترل که پاسخ فرکانسی حلقه‌باز یا بسته سیستم شکل‌دهی می‌شود، پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو شکل‌دهی خواهد شد. همچنین به‌منظور تعیین پاسخ مطلوب از ابزار شکاف متریک وی استفاده شده‌است. سپس شکل‌دهی پاسخ فرکانسی که در حالت کلی، مساله پیچیده و زمان‌بری می‌باشد، تبدیل به یک مسئله نامساوی ماتریسی خطی می‌شود [۱۶] و نشان داده می‌شود با وجود اینکه شکل‌دهی پاسخ، نیاز به سعی و خطای فراوان و تجربه طراح دارد، با استفاده از نامساوی ماتریسی خطی به یک مسئله سیستماتیک تبدیل شده و به سادگی قابل انجام است. در نهایت با این رویکرد می‌توان به معیارهای مطلوب کنترلی دست یافت. از مزایای این روش می‌توان به درجه پایین جبران‌ساز و سادگی پیاده‌سازی اشاره کرد. از طرف دیگر می‌توان پاسخ سیستم حلقه‌بسته را به سادگی به شکل پاسخ مطلوب نزدیک کرد.

در این مقاله مدل‌سازی هندسه درگیری تنها در صفحه فراز انجام گرفته و از قانون هدایت ناوبری تناسبی حقیقی[1] جهت تولید فرامین شتاب جانبی استفاده شده‌است. همچنین دینامیک بدنه هوایی و خلبان خودکار بوسیله یک تابع تبدیل مرسوم درجه سه بیان شده‌است.

سازماندهی مقاله بدین صورت است که در ابتدا اثر نامطلوب ریدوم بر پایداری و عملکرد حلقه هدایت رهگیرهای آشیانه‌یاب بررسی می‌شود. سپس نحوه تبدیل جبران سازی خطای ریدوم به یک مسئله کنترلی تعریف و جبران‌ساز مناسب به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که علاوه بر افزایش پایداری حلقه هدایت در برابر عدم‌قطعیت ریدوم، عملکرد را نیز بطور محسوسی بهبود دهد. در نهایت از طریق شبیه‌سازی حلقه آشانه‌یاب رهگیر، عملکرد جبران‌ساز ارزیابی می‌شود.

## ۲- بررسی اثر مخرب ریدوم بر حلقه هدایت

پوشش ریدوم منجر به شکست پرتو برگشتی از هدف و جابجایی زاویه‌ای بردار هدف می‌شود. تفاوت بین بردار هدف ظاهری (که در اثر شکست پرتوی بازگشتی می‌باشد) و بردار هدف واقعی را انحراف ریدوم می‌نامند. انحراف ریدوم پدیده‌ای با رفتار خطی در زاویه‌های کوچک و رفتار غیرخطی در زاویه‌های بزرگ می‌باشد [۱۷]. هندسه درگیری رهگیر و هدف در شکل ۱ نشان داده شده‌است.




شکل ۱. هندسه درگیری رهگیر و هدف [۴]

طبق شکل ۱ روابط زیر برقرار است.

$$\varepsilon = \lambda - \mathrm{D} - \mathrm{r} \qquad (۱)$$

$$\mathrm{D} = \theta + \theta_{\mathrm{H}} \qquad (۲)$$

همچنین بر اساس مرجع [۱۹] زاویه انحراف ریدوم با زاویه طوقه جستجوگر بصورت خطی متناسب است.

$$\mathrm{r} = \mathrm{R}\theta_{\mathrm{H}} \qquad (۳)$$

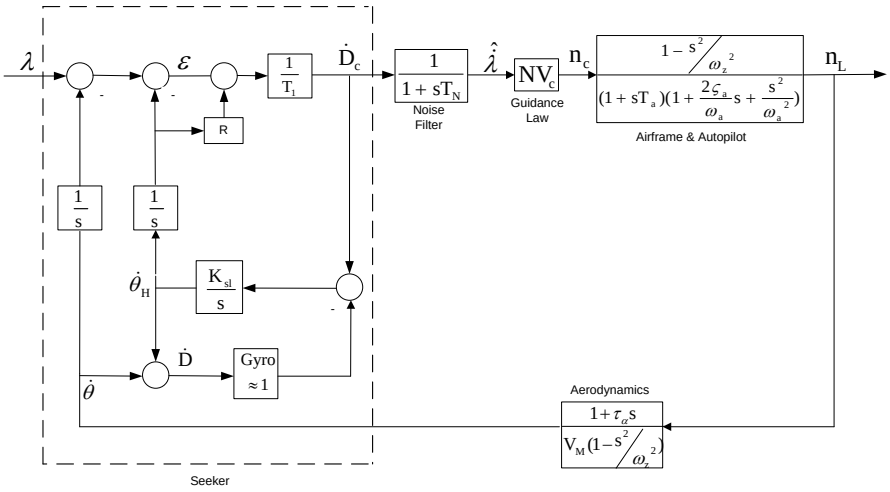
که R را شیب ریدوم می‌نامند. در واقعیت شیب ریدوم مقدار ثابتی در طول پرواز ندارد و در یک بازه مشخص تغییر می‌کند لذا باید آن را به‌عنوان یک نوع عدم قطعیت در نظر گرفت.

در حالت کلی اثر ریدوم باید از دو جنبه پایداری و عملکرد بررسی شود. از نظر پایداری، اثر ریدوم کاهش پایداری و در مواقعی ناپایداری حلقه هدایت می‌باشد و از دیدگاه عملکرد، ریدوم باعث افت عملکرد تخمین نرخ چرخش خط دید می‌شود [۱۸]. دیاگرام بلوکی حلقه هدایت رهگیر که در شکل ۲ نشان داده شده‌است را در نظر بگیرید.

