

## (علمی-پژوهشی)

طراحی کنترل کننده مقاوم  $H_\infty$  برای سیستم برداردهی تراست  
یک پرنده

استفاده از روش بانداگراف استخراج شده است. پس از آن پارامترهای عملکردی بحرانی سیستم با توجه به امکان پذیری عملیاتی و محدوده عملکرد موفق سیستم مورد ارزیابی قرار گرفته و شناسایی شدند. در ادامه توابع وزنی طراحی کنترل کننده مقاوم  $H_\infty$  از جمله تابع وزنی نامعینی تحت تاثیر عدم قطعیت های مشخص شده، تعیین شدند. در انتها نیز قوام کنترل مقاوم در حضور عدم قطعیت ها مورد ارزیابی قرار گرفت و پس از آن نتایج تغییر زاویه نازل برداردهی تراست در مقایسه با نتایج عملکرد یک کنترل کننده PID بهینه شده ارزیابی شد. شبیه سازی های انجام گرفته غالباً تحت نرم افزار متلب بوده است. نتایج این پژوهش نشان داد که روش بانداگراف از اعتبار مناسبی برای مدل سازی این سیستم برخوردار بوده و کنترل کننده مقاوم طراحی شده نیز می تواند پاسخگوی الزامات ماموریتی آن باشد.

**واژه های کلیدی:** کنترل بردار تراست، بانداگراف، مدل سازی دینامیکی، نازل، بهینه سازی، کنترل کننده مقاوم  $H_\infty$

حجت طائی\* و علی ابوطالبیان\*\*

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مکانیک، شاهین شهر، ایران، کدپستی: ۱۱۵-۸۳۱۴۵

\* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

taei@mut.ac.ir

\*\* کارشناسی ارشد

Robust  $H_\infty$  Control Design for Thrust  
Vectoring System of a UAV

The design of a controller for a thrust vector control system of UAV has been studied through the robust  $H_\infty$  control method. In the first, the governing space-state equations of the system have been derived using the bond graph approach. Then, the critical performance parameters of the system were evaluated and identified according to the operational feasibility and the range of successful performance of the system. Next, the weight functions of the robust  $H_\infty$ , including the indeterminate weight function under the influence of specified uncertainties, were determined. Finally, the consistency of robust control in the presence of uncertainties was evaluated and the results of deflection of thrust vectoring nozzle were compared with the performance results of an optimized PID controller. The simulation results are determined using the MATLAB environment. The results of this study showed that the bond-graph method has good validity for modeling of this system and the designed robust controller can also meet its mission requirements.

**Keywords:** Thrust Control Vector (TVC), Bond-Graph, Dynamic modeling, Nozzle, Optimization, Robust Control  $H_\infty$ .

H. Taei<sup>1\*</sup> and A. Aboutalebiyan<sup>1\*\*</sup>

1- Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran, Postal Code: 83145/115, Shahin Shahr, IRAN

\* Assistant Professor (Corresponding Author): Email:

taei@mut.ac.ir

\*\* M.Sc. Holder

هدف از این پژوهش طراحی

کنترل کننده مقاوم  $H_\infty$  برای سیستم برداردهی تراست یک پرنده مانورپذیر بوده است. در ابتدا معادلات فضای حالت دینامیک حلقه باز سیستم برداردهی تراست با

(علمی-پژوهشی)  
حجت طائی و علی ابوطالبیان

### ۱- فهرست علائم و اختصارات

نماد	توضیحات	واحد	نماد	توضیحات	واحد
$v(t)$	ولتاژ ورودی به سیستم	(V)	$L_N$	بازوی گشتاور نازل کنترل بردار تراست	(m)
$R$	مقاومت داخلی موتور BLDC	( $\Omega$ )	$J_N$	اینرسی معادل نازل کنترل بردار تراست	( $kg.m^2$ )
$L$	اندوکتانس داخلی موتور BLDC	(H)	$P_{31}$	مومنومم زاویه‌ای اینرسی نازل	( $\frac{kg.m^2.rad}{sec}$ )
$p_3$	شار الکتریکی موجود در اندوکتانس موتور	(iH)	$B_N$	ضریب میرایی نازل TVC	( $\frac{N.sec}{m}$ )
$k_e$	ضریب میدان الکترومغناطیسی برگشتی	( $\frac{V.sec}{rad}$ )	$k_N$	ضریب سختی پیچشی لولای نازل	( $\frac{kg.m^2}{sec^2}$ )
$J_m$	اینرسی روتور موتور BLDC	( $kg.m^2$ )	$q_{30}$	جابه‌جایی زاویه‌ای نازل موتور TVC	(rad)
$p_6$	مومنومم زاویه‌ای اینرسی شافت موتور	( $\frac{kg.m^2.rad}{sec}$ )			
$k_t$	ضریب گشتاور موتور BLDC	( $\frac{N.m}{A}$ )			
$B_m$	ضریب میرایی زاویه‌ای موتور	( $\frac{N.m.sec}{rad}$ )			
$k_1$	ضریب سختی پیچشی شافت موتور	( $\frac{kg.m^2}{sec^2}$ )			
$q_9$	جابه‌جایی زاویه‌ای شافت موتور	(rad)			
$P_{12}$	مومنومم زاویه‌ای چرخ‌دنده اول $n_1$	( $\frac{kg.m^2.rad}{sec}$ )			
$J_1$	اینرسی چرخ‌دنده اول	( $kg.m^2$ )			
$B_1$	ضریب میرایی یاتاقان چرخ‌دنده اول	( $\frac{N.sec}{m}$ )			
$k_G$	ضریب سختی دندانه چرخ‌دنده‌ها	( $\frac{kg}{sec^2}$ )			
$n_1$	تعداد دندانه‌های چرخ‌دنده اول	-			
$q_{15}$	جابه‌جایی دندانه چرخ‌دنده‌ها	( $m^2$ )			
$n_2$	تعداد دندانه‌های چرخ‌دنده دوم	-			
$J_2$	اینرسی چرخ‌دنده دوم	( $kg.m^2$ )			
$P_{19}$	مومنومم زاویه‌ای چرخ‌دنده دوم	( $\frac{kg.m^2.rad}{sec}$ )			
$B_2$	ضریب میرایی یاتاقان چرخ‌دنده دوم	( $\frac{N.sec}{m}$ )			
$k_2$	ضریب سختی پیچشی شافت بال اسکرو	( $\frac{kg.m^2}{sec^2}$ )			
$q_{21}$	جابه‌جایی زاویه‌ای شافت بال اسکرو	(rad)			
$P_{24}$	تکانه خطی جرم بال اسکرو	( $\frac{kg.m}{sec}$ )			
$L_b$	گام پیچ بال اسکرو	(m)			
$m_s$	وزن بخش متحرک بال اسکرو	(kg)			
$k_3$	ضریب سختی میله اهرم نازل	( $\frac{kg}{sec^2}$ )			
$q_{26}$	جابه‌جایی خطی مهره بال اسکرو	(m)			

### ۲- مقدمه

کنترل هوابیما به طور سنتی با استفاده از سطوح کنترل آیرودینامیکی انجام می‌شود. در صورت وجود جریان آیرودینامیکی با چسبندگی مناسب روی سطوح کنترلی، هوابیما دچار عدم تعادل در نیروهای آیرودینامیکی خود شده که سبب حرکت پیچ و رول و یاو مطلوب خواهد شد. اما در برخی مواقع نیروی آیرودینامیکی تولید شده توسط سطوح آیرودینامیکی برای اجرای فرمان کنترلی مورد نظر کافی نیست و عملیات کنترل دچار نقص خواهد شد. در صورتی که بخواهیم تغییر زاویه پیچ در هوابیما داشته باشیم، بایستی نیروی آیرودینامیکی در جهت ایجاد پیچ در هوابیما تولید شود. در همین راستا، باید توجه کرد که اگر زاویه حمله پرنده وارد محدوده زاویه استال شود نیروهای آیرودینامیکی به سرعت کاهش می‌یابد. به عبارت دیگر، مانورهای یک پرنده هوایی سنتی محدود به عملکرد مطلوب سطوح آیرودینامیکی می‌شود. در نتیجه برای کنترل و حفظ پایداری وسایل پروازی، استفاده از یک منبع کنترل دیگر ضروری به نظر می‌رسد. این روش غیر سنتی، کنترل بردار تراست نامیده می‌شود و در سرعت کم و ارتفاع بالا به کار می‌رود.