[1] True Proportional Navigation



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]




شکل ۲. دیاگرام بلوکی حلقه هدایت [۱]

با توجه به دیاگرام بلوکی فوق تابع تبدیل حلقه‌باز هدایت به صورت زیر می‌باشد.

$$OpenLoop = \frac{\dot{D}_c}{\dot{\theta}} \times \frac{1}{1+sT_N} \times NV_c \times \frac{1-s^2/\omega_z^2}{(1+sT_a)(1+\frac{2\zeta_a}{\omega_a}s+\frac{s^2}{\omega_a^2})} \times \frac{1+\tau_\alpha s}{V_M(1-s^2/\omega_z^2)} \quad (۴)$$

از آنجا که $\dot{D}_c / \dot{\theta}$ تابعی از شیب ریدوم است، تغییرات شیب ریدوم باعث تغییر حاشیه پایداری (حاشیه بهره و حاشیه فاز) خواهدشد. با رسم دیاگرام بود حلقه‌باز هدایت مشخص می‌شود که با افزایش شیب ریدوم از مقدار ایده‌آل (یا همان صفر)، حاشیه بهره و حاشیه فاز کاهش می‌یابد و از یک مقدار به بعد سیستم ناپایدار خواهدشد. در ادامه به بررسی اثر مخرب ریدوم بر عملکرد حلقه هدایت پرداخته شده‌است.

وظیفه اصلی جستجوگر تخمین نرخ چرخش خط دید( $\dot{\lambda}$ ) می‌باشد. در این مقاله (با توجه به شکل ۲) $\dot{D}_c$ تخمینی از نرخ چرخش خط دید در نظر گرفته شده‌است. ریدوم باعث ایجاد تزویج بین دینامیک جستجوگر و نرخ پیچش رهگیر می‌شود. از این تزویج به عنوان پس‌خور پارازیتی نام برده می‌شود [۱۹]. در واقع $\dot{\theta}$ را می‌توان یک عامل اغتشاشی بر دینامیک جستجوگر تلقی کرد. با توجه به دیاگرام بلوکی کلی حلقه هدایت توابع تبدیل زیر قابل استخراج می‌باشد.

$$\frac{\dot{D}_c}{\dot{\theta}} = \frac{-(\frac{s}{K_{sl}}+R)}{\frac{T_1}{K_{sl}}s^2+T_1 s+(1-R)} \quad (۵)$$

$$\frac{\dot{D}_c}{\dot{\lambda}} = \frac{-(\frac{s}{K_{sl}}+1)}{(\frac{s}{K_{sl}}+1)(T_1 s+G)+(1-R)(1-G)} \quad (۶)$$

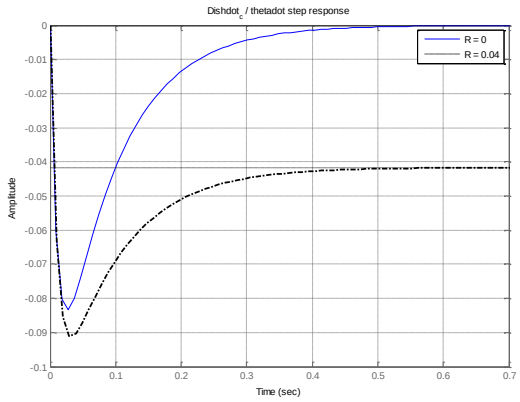
که

$$G = \frac{1}{1+sT_N} \times NV_c \times \frac{1+\tau_\alpha s}{V_M(1+sT_a)(1+\frac{2\zeta_a}{\omega_a}s+\frac{s^2}{\omega_a^2})} \quad (۷)$$

با مقداردهی روابط فوق با استفاده از مقادیر جدول ۱، نمودار پاسخ پله آن به ازای R = [0 , 0.04] در شکل ۳ و شکل ۴ آورده شده‌است.

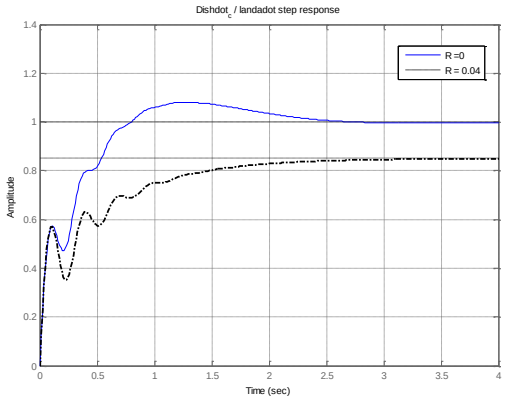
جدول ۱.مشخصات سیستم

| symbol | value |
|---|---|
| N | 3 |
| $\tau_\alpha$ | 2 sec |
| $[T_1, T_N]$ | [0.1, 0.15]s |
| $[\omega_z, \omega_a]$ | [30, 20]rad/s |
| $\zeta_a$ | 0.7 |
| $K_{sl}$ | 100 |




شکل ۳. پاسخ پله $\frac{\dot{D}_c}{\dot{\theta}}$ به ازای شیب‌های ریدوم مختلف

[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

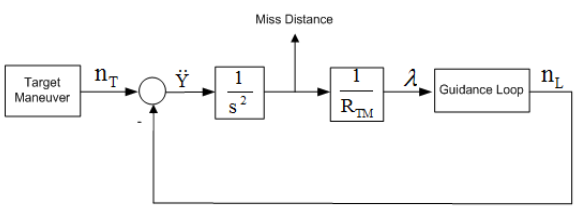



شکل ۴ پاسخ پله $\dot{D}_c / \dot{\lambda}$ به ازای شیب‌های ریدوم مختلف

با توجه به اینکه $\dot{\theta}$ به عنوان ورودی مستقل مدل نشده‌است پس اثر پارازیتی خود را به‌صورت غیرمستقیم در تابع تبدیل $\dot{D}_c / \dot{\lambda}$ می‌گذارد. بنابراین رفتار مناسب پاسخ پله $\dot{D}_c / \dot{\lambda}$ قطعاً ناشی از حذف مناسب اثر پارازیتی $\dot{\theta}$ نیز می‌باشد و لازم به بررسی رفتار پاسخ پله $\dot{D}_c / \dot{\lambda}$ به‌صورت جداگانه نمی‌باشد و فقط به این دلیل در این قسمت آورده شده‌است که اثر حذف آن بخاطر ماهیت پارازیتی بودن آن روشن گردد. نمودارهای فوق دید کنترلی مناسبی در مورد اثر مخرب شیب ریدوم بر پایداری و عملکرد جستجوگر می‌دهد. با توجه به نمودار فوق می‌توان نتیجه گرفت که تغییر شیب ریدوم علاوه بر کاهش پایداری، خطای حالت ماندگار محسوسی در تخمین نرخ چرخش خط دید ایجاد می‌کند و رفتار پاسخ گذرا را نیز خراب می‌کند بنابراین منجر به افزایش خطای برخورد به هدف در فاز نهایی هدایت خواهدشد. از این‌رو استفاده از یک جبران‌ساز جهت بهبود پایداری و عملکرد حلقه هدایت لازم است.

## ۳- طراحی جبران‌ساز ریدوم

جهت طراحی جبران‌ساز همواره نیاز به تعریف یک معیار عملکرد می‌باشد که با زبان ریاضی از دیدگاه کنترل قابل فرموله‌کردن باشد. از آنجا که هدف نهایی جبران‌ساز کاهش خطای برخورد در حضور عدم‌قطعیت ریدوم می‌باشد، در مسئله مورد بررسی دو مشکل جهت تعریف معیار عملکرد وجود دارد. اولاً حلقه آشیانه‌یاب مطابق شکل ۵ به دلیل وجود پارامتر فاصله نسبی رهگیر تا هدف ($R_{TM}$) ، یک حلقه متغیر با زمان می‌باشد لذا ارتباط برقرار کردن میان خطای برخورد به هدف و جبران‌ساز از دیدگاه کنترل به سادگی قابل انجام نمی‌باشد.




شکل ۵. دینامیک خطای برخورد در حلقه آشیانه‌یاب [۱۹]

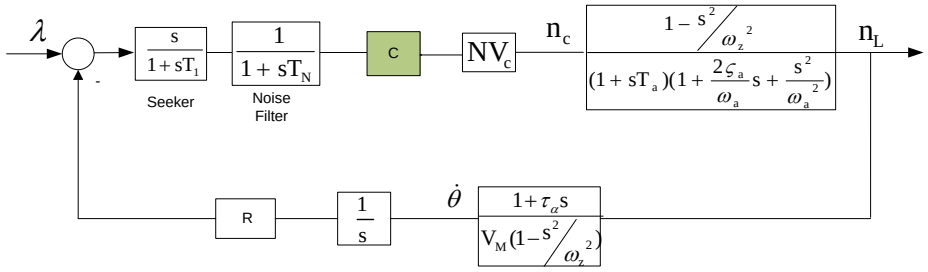
ثانیاً با توجه به شکل ۲ ورودی حلقه هدایت زاویه خط دید ( $\lambda$ ) و خروجی آن شتاب لحظه‌ای ( $n_L$ ) رهگیر می‌باشد بنابراین ذاتاً این حلقه یک حلقه ردیابی نمی‌باشد. درنتیجه باید معیار عملکردی به‌صورت تحلیلی تعریف شود که با ارضای آن رفتار حلقه هدایت بهبود و در نتیجه خطای برخورد کاهش یابد.

در این قسمت با استفاده از یک نگرش جدید جبران‌سازی طراحی می‌شود که همزمان باعث بهبود پایداری و عملکرد حلقه هدایت شود. در این روش برخلاف روش‌های مرسوم کنترل که پاسخ فرکانسی حلقه باز یا بسته سیستم شکل‌دهی می‌شود، پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو شکل‌دهی خواهدشد.

اگر حلقه پایدارساز جستجوگر ایده‌آل فرض شود ($K_{sl} = \infty$) دیاگرام بلوکی حلقه هدایت (شکل ۲) در حضور جبران‌ساز به‌صورت شکل ۶ خواهدشد. چون این حلقه از نوع ردیابی نمی‌باشد بنابراین براساس روش‌های متداول شکل‌دهی حلقه‌باز یا بسته که هدف تعقیب ورودی یا حذف اغتشاش و نویز می‌باشد، نمی‌توان این مسئله را حل کرد. به‌عنوان مثال در مسائل متداول ردیابی رابطه مستقیمی بین پاسخ فرکانسی حلقه‌باز سیستم با رفتار سیستم حلقه‌بسته وجود دارد. به‌عنوان مثال می‌توان با افزایش بهره در فرکانس‌های پایین و کاهش بهره در فرکانس‌های بالای سیستم حلقه‌باز، هم به ردیابی خوبی رسید و هم اغتشاشات و نویزها را به‌خوبی حذف کرد. اما در این‌جا چون حلقه از نوع ردیابی متداول نمی‌باشد، هیچ رابطه مشخصی بین پاسخ فرکانسی حلقه‌باز سیستم با بهبود خطای برخورد در سیستم حلقه‌بسته وجود ندارد. به‌عنوان مثال افزایش بهره در فرکانس‌های پایین و یا کاهش بهره در فرکانس‌های بالا لزوماً به معنی عملکرد بهتر سیستم در کاهش خطای برخورد نمی‌باشد. در نتیجه هیچ معیار مشخصی برای طراحی جبران‌ساز با روش‌های متداول وجود ندارد. این مشکل از آن جهت حائز اهمیت است که در صورت نداشتن معیار مشخصی برای طراحی جبران‌ساز، از هیچ‌کدام از روش‌های موجود در حوزه فرکانس (روش‌های کلاسیک و یا روش‌های مدرن از قبیل روش‌های مقاوم $H_\infty$ ) نمی‌توان برای طراحی کنترل‌کننده بهره جست. جهت حل مشکل ذکرشده در این مقاله ایده‌ای ارائه می‌شود که در ادامه توضیح داده می‌شود. فرض کنید که تابع تبدیل حلقه‌بسته ایده‌آل $n_L / \lambda$ بر اساس تحلیل‌های هدایتی و با معیار خطای برخورد $n_L / \lambda$ داده شده‌است. این تابع تبدیل با توجه به ثابت زمانی کل حلقه هدایت با یک تابع تبدیل مرتبه اول با ثابت زمانی مشخص تقریب زده شده‌است. در ایده ارائه‌شده در این مقاله ابتدا با توجه به تابع تبدیل حلقه‌بسته ایده‌آل $n_L / \lambda$ مسیر پیش‌روی مطلوب حلقه هدایت بدست می‌آید. در گام بعد با تکنیک شکل‌دهی پاسخ فرکانسی، جبران‌سازی طراحی می‌شود که با حفظ پایداری به ازای ریدوم‌های مختلف کمترین فاصله را با مسیر پیش‌روی مطلوب داشته‌باشد. بدین‌صورت می‌توان در حضور عدم‌قطعیت ریدوم عملکرد را بهبود داد.