پس از جنگ جهانی دوم و با بررسی آسیب‌پذیری جنگنده‌ها مشخص شد که باند طولانی به عنوان یک ضریب، میزان آسیب‌پذیری را در هنگام حمله دشمن افزایش می‌دهد. نتیجه این بررسی منجر به ساخت پرنده عمود پرواز هریر شد که در آن زمان تنها هوابیمای عمود پرواز در جهان بود [۱]. دلیل اصلی موفقیت هریر کارایی و ضریب اطمینان بالای سیستم برداردهی تراست موتور پگازوس آبود [۲]. به عنوان نمونه، می‌توان به یکی

مقاوم موتور BLDC را براساس حاشیه فاز و بهره<sup>۱۱</sup> طراحی کردند. در این پژوهش از تفکیک عناصر مدل و نحوه قرار دادن آنها در حلقه فیدبک استفاده شده است. نکته مهم در این پژوهش این است که سیستم‌های دینامیک را می‌شود به عنوان ترکیب یک سیستم استاتیک و المان‌های حلقه بسته دینامیکی در نظر گرفت [۹]. در سال ۲۰۱۰، اوزانا و پای<sup>۱۲</sup> کاربرد کنترل مقاوم  $H_{\infty}$  را روی یک کنترل کننده قابل برنامه‌ریزی خودکار پیاده‌سازی کردند. مدل دینامیکی که کنترل کننده را به صورت تجربی روی آن پیاده‌سازی کردند، مدل توپ و صفحه<sup>۱۳</sup> بوده است [۱۰]. نان وانگ و همکاران<sup>۱۴</sup> در سال ۲۰۱۶ طراحی کنترل مقاوم مود لغزشی تک کاناله و شبیه‌سازی عملگر الکترومکانیکی سیستم کنترل بردار تراست را انجام داد. خروجی این پژوهش یک کنترل کننده سیستم TVC مقاوم بوده است [۱۱]. در سال ۲۰۲۰، جاستین و ورس روی طراحی کنترل مقاوم، موقعیت و وضعیت روی یک پهپاد چند موتوره کار کردند که نتایج مناسبی را به همراه داشته است [۱۲].

در سال ۲۰۲۱، ژن و همکاران<sup>۱۵</sup> با طراحی یک کنترل کننده مقاوم بر مبنای کنترل کننده PD که از یک بخش نامی برای کنترل سیستم مکانیکی و یک بخش دارای کنترل کننده لیاپانوف تشکیل شده بود به صورت تجربی اثبات کردند که این روش عملکرد بازوی رباتیکی مورد استفاده در این پژوهش را بهبود دهد [۱۳]. در سال ۲۰۲۱، فانگ و همکاران<sup>۱۶</sup> روی یک کنترل کننده تطبیقی مقاوم برای رباط‌های مغناطیسی چرخدار متحرک طراحی کردند، در این روش آنها از یک شبکه عصبی آنالین برای پردازش بصری استفاده کردند. پس از مقایسه روش خود با روش PD مقاوم و کنترل تطبیقی به این نتیجه رسیدند که روش آنها از بازده بهتری برخوردار بوده است [۱۴]. هو و همکاران<sup>۱۷</sup> در سال ۲۰۲۱ روی کنترل تطبیقی مقاوم تکرارپذیر مورد استفاده در ربات‌های چند درجه آزادی صنعتی کار کردند. بدین منظور با اندازه‌گیری نویزها و چتریگ اتفاق افتاده در سرعت‌های پایین و آموزش دادن بسط فوریه و ضرایب فوریت در شرایط دارای اغتشاش به صورت آنالین دقت عملکرد مقاوم کنترل کننده طراحی شده را افزایش دادند [۱۵]. دینگ<sup>۱۸</sup> در سال ۲۰۲۱ با استفاده از شبکه عصبی کنترل علائم

از فواید ویژه این سیستم اشاره کرد که توانایی خروج پرنده از شرایط فرچرخش<sup>۱</sup> و اماندگی را فراهم کرده است.

وودبری<sup>۲</sup> در سال ۱۹۷۵ برای اولین بار سیستم دینامیکی کنترل بردار تراست<sup>۳</sup> اتصال انعطاف‌پذیر<sup>۴</sup> ارائه داده است [۳]. در سال ۱۹۹۵ استیون اشلی<sup>۵</sup> نتیجه تحقیقات کنترل بردار تراست انجام گرفته روی (ACTIVE)، پروژه SCFN و X-31 را مورد ارزیابی قرار داد و به این نتیجه رسید که در نبردهای هوایی آینده، نیاز به اجرای مانورهای سریع‌تر از اولویت‌های انکارناپذیر جنگنده‌ها است و در هر صورت باید از سیستم TVC در نسل بعدی جنگنده‌ها استفاده شود [۴]. پس از آن در سال ۱۹۹۸ شینستوک و همکاران<sup>۶</sup> یک مدل خطی شده از TVC را با استفاده از داده‌های طراحی اولیه و آزمایش‌های تجربی انجام گرفته و پارامترهای تعیین شده به صورت ایزوله بدست آوردند. سیستم TVC آن‌ها از عملگر الکترومکانیکی استفاده می‌کرد. پس از اعتبار سنجی مدل تجربی غیر خطی مشاهده شد که پس از خطی‌سازی مدل بدست آمده، مقداری از عکس‌العمل دینامیکی سیستم کاسته شده است. در صورتی که اندازه عکس‌العمل کاسته شده به نحوی به سیستم اعمال شود دقت عملکردی سیستم افزایش خواهد یافت [۵]. هائو لو و همکاران<sup>۷</sup> نیز در سال ۲۰۱۲ روی شبیه‌سازی عملگر الکترومکانیکی سیستم TVC کار کردند و نتایج نسبتاً خوبی در مقایسه با دینامیک سخت‌افزاری بدست آوردند [۶]. در سال ۲۰۱۴ فلیسیتی و همکاران<sup>۸</sup> به منظور سرویس‌دهی جمع‌آوری زباله‌های فضایی در مدار، روی شبیه‌سازی عددی سیستم برداردهی تراست یک بازوی مکانیکی با استفاده از مدیریت موقعیت مرکز جرم و اینرسی پژوهشی انجام دادند [۷].

بافینگتون و همکاران<sup>۹</sup> در سال ۱۹۹۴، کنترل مقاوم محور طولی F-18 را در حضور سیستم کنترل بردار تراست مورد بررسی قرار دادند. در خروجی این پژوهش، کنترل مقاوم محور طولی طراحی شده در حضور عدم قطعیت‌های پارامتریک مختلف و شبیه‌سازی غیرخطی حرکت هواپیما در ماخ ۰/۳ و ۰/۶ به خوبی پاسخگو بود [۸]. در سال ۲۰۰۲، دوبرا و همکاران<sup>۱۰</sup> یک کنترل

1. Spin
2. Woodberry
3. Thrust Vector Control (TVC)
4. Flexible joint
5. Steven Ashley
6. Schinstock et.al
7. Hao Lu et.al
8. Felicetti et.al
9. Buffington et.al
10. Dobra et.al

11. Gain and Phase Margin
12. Ozana and Pies
13. Ball and socket
14. Nan Wang et.al
15. Zhen et.al
16. Fang et.al
17. Hu et.al
18. Ding

## (علمی-پژوهشی) حجت طائی و علی ابوطالبیان

پیشران است. در ابتدا ولتاژ به یک موتور BLDC اعمال می‌شود. خروجی آن به عنوان یک گشتاور در یک فرکانس مشخص به چرخ‌دنده‌های کاهنده سرعت و افزایشنده گشتاور اعمال می‌شود. پس از آن این نیرو به سیستم بال‌اسکرو<sup>۲</sup> اعمال شده و در ادامه نیروی خطی خروجی از بال‌اسکرو به بازوی نازل وارد خواهد شد و نازل را به اندازه‌ی مورد نظر جابه‌جا می‌کند. در شکل ۱ شماتیک گسترده مدل دینامیکی سیستم برداردهی تراست به همراه جزئیات آن نمایش داده شده است.