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]




شکل ۶. دیاگرام بلوکی حلقه هدایت با فرض $\mathrm{Ksl}=\infty$

از منظر طراح هدایت تابع تبدیل حلقه‌بسته مطلوب هدایت به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{n_L}{\lambda}=\frac{sNV_c}{1+sT_G} \qquad (۸)$$

که $T_G$ معادل ثابت زمانی مطلوب کل حلقه هدایت می‌باشد. با توجه به شکل ۶ اگر مسیر پیش‌رو و پس‌خور را مطابق زیر به ترتیب با A و B نشان دهیم

$$A=See\ker\times Noise\ Filter\times NV_c\times\frac{n_L}{n_c} \qquad (۹)$$

$$B=R\times\frac{1}{s}\times\frac{\dot{\theta}}{n_L} \qquad (۱۰)$$

تابع تبدیل حلقه‌بسته به‌صورت زیر خواهدشد.

$$\frac{n_L}{\lambda}=\frac{A}{1+AB} \qquad (۱۱)$$

که همانند شکل ۶ با قرادادن جبران‌ساز می‌توان مسیر پیش‌رو (A) را تغییر داد لذا اگر بخواهیم تابع تبدیل حلقه هدایت همانند تابع تبدیل مطلوب شود، خواهیم داشت:

$$\frac{sNV_c}{1+sT_G}=\frac{A_{ideal}}{1+A_{ideal}B} \qquad (۱۲)$$

که با انجام عملیات جبری، تابع تبدیل ایده‌آل مسیر پیش‌رو ($A_{ideal}$) به‌صورت زیر بدست می‌آید.

$$A_{ideal}=\frac{sNV_c}{1+sT_G-RNV_c\times\dfrac{\dot{\theta}}{n_L}} \qquad (۱۳)$$

اکنون اگر بتوان به کمک یک جبران‌ساز، پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو حلقه هدایت (A) را به پاسخ فرکانسی $A_{ideal}$ شبیه کرد می‌توان انتظار داشت که عملکرد سیستم حلقه‌بسته مشابه تابع تبدیل حلقه‌بسته مطلوب هدایت ($n_L/\lambda$) شود و در نتیجه عملکرد سیستم بهبود یابد. در این مقاله با استفاده از نامساوی ماتریسی خطی در شکل‌دهی پاسخ فرکانسی، جبران‌ساز به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که رفتار تابع A مشابه رفتار $A_{ideal}$ موردنظر شود. این ایده و الگوریتم ارائه‌شده در بخش بعد توضیح داده خواهد شد. اما مسئله‌ای برای محاسبه $A_{ideal}$ وجود دارد که در این‌جا به بررسی این مسئله و نحوه حل آن پرداخته می‌شود.

با دقت در رابطه (۱۳) مشاهده می‌شود که پاسخ فرکانسی $A_{ideal}$ تابعی از شیب ریدوم می‌باشد و از آن‌جایی که در عمل شیب ریدوم دارای عدم‌قطعیت می‌باشد، لذا اندازه پاسخ فرکانسی $A_{ideal}$ برای شیب ریدوم‌های مختلف به‌صورت یک پوش منحنی خواهدشد. اما برای طراحی جبران‌ساز فقط به یک پاسخ فرکانسی نیاز است. از این رو در این مقاله برای انتخاب $A_{ideal}$ مورد نظر (از میان دسته‌پوش به‌دست آمده ناشی از ریدوم‌های مختلف) از ابزار شکاف متریک وی استفاده می‌شود. در ادامه ابتدا این ابزار معرفی شده و سپس به ارائه ایده مورد نظر برای شکل‌دهی پاسخ فرکانسی پرداخته شده‌است.

ابزار شکاف متریک وی برای اندازه‌گیری فاصله بین دو سیستم حلقه‌بسته از روی رفتار حلقه‌باز آن‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. شکاف وی بین دو سیستم بیان‌گر تفاوت در رفتار حلقه‌بسته آن‌هاست. شکاف وی همواره عددی بین صفر و یک بوده و هرچه این عدد به یک نزدیک‌تر باشد بیان‌گر تفاوت بیشتر دینامیک دو سیستم حلقه‌بسته می‌باشد. در ادامه به تعریف این ابزار پرداخته شده و سپس نحوه استفاده از این ابزار برای انتخاب $A_{ideal}$ بیان خواهد شد.

**تعریف**: شکاف متریک وی به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰]:

$$\delta_v(P_1,P_2)=\begin{cases}\left\|\Psi(P_1,P_2)\right\|_\infty, & \det\theta(j\omega)\neq 0\ \ \forall\omega,\ \mathrm{wno}\det\theta(s)=0\\ 1, & \text{otherwise}\end{cases} \qquad (۱۴)$$

که در آن:

$$\Psi(P_1,P_2)=:-\tilde{N}_2M_1+\tilde{M}_2N_1 \qquad (۱۵)$$

$$\theta(s)=:\tilde{N}_2N_1+\tilde{M}_2M_1 \qquad (۱۶)$$

$\tilde{N}_2,N_1,\tilde{M}_2,M_1$ ضرایب نرمالیزه‌شده نسبت به هم اول پلانت‌های $P_1,P_2$ بوده و $\mathrm{wno}\det\theta(s)$ برابر تعداد چرخش تابع $\theta(s)$ در جهت عقربه‌های ساعت حول مبدأ می‌باشد که در نمودار نایکوئیست مشخص است.



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

مزیت ابزار شکاف وی این است که می‌توان با بررسی رفتار دو سیستم حلقه‌باز، مقدار مشابهت رفتار حلقه‌بسته آن‌ها را تحلیل کرد. در مقاله حاضر نیز با استفاده از این ابزار شکاف وی بین پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ برای شیب ریدوم‌های مختلف را نسبت به هم به‌دست آورده و شیب ریدومی انتخاب می‌شود که پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ آن کمترین فاصله را با سایر پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ داشته باشد. به عبارت دیگر اگر پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ را در شیب ریدوم‌های مختلف با $G_i$ نشان داده شود، از معیار زیر برای انتخاب بهترین $G$ ($G_0$) استفاده می‌شود [۲۱].

$$\min_{G_0} \max_{G_i} \delta_v(G_0, G_i) \qquad (۱۷)$$

در این رابطه $G_i$ ها از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\Delta G = 0.005$$
$$G_i = \Delta G \times i \qquad (۱۸)$$

برای این منظور شکاف وی بین پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ محاسبه می‌شود که نتایج آن در جدول زیر نشان داده شده‌است.

جدول ۲. شکاف وی بین پاسخ‌های فرکانسی $A_{ideal}$ در شیب ریدوم‌های مختلف

| | $G_1$ | $G_2$ | $G_3$ | $G_4$ | $G_5$ | $G_6$ | $G_7$ | $G_8$ | $G_9$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $G_1$ | 0 | 0.0142 | 0.0326 | 0.0516 | 0.0713 | 0.0918 | 0.1131 | 0.1353 | 0.1583 |
| $G_2$ | 0.142 | 0 | 0.0184 | 0.0374 | 0.0572 | 0.0777 | 0.0991 | 0.1213 | 0.1444 |
| $G_3$ | 0.0326 | 0.0184 | 0 | 0.0191 | 0.0389 | 0.0594 | 0.0809 | 0.1031 | 0.1264 |
| $G_4$ | 0.0516 | 0.0374 | 0.0191 | 0 | 0.0198 | 0.0404 | 0.0619 | 0.0843 | 0.1076 |
| $G_5$ | 0.0713 | 0.0572 | 0.0389 | 0.0198 | 0 | 0.0206 | 0.0421 | 0.0646 | 0.0880 |
| $G_6$ | 0.0918 | 0.0777 | 0.0594 | 0.0404 | 0.0206 | 0 | 0.0215 | 0.0440 | 0.0675 |
| $G_7$ | 0.1131 | 0.0991 | 0.0809 | 0.0619 | 0.0421 | 0.0215 | 0 | 0.0225 | 0.0460 |
| $G_8$ | 0.1353 | 0.1213 | 0.1031 | 0.0843 | 0.0646 | 0.0440 | 0.0255 | 0 | 0.0235 |
| $G_9$ | 0.1583 | 0.1444 | 0.1264 | 0.1076 | 0.0880 | 0.0675 | 0.0460 | 0.0235 | 0 |
| $\max \delta_v$ | 0.1583 | 0.1444 | 0.1264 | 0.1076 | 0.0880 | 0.0918 | 0.1131 | 0.1353 | 0.1583 |

همان‌طور که از جدول فوق مشاهده می‌شود بر مبنای معیار بیان‌شده در رابطه (۱۷)، بهترین سیستم برای انتخاب $A_{ideal}$ سیستم $G_5$ می‌باشد. اکنون می‌بایست جبران‌ساز به‌گونه‌ای طراحی شود که مسیر پیش‌روی واقعی (A) بر $A_{ideal}$ انتخاب شده منطبق گردد.

طراحی جبران‌ساز حلقه به‌گونه‌ای که با ضرب آن در مسیر واقعی A رفتاری شبیه حالت ایده‌آل $A_{ideal}$ بدست آید، معمولا کار سختی بوده و نیاز به سعی و خطای فراوان دارد. در این مقاله برای طراحی وزن‌های شکل‌دهی حلقه، ابتدا مسئله فوق با استفاده از یکسری روابط جبری تبدیل به یک مسئله نامساوی ماتریسی خطی می‌شود و سپس به سادگی وزن‌های مورد نظر طراحی می‌گردد. ایده مورد استفاده در این مقاله مشابه [۱۶] می‌باشد اما با این تفاوت که در روش ارائه‌شده در [۱۶] یک مسئله بهینه‌سازی برای طراحی کنترل‌کننده و وزن‌های شکل‌دهی حلقه ارائه شده‌است در حالی که در این مقاله یک مسئله جبری در قالب نامساوی ماتریسی خطی برای طراحی وزن‌های شکل‌دهی حلقه ارائه گردیده است.

برای شکل‌دهی مسیر پیش‌رو می‌بایست وزن‌های شکل‌دهی حلقه $W_1, W_2$ به‌گونه‌ای انتخاب شوند که با ضرب آن‌ها در سیستم نامی A رفتار سیستم شبیه حالت ایده‌آل $A_{ideal}$ شود. یعنی رابطه زیر برقرار شود:

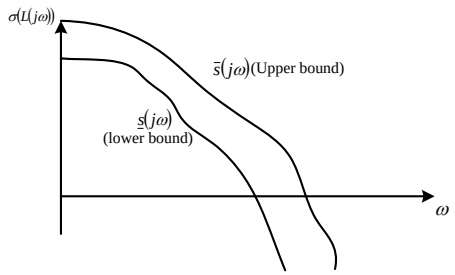
$$W_2 A W_1 = A_{ideal} \qquad (۱۹)$$

باید توجه شود که در عمل شیب ریدوم دارای عدم‌قطعیت می‌باشد. بنابراین اندازه پاسخ فرکانسی $A_{ideal}$ برای شیب ریدوم‌های مختلف به‌صورت یک پوش منحنی خواهدشد. البته لازم به ذکر است که در اینجا چون حلقه ایده‌آل به‌صورت SISO می‌باشد می‌توان یکی از وزن‌ها را برابر یک فرض کرد و تنها به طراحی وزن دوم پرداخت. در اینجا برای سادگی، وزن $W_1$ برابر یک انتخاب می‌شود. برای تبدیل مسئله فوق به یک مسئله جبری در قالب نامساوی ماتریسی خطی، فرض



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

می‌شود که $A_{ideal}$ درون یک ناحیه فرکانسی مجاز مطابق شکل ۷ حرکت می‌کند (رابطه (۲۰)):




شکل ۷. محدوده مجاز بالا و پایین برای پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو ایده‌آل

$$\left|\underline{s}(j\omega)\right| < \left|A_{ideal}(j\omega)\right| < \left|\bar{s}(j\omega)\right| \quad \forall i,\omega \qquad (۲۰)$$

هدف طراحی وزن‌های شکل‌دهی حلقه این است که با ضرب آن‌ها در پاسخ فرکانسی سیستم نامی A، سیستم $A_{ideal}$ به‌دست آید. پس می‌توان در رابطه (۲۰) به‌جای $A_{ideal}$، رابطه $W_2AW_1$ را قرار داد. با جایگذاری در رابطه فوق رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\left|\underline{s}(j\omega)\right| < \left|W_2(j\omega)A(j\omega)W_1(j\omega)\right| < \left|\bar{s}(j\omega)\right| \quad \forall i,\omega \qquad (۲۱)$$

با مجذور نمودن طرفین تساوی رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\left|\underline{s}(j\omega)\right|^2 < \left|W_1^* A^* W_2^* W_2 A W_1\right| < \left|\bar{s}(j\omega)\right|^2 \quad \forall i,\omega \qquad (۲۲)$$