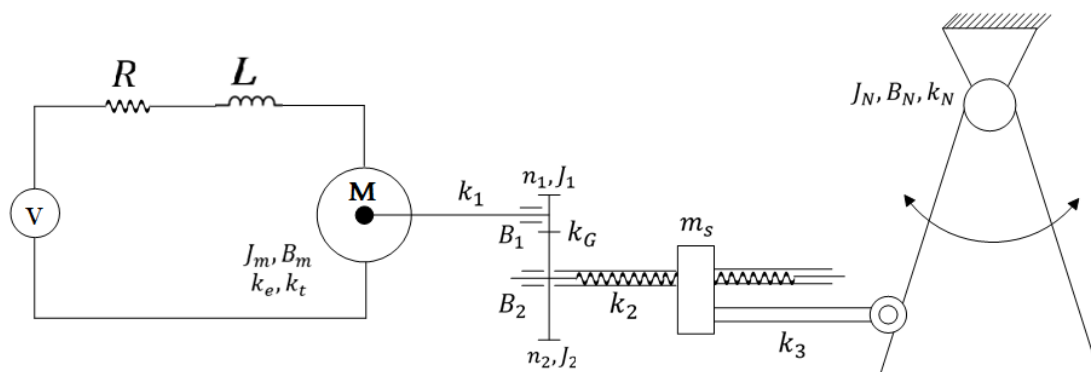
عملگر الکترومکانیکی مورد نظر در این دینامیک یک موتور BLDC، دو عدد چرخ‌دنده و یک بال‌اسکرو به همراه یک بازوی اعمال نیرو به نازل است. در بخش موتور الکتریکی، دینامیک در ابتدا شامل یک مقاومت و اندوکتانس است. این مقاومت و اندوکتانس جریان الکتریکی مصرف کرده و یک نیروی مغناطیسی ایجاد می‌کنند که منجر به حرکت چرخشی روتور موتور می‌شود. روتور موتور نیز درون خود شامل اینرسی و ضریب میرایی مخصوص موتور هست. پس از این نیروی مغناطیسی به گشتاور مکانیکی تبدیل شده که منجر به حرکت دورانی شافت موتور می‌شود. با در نظر گرفتن ضریب سختی شافت موتور و اعمال گشتاور باقی‌مانده به چرخ‌دنده‌ها وارد بخش دینامیکی خواهیم شد. در ابتدا، ضریب میرایی یاتاقان چرخ‌دنده مقداری از گشتاور را مصرف می‌کند. پس از آن مقداری از گشتاور در اینرسی چرخ‌دنده اول ذخیره می‌شود. سپس، ضریب سختی تاثیر دندانه‌های چرخ‌دنده‌ها، روی یکدیگر در نظر گرفته شده است. پس از آن مقداری از گشتاور توسط ضریب میرایی یاتاقان چرخ‌دنده دوم مصرف می‌شود. همچنین، مقداری از گشتاور در اینرسی چرخ‌دنده دوم ذخیره می‌شود. پس از آن تلفات ضریب سختی شافت بال‌اسکرو لحاظ شده است. در ادامه، نیروی مصرف شده برای به حرکت در آوردن مهره بال‌اسکرو در نظر گرفته خواهد شد. سپس، ضریب سختی شافت منتقل‌کننده نیرو به نازل و پس از آن بخش نازل معادل تراست است. در این بخش با لحاظ کردن گشتاور مصرف شده توسط ضریب سختی و ضریب میرایی نازل، گشتاور نهایی که منجر به شتاب زاویه‌ای و در نهایت منجر به تغییر زاویه نازل سیستم TVC می‌شود، بدست می‌آید. با توجه به موارد بیان شده و دینامیک کلی سیستم طبق شکل ۱، می‌توان مدل باندرگراف سیستم را به صورت شکل ۲ رسم کرد.

خطای ماندگار انتگرالی را برای سیستم‌های سروو موتور با عملکرد مغشوش را مورد بررسی قرار دادند تا در صورتی که یک سروو دچار اغتشاش در حین اجرا شد این کنترل‌کننده بتواند شرایط کنترلی را به گونه‌ای تغییر دهد که سروو به عملکرد مطلوب خود بازگردد [۱۶]. در سال ۲۰۲۱، وانگ و همکاران<sup>۱</sup> روی یک کنترل‌کننده مقاوم مستقل از مدل بر مبنای یادگیری انتقادی کار کردند. در این روش کنترل‌کننده مقاوم طراحی شده به دینامیک سیستم وابستگی ندارد و در صورت بکارگیری روی هر سیستم دینامیکی، پس از تحریک صحیح سیستم می‌تواند آن را به صورت قابل قبولی کنترل کند [۱۷].

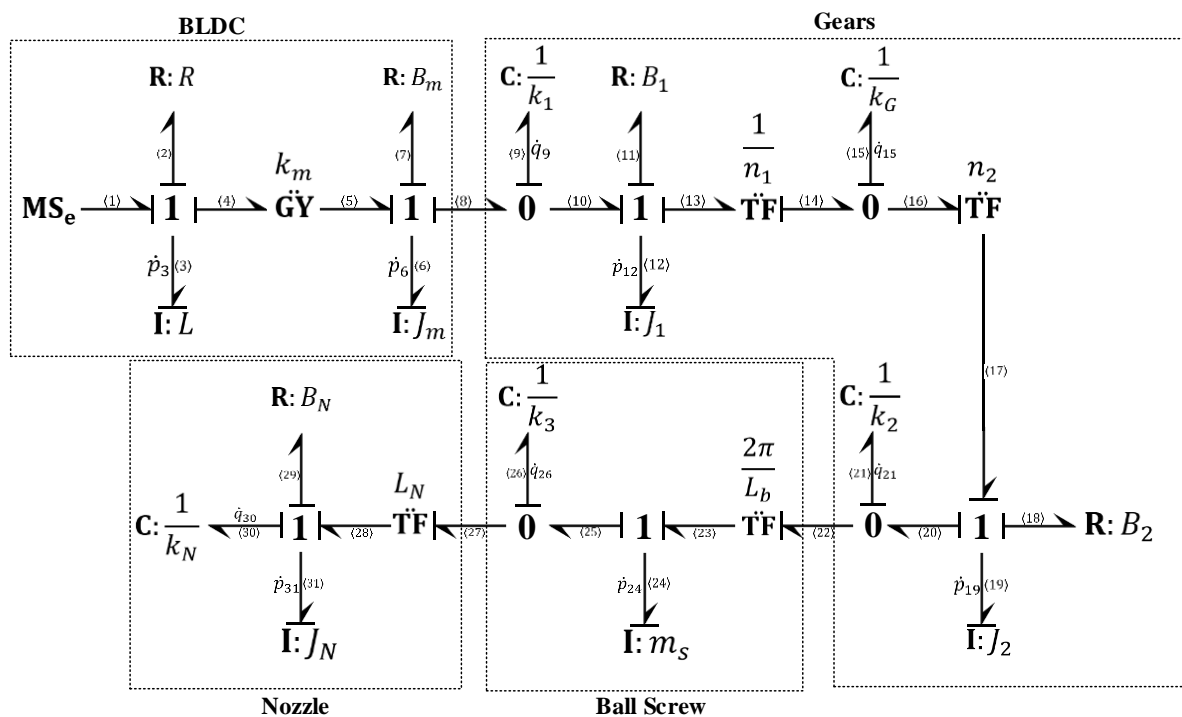
با توجه به این که در شرایط واقعی همیشه نویزها و عدم قطعیت‌های زیادی به سیستم وارد و یا سیستم را احاطه کرده‌اند، به منظور داشتن بهترین عملکرد بایستی به خوبی این عدم قطعیت‌ها را بررسی و مشخص کرد که کدام یک از آن‌ها تاثیرات بحرانی روی سیستم خواهند داشت. به منظور شناسایی این تاثیرات بحرانی بایستی مدل دینامیکی جزئی سیستم فراهم باشد. بدین منظور در این مقاله سعی شده که تا حد امکان دینامیک زیرسیستم برداردهی تراست توسط روش باندرگراف به صورت کامل مدل شود. با توجه به این که انرژی محور است، در این پژوهش جزئیات خوبی را نمایان خواهد کرد. همچنین، در صورتی که در پژوهش‌های بعدی قرار باشد یک پارامتر در فرآیند توسعه متغیر باشد، به راحتی می‌شود تغییرات را به صورت انتگرالی به جای پارامتر ثابت در نظر گرفته شده جایگذاری کرد. لازم به ذکر است این جایگذاری تاثیری در معادلات اصلی استخراج شده نخواهد داشت. به منظور طراحی کنترل مقاوم برای سیستم مدل شده، بایستی روی پارامترهای مختلف دینامیک سیستم TVC، عدم قطعیت‌هایی اعمال شود تا در نتیجه پارامترهای بحرانی شناسایی شوند. پس از اینکه این پارامترها شناسایی شدند، توابع وزنی نامعینی، کارایی و تلاش کنترلی محاسبه می‌شوند. در نهایت، یک کنترل‌کننده مقاوم  $H_{\infty}$  برای دینامیک دقیق استخراج شده به روش باندرگراف طراحی خواهد شد.