با استفاده از رابطه بالا، رابطه زیر به سادگی به‌دست می‌آید:

$$\left|\underline{s}(j\omega)\right|^2 \left(W_1^{-*}W_1^{-1}\right) < A^*\left(W_2^* W_2\right)A < \left|\bar{s}(j\omega)\right|^2 \left(W_1^{-*}W_1^{-1}\right) \ \forall\omega \qquad (۲۳)$$

از آن‌جایی که وزن‌های $W_2, W_1$ قطری هستند توابع $W_1^{-*}W_1^{-1}$ و $W_2^{*}W_2$ نیز قطری بوده که به‌صورت زیر نمایش داده می‌شوند:

$$\begin{aligned} \Lambda_{1\omega} &= W_1^{-*}W_1^{-1} \in \Lambda_n \\ \Lambda_{2\omega} &= W_2^{*}W_2 \in \Lambda_m \end{aligned} \qquad (۲۴)$$

با در اختیار داشتن $\Lambda_{1\omega}$ و $\Lambda_{2\omega}$ می‌توان به‌سادگی توابع $W_2, W_1$ را با منطبق‌کردن توابع تبدیل می‌نیمم فاز روی قطر اصلی $\left(\Lambda_{1\omega}\right)^{-1/2}$ و $\left(\Lambda_{2\omega}\right)^{1/2}$ بدست آورد. با جایگذاری $\Lambda_{1\omega}$ و $\Lambda_{2\omega}$ از رابطه (۲۴) در (۲۳) می‌توان نوشت:

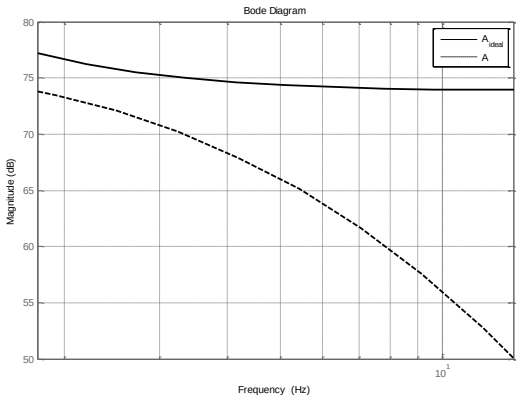
$$\left|\underline{s}(\omega)\right|^2 \left(\Lambda_{1\omega}\right) < A^*\left(\Lambda_{2\omega}\right)A \qquad \forall\omega \qquad (۲۵)$$

$$A^*\left(\Lambda_{2\omega}\right)A < \left|\bar{s}(\omega)\right|^2 \left(\Lambda_{1\omega}\right) \qquad \forall\omega \qquad (۲۶)$$

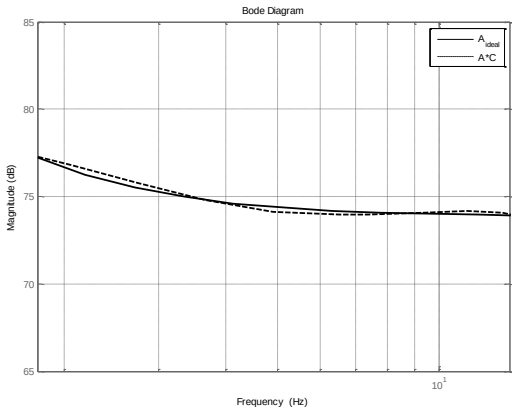
دو نامساوی بیان‌شده در روابط فوق در هر فرکانس $\omega$ یک مسئله نامساوی ماتریسی خطی بوده که به سادگی توسط ابزارهای نرم‌افزار MATLAB قابل حل می‌باشد. کافی است که این نامساوی‌ها به‌ازای یک بازه فرکانسی حل شوند. ماتریس‌های توابع تبدیل قطری $W_2(s), W_1(s)$ با منطبق کردن توابع تبدیل می‌نیمم فاز روی مقادیر قطر اصلی $\left(\hat{\Lambda}_{2\omega}\right)^{1/2}, \left(\hat{\Lambda}_{1\omega}\right)^{-1/2}$ به‌سادگی به‌دست می‌آیند.

## ۴- نتایج طراحی جبران‌ساز و شبیه‌سازی

فرآیند ذکر شده در قسمت قبل برای یک رهگیر مدل در حضور خطای ریدوم پیاده گردید و با استفاده از الگوریتم ارائه‌شده برای طراحی وزن‌های شکل‌دهی حلقه، جبران‌ساز مناسب به‌گونه‌ای طراحی شد که با ضرب آن در پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو (A)، پاسخ فرکانسی ایده‌آل ( $A_{ideal}$ ) به‌دست آید. در شکل ۸ پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌روی ایده‌آل و مسیر پیش‌روی بدون جبران‌ساز آورده شده‌است که گویای اختلاف زیاد آنها می‌باشد. سپس در شکل ۹ پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌روی ایده‌آل و مسیر پیش‌روی جبران‌سازی شده برای رهگیر موردنظر ترسیم شده‌است. شکل ۹ گویای اینست که جبران‌ساز با دقت بسیار مناسبی توانسته شکل‌دهی پاسخ فرکانسی را انجام دهد و پاسخ مسیر پیش‌روی حلقه هدایت را با وجود خطای ریدوم مشابه پاسخ مسیر پیش‌روی ایده‌آل نماید. (در نتایج ترسیم شده منظور از کنترل‌کننده C همان $W_2$ یا وزن شکل‌دهی حلقه می‌باشد.)