## ۲- مدل دینامیکی سیستم برداردهی تراست

سیستم کنترل بردار تراست طراحی شده در این پژوهش، از عملگر الکترومکانیکی بهره برده است. این سیستم شامل سه بخش کلی الکتریکی، مکانیکی و نازل معادل دارای نیروی



شکل (۱): شماتیک گسترده سیستم TVC تک کاناله.



شکل (۲): مدل باندگراف سیستم کنترل بردار تراست حلقه باز.

انتگرالی سیستم کنترل بردار تراست را با توجه به باندگراف ترسیمی مشخص کرده و مشتق متغیرهای حالت را از روی آن معین نمود.

شکل ۲ نشان می‌دهد که این سیستم شامل یازده متغیر حالت بوده که مشتقات آن‌ها عبارتند از:  $(\dot{q}_9, \dot{p}_6, \dot{p}_3)$ . حال  $(\dot{p}_{31}, \dot{q}_{30}, \dot{q}_{26}, \dot{p}_{24}, \dot{q}_{21}, \dot{p}_{19}, \dot{q}_{15}, \dot{p}_{12})$ . به منظور استخراج معادلات حالت سیستم باید هر مشتق متغیر حالت را به صورت جمع جبری متغیرهای سعی و پیشروی به گونه‌ای نوشت که معادلات برحسب المان‌های انتگرالی یا ورودی‌های مسئله باشند. از این رو داریم:

### ۳- استخراج معادلات دینامیکی حاکم بر سیستم

در این بخش معادلات حاکم بر سیستم مورد بررسی در این پژوهش که با استفاده از روش باندگراف مدل‌سازی شده استخراج می‌شود. برای سادگی، باندها در مدل باندگراف به صورت متوالی شماره‌گذاری می‌شوند و خاصیت علیتی به باندها نسبت داده می‌شود تا ورودی‌ها و متغیرهای حالت از هم قابل تشخیص باشند. متغیرهای حالت یک سیستم از دیدگاه انرژی به صورت  $p(t)$  و  $q(t)$  تعریف می‌شوند [۱۸-۱۹]. حال باید المان‌های

(علمی-پژوهشی)  
حجت طائی و علی ابوطالبیان

در معادله (۱۳) دو پارامتر ماتریسی و ماتریس‌های صفر هستند. بقیه اعضای ماتریس A نیز در ادامه از معادله (۱۴) تا (۲۰) معرفی شده‌اند.

$$a1 = \begin{bmatrix} -R/L & k_6/J_m & 0 & 0 & 0 \\ k_7/L & -B_m/J_m & -k_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/J_m & 0 & -1/J_1 & 0 \\ 0 & 0 & k_1 & -B_1/J_1 & -n_1 k_G \\ 0 & 0 & 0 & n_1/J_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$a2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -n_2/J_2 \end{bmatrix}^T \quad (15)$$

$$a4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & n_2 k_G \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$a5 = \begin{bmatrix} -B_2/J_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$a6 = \begin{bmatrix} -k_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (18)$$

$$a8 = \begin{bmatrix} 1/J_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (19)$$

$$a9 = \begin{bmatrix} 0 & -2\pi/m_s L_b & 0 & 0 & 0 \\ -2\pi k_2/L_b & 0 & -k_3 & 0 & 0 \\ 0 & 1/m_s & 0 & 0 & -L_N/J_N \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/J_N \\ 0 & 0 & k_3 L_N & -k_N & -B_N/J_N \end{bmatrix} \quad (20)$$

در ادامه معادله (۲۱) برای ماتریس حالت سیستم بدست آمده است:

$$x = \begin{bmatrix} p_3 & p_6 & q_9 & p_{12} & q_{15} & p_{19} & q_{21} & p_{24} & q_{26} & q_{30} & p_{31} \end{bmatrix}^T \quad (21)$$

ماتریس B فضای حالت سیستم نیز به صورت معادله (۲۲) نوشته می‌شود.

$$B = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (22)$$

ماتریس مشاهده‌گر سیستم نیز به صورت زیر خواهد بود.

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$D = 0 \quad (24)$$

پس از اینکه مدل‌سازی دینامیک سیستم برداردهی تراست به صورت فضای حالت استخراج شد، به بررسی خروجی سیستم حلقه‌باز پرداخته شده است.

$$\dot{p}_3 = e_3 - e_2 - e_4 = v(t) - \frac{R}{L} p_3 - \frac{k_e}{J_m} p_6 \quad (1)$$

$$\dot{p}_6 = e_6 = e_5 - e_6 - e_8 = \frac{k_t}{L} p_3 - \frac{B_m}{J_m} p_6 - k_1 q_9 \quad (2)$$

$$\dot{q}_9 = f_9 = f_8 - f_{10} = \frac{p_6}{J_m} - \frac{p_{12}}{J_1} \quad (3)$$

$$\dot{p}_{12} = e_{12} = e_{10} - e_{11} - e_{13} = k_1 q_9 - \frac{B_1}{J_1} p_{12} - k_G n_1 q_{15} \quad (4)$$

$$\dot{q}_{15} = f_{15} = f_{14} - f_{16} = \frac{n_1}{J_1} p_{12} - \frac{n_2}{J_2} p_{19} \quad (5)$$

$$\dot{p}_{19} = e_9 = e_{17} - e_{18} - e_{20} = k_G n_2 q_{15} - \frac{B_2}{J_2} p_{19} - k_2 q_{21} \quad (6)$$

$$\dot{q}_{21} = f_{21} = f_{20} - f_{22} = \frac{p_{19}}{J_2} - \frac{2\pi p_{24}}{L_b m_s} \quad (7)$$

$$\dot{p}_{24} = e_{24} = e_{23} - e_{25} = \frac{2\pi k_2 q_{21}}{L_b} - k_3 q_{26} \quad (8)$$

$$\dot{q}_{26} = f_{26} = f_{25} - f_{27} = \frac{p_{24}}{m_s} - \frac{L_N}{J_N} p_{31} \quad (9)$$

$$\dot{q}_{30} = f_{30} = f_{31} = \frac{p_{31}}{J_N} \quad (10)$$

$$\dot{p}_{31} = e_{31} = e_{28} - e_{29} - e_{30} = L_N k_3 q_{26} - \frac{B_N}{J_N} p_{31} - k_N q_{30} \quad (11)$$