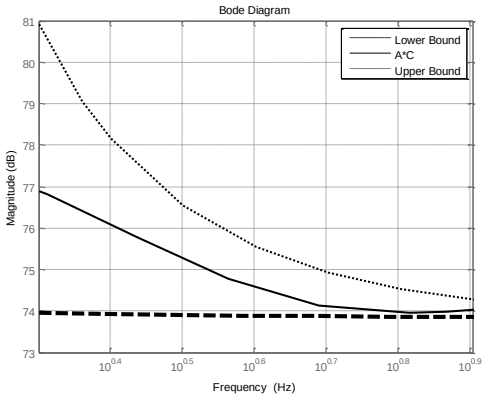



شکل ۸. دیاگرام بود مسیر پیش‌رو ایده‌آل و مسیر پیش‌رو بدون جبران‌ساز




شکل ۹. دیاگرام بود مسیر پیش‌رو ایده‌آل و مسیر پیش‌رو با جبران‌ساز

[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

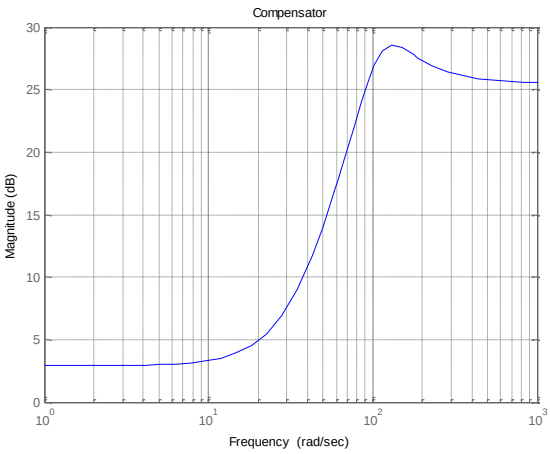



شکل ۱۰. مسیر پیشرو جبران‌سازی شده در حضور محدوده مجاز بالا و پایین

همچنین تابع تبدیل جبران‌ساز طراحی‌شده نیز به‌صورت زیر می‌باشد که از درجه ۲ است.

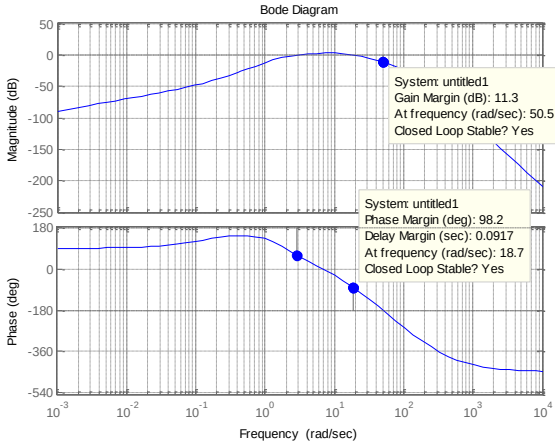
$$C = \frac{18.7537\,(s^2 + 51s + 935.2)}{(s^2 + 87.04s + 12570)} \qquad (۲۷)$$

و مشخصات فرکانسی آن در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است.

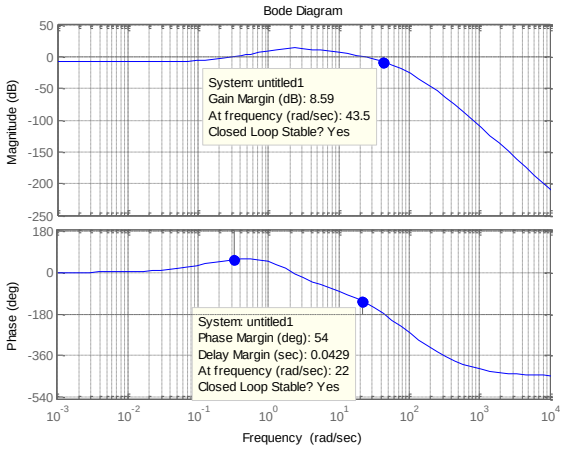



شکل ۱۱. دیاگرام اندازه بود جبران‌ساز

از آنجا که در روند طراحی جبران‌ساز، $K_{sl}$ بی‌نهایت فرض شده‌است لذا بایستی پایداری برای حلقه واقعی هدایت (شکل ۲) که مقدار $K_{sl}$ محدود می‌باشد نیز بررسی شود. بدین منظور از معیار حاشیه فاز و حاشیه بهره استفاده می‌کنیم. لازم به‌ذکر است برای این رهگیر مدل بازه تغییرات شیب ریدوم $0 \le R \le 0.04$ در نظر گرفته شده‌است. از این‌رو نمودارهای پاسخ فرکانسی حلقه‌باز هدایت در حضور جبران‌ساز و به‌ازای مقدار شیب ریدوم 0 و 0.04 در شکل ۱۲ و شکل ۱۳ آورده شده‌است.




شکل ۱۲. دیاگرام بود حلقه‌باز هدایت با جبران‌ساز ($R = 0$)




شکل ۱۳. دیاگرام بود حلقه‌باز هدایت با جبران‌ساز ($R = 0.04$)

همانطور که مشخص است در حضور خطای ریدوم حاشیه بهره و فاز حلقه هدایت با وجود جبران‌ساز به ترتیب برابر ۸٫۵۹ dB و ۵۴ درجه می‌شود بنابراین در بازه تغییرات شیب ریدوم جبران‌ساز پایداری حلقه هدایت را به‌خوبی تأمین می‌نماید. در ادامه نتایج شبیه‌سازی آورده شده است.

جهت بررسی عملکرد جبران‌ساز ارائه‌شده، شبیه‌سازی پرواز رهگیر و هدف در حضور عدم‌قطعیت ریدوم و سناریوهای برخورد متفاوت (از حیث زمان پرواز و مانور هدف) مطابق با شکل ۲ و شکل ۵ انجام شد. تمامی سناریوها صفحه‌ای می‌باشد و از قانون هدایت ناوبری تناسبی حقیقی (TPN) جهت تولید فرامین شتاب جانبی استفاده شده‌است. همچنین مانور هدف به‌صورت یک تابع پله با زمان اعمال تصادفی به‌صورت زیر مدل شده‌است:

$$n_T(t) = n_T^{max} u(t - T) \qquad (۲۸)$$

که $u(t-T)$ تابع پله و T به‌صورت تصادفی و با چگالی احتمال یکنواخت در بازه $[0, t_f]$ می‌باشد که $t_f$ زمان پرواز است. مشخصات مانور هدف در جدول ۳ آورده شده‌است.



[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

جدول ۳.مشخصات مانور هدف

| Symbol | value |
|---|---|
| $n_T^{max}$ | 100 $m/s^2$ |
| $t_f$ | 10 s |

در جدول ۴ نتایج شبیه‌سازی آورده شده‌است. نتایج نشان‌دهنده این است که میانگین و بیشینه خطای برخورد به هدف (MD) در حضور جبران‌ساز، با وجود درجه پایین آن، به میزان محسوسی کاهش می‌یابد که گویای عملکرد بسیار خوب روش ارایه‌شده می‌باشد.