پس از استخراج معادلات حالت سیستم و مرتب کردن آن‌ها فضای حالت سیستم به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (12)$$

در نتیجه:

$$A = \begin{bmatrix} [a1]_{(5 \times 5)} & [a2]_{(5 \times 1)} & [a3]_{(5 \times 5)} \\ [a4]_{(1 \times 5)} & [a5]_{(1 \times 1)} & [a6]_{(1 \times 5)} \\ [a7]_{(5 \times 5)} & [a8]_{(5 \times 1)} & [a9]_{(5 \times 5)} \end{bmatrix} \quad (13)$$

## ۴- شناسایی محدوده عملکرد دینامیک حلقه باز

برای شبیه سازی دینامیک سیستم TVC مدل سازی شده در این پژوهش از فضای حالت سیستم که در بخش قبل استخراج شد، استفاده شده است و با حل کردن این دینامیک به صورت حلقه باز به بررسی نتایج حاصله پرداخته شده است. در ابتدا با استفاده از نتایج پژوهش های قبلی و نمونه های عملیاتی موجود، محدوده مقادیر پارامترهای اصلی سیستم مشخص شده است [۲۰]. در این پژوهش از موتور دارای محدودیت عملکردی، حداکثر جریان مصرفی ۳۵ آمپر، حداکثر ولتاژ کاری ۵۵ ولت، سرعت زاویه ای حداکثر ۴۵۰ رادیان بر ثانیه و حداکثر گشتاور ۵ نیوتن متر استفاده شده است. در صورتی که برای رسیدن به زاویه پانزده درجه تعیین شده از محدوده مجاز پارامترهای موتور فراتر برویم، امکان استفاده از پارامترهای موتور تعیین شده در جدول ۱ وجود ندارد. به همین دلیل در این پژوهش برای رسیدن به هدف مورد نظر، مقادیر متفاوتی مورد بررسی قرار گرفته و خروجی های رفتار موتور BLDC و تغییر زاویه نازل برداردهی تراست با ورودی ۴۵ ولت ارزیابی شده است. با توجه به شکل ۳ مشخص است که تغییرات ضریب سختی نازل تا محدوده ۲۰ درصد تاثیر چندانی روی آمپر مصرفی BLDC نداشته است. از این لحاظ با محدودیت ساختاری در موتور BLDC مواجه نخواهیم شد.

قابل توجه است که مقادیر تغییرات زاویه نازل ( $\theta$ )، تغییر سرعت زاویه حرکت نازل ( $\omega$ )، میزان جریان مصرفی موتور ( $i$ ) و مقدار گشتاور خالص تولیدی توسط موتور ( $T$ ) با توجه به معادلات مستخرج از مدل باندگراف توسعه داده شده در معادله (۲۵) تا (۲۸) آورده شده است.

$$\theta = q_{30} \quad (25)$$

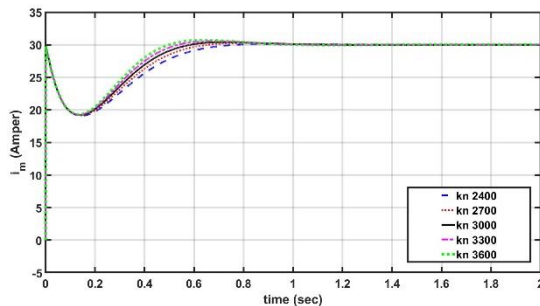
$$\omega = \frac{P_{31}}{J_N} \quad (26)$$

$$i = \frac{P_3}{L} \quad (27)$$

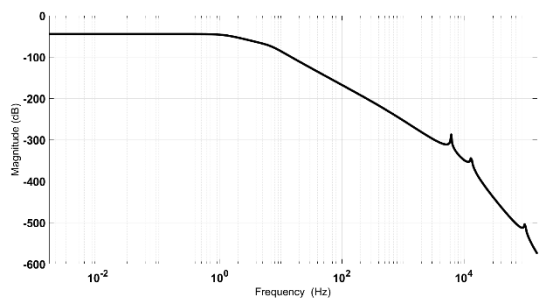
$$T = \dot{p}_6 \quad (28)$$

با توجه به مقادیر ارائه شده در جدول ۱ دینامیک حلقه باز سیستم مورد بررسی قرار گرفته است و دیاگرام بُد دینامیک حلقه باز سیستم بدون اعمال عدم قطعیت ها مورد بررسی قرار گرفته است که در شکل ۴ ارائه شده است. با توجه به این بررسی مشاهده می شود که این سیستم در محدوده  $10^4$  هرتز دو فرکانس تشدید دارد، البته به دلیل اینکه محدودیت های

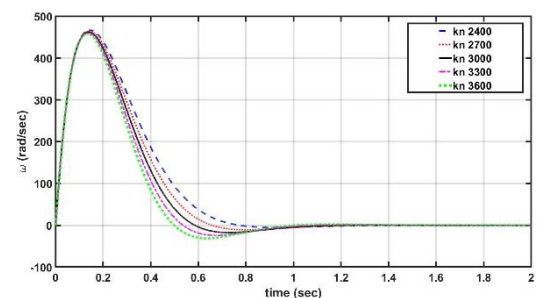
عملکردی موتور الکتریکی مورد استفاده در این پژوهش از پیش تعریف شده است، در نتیجه جای نگرانی نیست و سیستم هرگز وارد این محدوده نخواهد شد. با بررسی رفتار سرعت زاویه ای موتور در دو ثانیه اول اعمال فرمان و در وجود  $\pm 20\%$  عدم قطعیت ضریب سختی نازل همانطور که در شکل ۵ مشاهده می شود، محدودیت سرعت ۴۵۰ رادیان بر ثانیه نقض نشده است. در نتیجه با وجود این تغییرات باز هم امکان استفاده از موتور انتخاب شده در این پژوهش وجود دارد.



شکل (۳): جریان مصرفی BLDC در حضور تغییرات ضریب سختی نازل.



شکل (۴): دیاگرام بُد دینامیک ایده آل حلقه باز.



شکل (۵): تغییرات سرعت زاویه ای BLDC بر حسب تغییرات ضریب سختی نازل.

با توجه به شکل ۶ و مشاهده رفتار موتور الکتریکی سیستم TVC مدل سازی شده مشاهده می شود که گشتاور مورد نیاز یا به عبارتی گشتاور تولیدی موتور از محدوده مجاز تعیین شده عبور نکرده است. در نتیجه با وجود عدم قطعیت  $\pm 20\%$  درصد ضریب سختی نازل، موتور استفاده شده همچنان توانایی اجرای فرمان پانزده درجه را دارد. رفتار دندانه ای که در شکل ۶

(علمی-پژوهشی)  
حجت طائی و علی ابوطالبیان

جدول (۱): مقادیر پارامترهای سیستم.

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
0.0004	$L (H)$	1.5	$R (\Omega)$
0.07	$k_t \left( \frac{Nm}{A} \right)$	0.035	$k_e \left( \frac{V \cdot sec}{rad} \right)$
0.0001	$B_m \left( \frac{N \cdot m \cdot sec}{rad} \right)$	$1.78 \times 10^{-5}$	$J_m (kg \cdot m^2)$
$1 \times 10^{-4}$	$J_1 (kg \cdot m^2)$	فرض صلبیت	$k_1 \left( \frac{kg \cdot m^2}{sec^2} \right)$
10	$n_1$	فرض ناچیز	$B_1 \left( \frac{N \cdot sec}{m} \right)$
20	$n_2$	فرض صلبیت	$k_G \left( \frac{kg}{sec^2} \right)$
$6 \times 10^{-4}$	$J_2 (kg \cdot m^2)$	فرض ناچیز	$B_2 \left( \frac{N \cdot sec}{m} \right)$
0.1	$m_s (kg)$	فرض صلبیت	$k_2 \left( \frac{kg \cdot m^2}{sec^2} \right)$
فرض صلبیت	$k_3 \left( \frac{kg}{sec^2} \right)$	0.01	$L_b (m)$
6.5	$J_N (kg \cdot m^2)$	0.3	$L_N (m)$
300	$B_N \left( \frac{N \cdot sec}{m} \right)$	3000	$k_N \left( \frac{kg \cdot m}{sec^2} \right)$

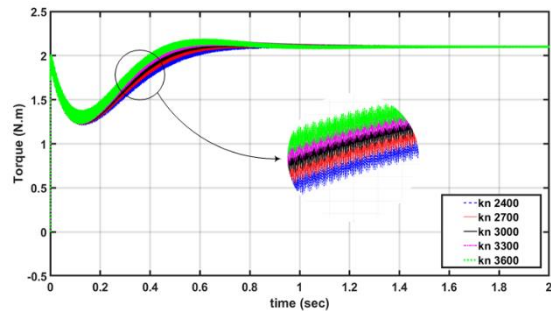
### ۵- طراحی کنترل کننده مقاوم $H_{\infty}$

قوام<sup>۱</sup> یکی از اساسی ترین موضوعات طراحی در یک سیستم کنترلی است. زیرا سیستم های کنترلی در عمل علاوه بر آنکه در معرض اغتشاش های خارجی و نویز اندازه گیری هستند، براساس مدل های ریاضی طراحی می شوند که با سیستم واقعی اختلاف دارند. عموماً یک مهندس کنترل باید کنترل کننده ای طراحی نماید که ضمن پایدارسازی سیستم، سطحی از کارایی را در حضور اغتشاش سیگنال ها، تداخلات نویزها، دینامیک های مدل نشده و تغییرات پارامترهای سیستم فراهم آورد. این اهداف چندگانه طراحی به بهترین نحو از طریق ساختار فیدبک در سیستم خطی نامعتبر با زمان<sup>۲</sup> کنترل کننده حاصل می شود [۲۱].

به منظور طراحی کنترل کننده مقاوم  $H_{\infty}$  در ابتدا باید دینامیک سیستم در کامل ترین حالت ممکن وجود داشته باشد. این دینامیک مبنای پیاده سازی همه عدم قطعیت های احتمالی در ادامه کار خواهد بود. پس از آن باید تابع وزنی نامعینی بدست آید. در ادامه تابع وزنی کارایی که در اصل همان رفتار مطلوب ما است با استفاده از معادلات تابع تبدیل درجه دو تولید خواهد

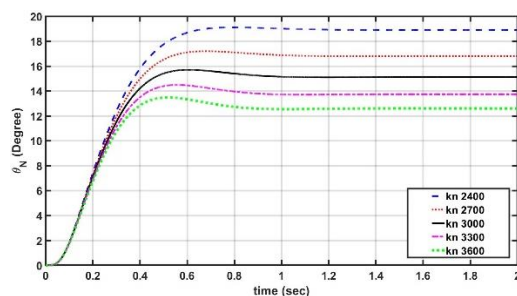
1. Robustness
2. Linear Time Invariant (LTI)

مشاهده می شود، مربوط به تغییرات مثبت و منفی قطب های موتور BLDC است. به دلیل همین تغییر قطب ها که در کسری از ثانیه اتفاق می افتد نیروی گشتاور موتور تولید خواهد شد. هرچقدر که تعداد قطب های موتور بیشتر باشد، اندازه این نوسانات کمتر خواهد بود. کاهش اندازه نوسانات ارتعاش ناشی از عملکرد موتور را کاهش می دهد که در استفاده های حساس می تواند یک مسئله حساس و یا حتی بحرانی به حساب آید.



شکل (۶): نمودار گشتاور تولیدی BLDC برحسب تغییرات سختی نازل.

پس از بررسی کلیات رفتار موتور الکتریکی نسبت به عدم قطعیت  $\pm 20\%$  ضریب سختی نازل برداردهی تراست به ارزیابی تغییرات زاویه نازل نسبت به این عدم قطعیت پرداخته شده است. همانطور که در شکل ۷ قابل مشاهده است. نازل در همه حالت ها به مقدار زاویه ثابتی رسیده است. این امر نشان دهنده پایداری سیستم طراحی شده در حضور تغییرات احتمالی است. در این پژوهش بین حالت های بررسی شده،  $k_N$  ای که نازل سیستم TVC مدل سازی شده را به زاویه پانزده درجه می رساند برابر ۳۰۰۰ است. با توجه به این نتیجه مشخص می شود که در صورتی که سیستم ایده آل باشد و عدم قطعیت خاصی به سیستم وارد نشود، این امکان وجود دارد که با استفاده از یک ولتاژ ثابت ۴۵ ولت، به تغییر ۱۵ درجه ای در نازل TVC دست یافت. در نتیجه با فرض اینکه نیروی پیشران نازل برداردهی تراست ۵۰۰۰ نیوتن باشد، پارامترهای دینامیکی جدول ۱ نشان دهنده مقادیر مناسب برای رسیدن به زاویه پانزده درجه در بازه زمانی کمتر از یک ثانیه است.



شکل (۷): نمودار گشتاور تولیدی BLDC برحسب تغییرات سختی نازل.

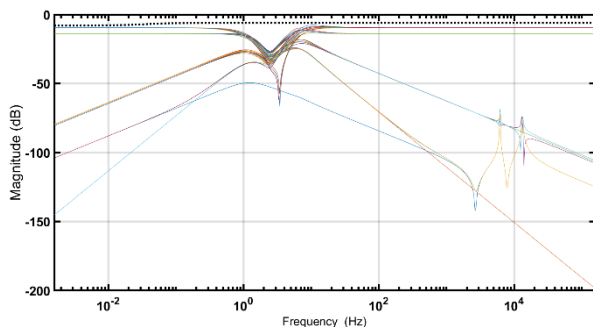
$$W_t = \frac{2s + 0.4}{4s + 1}$$

$$|W_t| > \left| \frac{G}{G_0} - 1 \right| \quad (29)$$

که در آن،  $G_0$  دینامیک اصلی سیستم با پارامترهای ایده آل  $G$  و دینامیک سیستم به ازای تک تک عدم قطعیت‌ها است.

جدول (۲): محدوده عملکرد عدم قطعیت پارامترهای سیستم کنترل بردار تراست.

$J_N (kg.m^2)$	$6.5 \times (\pm 25\%)$
$k_N (\frac{kg.m}{sec^2})$	$3000 \times (\pm 25\%)$
$B_N (\frac{N.sec}{m})$	$300 \times (\pm 10\%)$
$B_m (\frac{N.m.sec}{rad})$	$0.0001 \times (\pm 10\%)$



شکل (۱۰): نمایش نامعینی ضربی محاسبه شده برای ۸۲ مدل نامعینی و تابع وزنی نامعینی.

**تابع وزنی کارایی:** کارایی مطلوب سیستم در حوزه زمان با مشخصات زمان نشست کمتر از  $0.3$  ثانیه و فراجاهش در محدوده صفر در نظر گرفته شده است و مقادیر زیتا ( $\zeta$ ) و  $\omega_n$  در فرم استاندارد تابع تبدیل درجه دو محاسبه شده است. در ادامه فرم استاندارد تابع تبدیل درجه دو مطلوب تولید شده است:

$$T_{id}(s) = \frac{2025}{s^2 + 81s + 2025}$$

در ادامه با استفاده از معادله (۳۰) و (۳۱) تابع تبدیل  $W_s$  به صورت محاسبه خواهد شد.