جدول ۴. نتایج شبیه‌سازی خطای برخورد

| جبران‌ساز | $RMS_{MD}$(m) | $max_{MD}$(m) |
|---|---|---|
| × | 93 | 138 |
| ✓ | 69 | 102 |

با توجه به رویکرد کاربردی این مقاله، با تعمیم روش ارایه شده به مدل سه‌بعدی و همچنین اعمال ابزار جدول‌بندی بهره می‌توان آن را در شبیه‌سازی کامل شش درجه آزادی نیز مورد ارزیابی قرار داد و در سیستم‌های هدایت واقعی پیاده‌سازی نمود.

## ۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا اثر مخرب ریدوم بر حلقه هدایت از دیدگاه کنترل تحلیل شد که نتیجه آن کاهش پایداری و افت عملکرد حلقه می‌باشد. از این‌رو جبران ساز خطای ریدوم با استفاده از یک ایده جدید در شکل‌دهی پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو در حلقه هدایت طراحی شده‌است. با توجه به ایجاد حلقه پس‌خور پارازیتی بوسیله خطای ریدوم و عدم همجنس بودن ورودی و خروجی حلقه هدایت، طراحی جبران ساز با چالش مواجه بوده و از روش‌های مرسوم طراحی کنترل کننده قابل حل نمی‌باشد. در روش پیشنهادی، هدف مسئله شکل‌دهی پاسخ فرکانسی مسیر پیش‌رو تعریف گشته و با تبدیل آن به نامساوی ماتریسی خطی بصورت یک مساله سیستماتیک حل می‌شود. همچنین با توجه به وجود عدم قطعیت در شیب ریدوم، به‌منظور تعیین پاسخ مطلوب از ابزار شکاف متریک وی استفاده شده‌است. از مزایای این روش می‌توان به درجه پایین جبران‌ساز و سادگی پیاده‌سازی اشاره کرد. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد که افزودن جبران‌ساز باعث بهبود پایداری حلقه هدایت و کاهش موثر خطای برخورد به هدف در حضور خطای ریدوم می‌شود.

## مراجع

[1] N.F. Palumbo, R.A. Blauwkamp, J.M. Lloyd, "Basic Principles of Homing Guidance", Johns Hopkins APL Technical Digest, vol. 29, No. 1, PP. 25-41, 2010.

[2] C. Lin, Modern Navigation, Guidance and Control Processing, Prenitise Hall, Englewood Cliffs, New Jercy, 1991.

[3] J. Lin, Y. Chau, "Radome slope Compensation Using Multiple-Model Kalman Filters", Journal of Guidance, vol. 18, no. 3, pp. 637–640, 1994.

[4] F.W. Nelsin, P. Zarchan, "Radome Induced Miss Distance In Aerodynamically controlled Homing Missile", AIAA, 1984.

[5] F.W. Nelsin, P. Zarchan, "Digital homing guidance - Stability vs performance tradeoffs", Journal of Guidance, vol. 8, no. 2, pp. 255-261, 1985.

[6] B. Abhijit, P.K.Tiwari, V. Prashant, R.N. Bhattacharjee, "In Flight Radome Error Compensation through Simulated Test data", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005.

[7] P. Zarchan, H. Gratt, "Adaptive radome compensation using dither", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No. 1, PP. 51-57, 1999.

[8] W.R. Yueh, C. Lin, "Guidance Performance Analysis with In-flight Radome Error Calibration", Journal of Guidance, Vol. 8, No. 5, PP. 666-669, 1985.

[۹] سید حمید جلالی نائینی، "تحلیل فاصله خطای استراتژی ناوبری تناسبی با بازخورد شتاب و سرعت زاویه بدنه با استفاده از روش الحاقی"، مجله کنترل دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، جلد۷، شماره ۱، صفحه۵۱-۴۳، بهار ۱۳۹۲.

[10] T.L Song, S.J. Shin, "Active Homing Performance Enhancement With Multiple Model Radome slope Estimation", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004.

[11] P. Gurfil, N.J. Kasdin, "Improving Missile Guidance Performance By In-flight Two-Step Nonlinear Estimation of Radome Aberration", IEEE Transaction on Control Systems Technology, vol. 12, no. 4, pp. 532-541, 2004.

[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]
[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]

[12] S.S. Han, S.K. Jang, S.J. Lee, "Radome Compensation Using Adaptive Particle Filter", 17th IFAC Symposiumom Automatic Control in Aerospace, Vol. 40, No.7, PP. 43-48, 2007.

[13] X. Cao, C. Dong, Q. Wang, Y. Chen, "Radome Slope Estimation in Flight Using Fuzzy Adaptive Multiple Model for Active Homing Missile", 9th IEEE International Conference on Electronic Measurement & Instruments (ICEMI), 2009.

[14] J.M. Lin, C.H. Lin, "Intelligent Fuzzy Terminal Guidance Law for High Altitude Air Defense by Taking Turning Rate and Radome Error Slope into Consideration", 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, 2011.

[15] S.K. Han, S. Ahn, W.S. Ra, J.B. Park, "Missile Radome Error Compensation Using Modified Interacting Multiple Model Kalman Filter", 14th International Conference on Control, Automation and Systems (lCCAS), 2014.

[16] A. Lanzon, "Weight optimization in H∞ loop shaping", Automatica, Vol. 41, No. 7, PP. 1201-1208, 2005.

[17] P. Garnell, Guidance weapon control systems, 2nd Edition, Pergamon Press, 1980.

[18] F.W. Nesline, P. Zarchan, "Line of Sight Reconstruction for Faster Homing Guidance", Journal of Guidance, vol. 8, No. 1, PP. 3-8, 1985.

[19] F.W. Nesline, P. Zarchan , "Missile Guidance Design Trade-Offs For High Altitude Air defense", Journal of Guidance, Vol. 6, No. 3, PP. 207-212, 1983.

[20] G. Vinnicombe, Uncertainty and feedback: h-infinity loop shaping and the v-gap metric, Imperial College press, 1999.

[۲۱] سید محمد جواد معافی مدنی، ایمان محمدزمان، "طراحی خودخلبان با استفاده از روش کنترل کننده استاتیکی شکل‌دهی حلقه $H_\infty$"، نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی، سال سیزدهم، شماره ۲، صفحه ۷۹-۹۴، سال ۱۳۹۰.

[ Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-10 ]

[ DOR: 20.1001.1.20088345.1395.10.3.2.6 ]