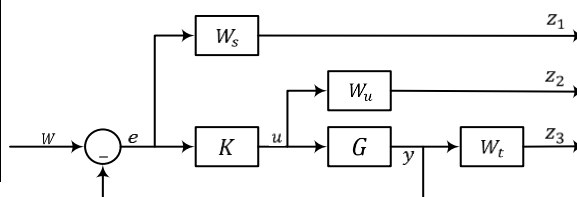
$$W_s = \frac{s^2 + 81s + 2025}{s(s + 81)}$$

$$S_{id}(s) = 1 - T_{id}(s) \quad (30)$$

$$W_s \leq \frac{1}{S_{id}(s)} \quad (31)$$

پس از آن به منظور برآورده کردن نامساوی موجود، قطب روی مبداء تابع تبدیل  $W_s$  را به اندازه  $(0.01)$  جابه‌جا نموده و همچنین، یک قطب دور  $(0.001s + 1)$  به آن اضافه شده

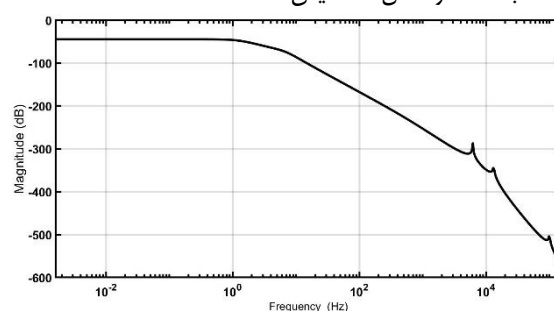
شد. پس از آن نیز یک تابع وزنی سیگنال تلاش کنترلی مناسب انتخاب می‌شود. در نتیجه انتخاب این توابع وزنی و با وجود دینامیک سیستم، از تجمع تمام توابع وزنی یک سیستم استخراج خواهد شد [۲۱]. با استفاده از سیستم حاصل شده در این فرآیند به طراحی کنترل کننده  $H_{\infty}$  پرداخته خواهد شد. روند طراحی کنترل کننده مقاوم براساس روش مسئله تنظیم ریکاتی و رسیدن به فضای حالت کنترل کننده  $H_{\infty}$  در شکل ۸ آمده است. جزئیات این طراحی در ادامه مورد بررسی دقیق قرار گرفته است.



شکل (۸): شماتیک تجمع تمام توابع وزنی و دینامیک‌ها در کنترل مقاوم  $H_{\infty}$ .

## ۵-۱- محاسبه توابع وزنی

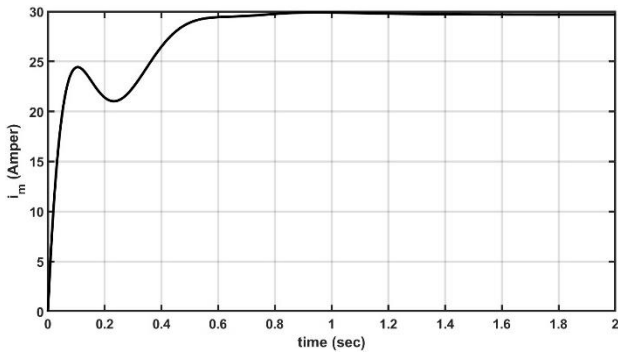
در این بخش دینامیک مستخرج از روش بانداگراف مورد استفاده قرار گرفته است. به دلیل اینکه دینامیک مورد استفاده در این پژوهش از نوع SISO است، تابع تبدیل آن را طبق معادله **Error! Reference source not found.** پارامترهای جدول ۱، استخراج و از آن به عنوان دینامیک اصلی سیستم استفاده شده است. در ادامه دیاگرام بُد دینامیک حلقه باز انتخاب شده در شکل ۹ نمایش داده شده است.



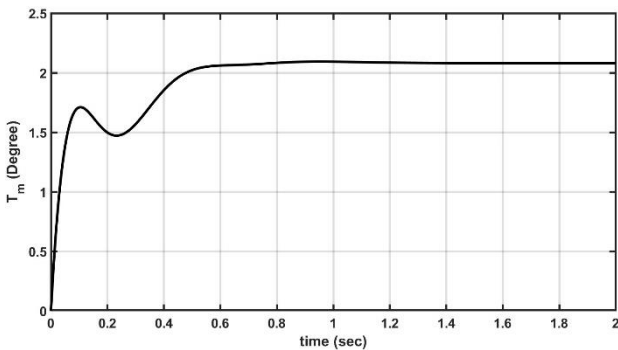
شکل (۹): دیاگرام بُد دینامیک ایده‌آل حلقه باز.

**تابع وزنی نامعینی:** همانگونه که در جدول ۲ بیان شد، سیستم کنترل بردار تراست شامل نامعینی ساختار یافته ناشی از عدم قطعیت در پارامترهای؛ اینرسی نازل، ضرایب سختی (یا فنریت) نازل، ضریب میرایی نازل و یاتاقان شافت موتور می‌باشد. به منظور تجمع همه نامعینی‌ها در یک تابع تبدیل می‌توان از نامعینی ضربی استفاده نمود. در این حالت طبق معادله (۲۹) و شکل ۱۰ خواهیم داشت:

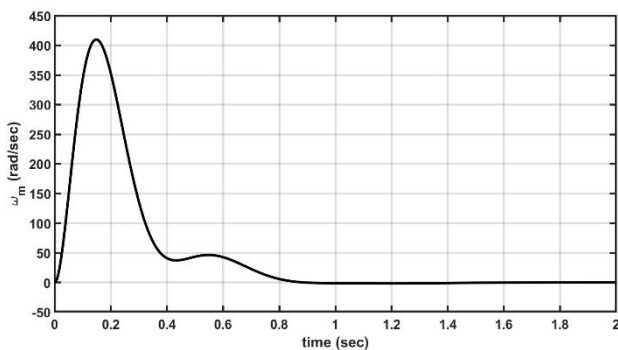
(علمی-پژوهشی)  
حجت طائی و علی ابوطالبیان



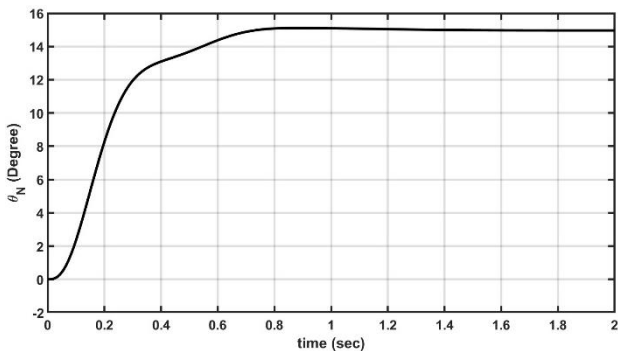
شکل (۱۲): آمپر مصرفی BLDC در پاسخ زمانی کنترل مقاوم.



شکل (۱۳): گشتاور تولیدی BLDC در پاسخ زمانی کنترل مقاوم.



شکل (۱۴): سرعت زاویه‌ای شافت موتور BLDC در پاسخ زمانی کنترل مقاوم.



شکل (۱۵): تغییرات زاویه نازل کنترل بردار تراست در پاسخ زمانی کنترل مقاوم.

نکته قابل توجه در توصیف این کنترل کننده، قابلیت دنبال کردن فرمان حداکثری تا زمان رسیدن به هدف مطلوب خواهد

است تا اکیداً سره شود. بدین ترتیب تابع وزنی کارایی مورد نظر به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$W_s = \frac{s^2 + 81s + 2025}{(s + 0.01)(s + 81)(0.001s + 1)}$$

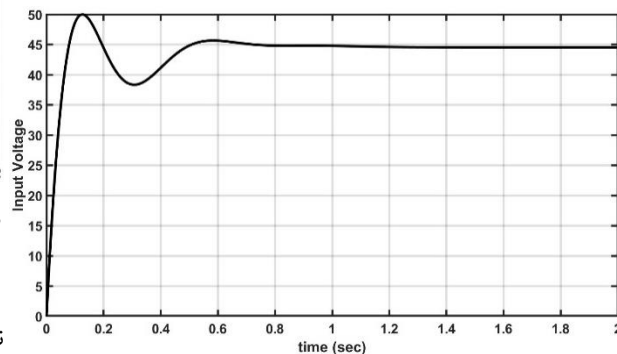
**تابع وزنی سیگنال تلاش کنترلی:** در صورتی که یک تابع وزنی سیگنال تلاش کنترلی مناسب انتخاب گردد، سیگنال کنترلی به خوبی محدود می‌شود و کنترل کننده در راستای تحقق تابع وزنی کارایی تلاش خواهد کرد. سیگنال تلاش کنترلی مفروضه این پژوهش به صورت زیر است:

$$W_u = 0.007$$

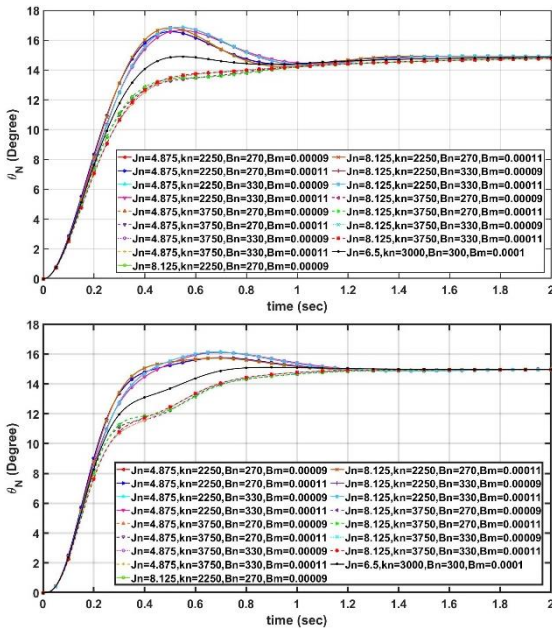
در نتیجه کنترل کننده مقاوم  $H_{\infty}$  مورد نظر براساس مسئله تنظیم ریکاتی بدست می‌آید و فضای حالت کنترل کننده مقاوم طراحی شده استخراج می‌شود. پس از آن این کنترل کننده روی دینامیک باندگراف اعمال خواهد شد و نتایج آن در ادامه مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت.

## ۶- نتایج شبیه‌سازی دینامیک حلقه بسته

با اعمال کنترل کننده مقاوم طراحی شده روی دینامیک باندگراف به صورت حلقه بسته نتایج تغییرات سرعت، آمپر مصرفی، ولتاژ مصرفی و گشتاور تولیدی موتور BLDC به همراه تغییرات زاویه نازل کنترل بردار تراست، براساس شکل‌های ۱۵-۱۰ قابل مشاهده است. با توجه به بررسی نتایج ناشی از اعمال فرمان کنترلی ۱۵ درجه‌ای به سیستم TVC مشاهده می‌شود که زمان نشست تغییر زاویه نازل برداردهی تراست ۰/۸ ثانیه بوده است. آمپر و ولتاژ مصرفی در پیک مصرف برای اعمال فرمان کنترلی حداکثری توسط موتور BLDC انتخابی پشتیبانی می‌شود. گشتاور تولیدی و زمان رسیدن به سرعت زاویه‌ای مورد نیاز موتور BLDC شبیه‌سازی شده در این مدل دینامیکی نیز از مقادیر محدوده عملکردی نرمال فراتر نرفته است که نشان دهنده عملکرد مناسب کنترل کننده مقاوم طراحی شده است.



شکل (۱۶): ولتاژ مصرفی BLDC در پاسخ زمانی کنترل مقاوم.

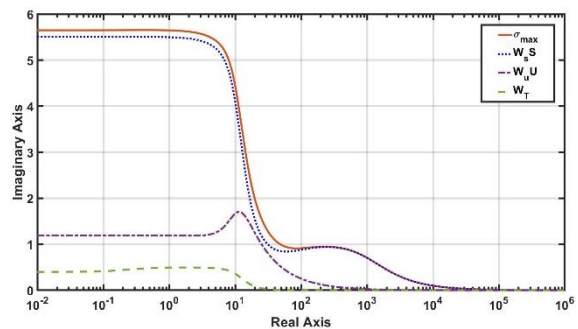


شکل (۱۶): مقایسه پاسخ سیستم به کنترل کننده PID (بالا) و مقاوم  $H_{\infty}$  (پایین) در حضور ۱۶ حالت عدم قطعیت و یک حالت ایده‌آل طبق جدول ۲.

### ۷- نتیجه گیری

در این پژوهش به بررسی مدل سازی سیستم برداردهی تراست یک پرند مانورپذیر با استفاده از روش بانداگراف پرداخته شد. سپس، با توجه به حضور عدم قطعیت‌های مختلف در عملکرد این سیستم از یک سو و اهمیت انجام مانورهای با دقت بالا برای این سیستم، یک کنترل کننده مقاوم برای آن طراحی و نتایج حاصل از آن در قالب فرمان حداکثر ارائه شد. پس از اینکه نتایج پاسخ زمانی به ازای این فرمان مورد بررسی قرار گرفت و از موفقیت کنترل کننده در آن فرمان اطمینان حاصل شد، به ارزیابی پایداری سیستم پرداخته شده است. نکته قابل توجه در توصیف این کنترل کننده، قابلیت دنبال کردن فرمان حداکثری تا زمان رسیدن به هدف مطلوب بود. به عبارت دیگر، حداکثر انرژی کنترلی تولید شده منجر به دنبال کردن فرمان مطلوب شود. بدین منظور، دیاگرام بُد نقاط تکین سیستم حلقه بسته همراه با کنترل کننده مقاوم و دیاگرام بُد توابع وزنی در این سیستم حلقه بسته مورد بررسی قرار گرفته شده است. نتایج شان داد که کنترل کننده طراحی شده در مواقعی که عدم قطعیت‌ها به سیستم وارد می‌شوند به خوبی سیستم را به سمت هدف مورد نظر هدایت خواهد کرد. در ادامه، به منظور تعیین میزان صحت عملکرد سیستم کنترل بردار تراست دارای کنترل کننده مقاوم، ۱۶ عدم قطعیت به سیستم اعمال شد که نشان می‌دهد قوام کنترل کننده مقاوم طراحی شده در مقایسه با یک کنترل کننده PID بهینه شده در حضور عدم قطعیت‌های بیان شده افزایش دقت عملکرد مناسبی دارد.

بود. به عبارت دیگر، حداکثر انرژی کنترلی تولید شده منجر به دنبال کردن فرمان مطلوب شود. بدین منظور، دیاگرام بُد نقاط تکین سیستم حلقه بسته همراه با کنترل کننده مقاوم و دیاگرام بُد توابع وزنی در این سیستم حلقه بسته مورد بررسی قرار گرفته شده است. براساس شکل ۱۶ قابل مشاهده است که نقاط تابع وزنی کارایی سیستم رفتاری نزدیک به نقاط تکین سیستم دارند و مقادیر تابع وزنی نامعینی در مناطق فرکانس بالا در نقاطی که تابع وزنی کارایی ضعیف تر عمل کرده است خود را نشان داده‌اند. همین امر نشان دهنده این است که کنترل کننده طراحی شده در مواقعی که عدم قطعیت‌ها به سیستم وارد می‌شوند به خوبی سیستم را به سمت هدف مورد نظر هدایت خواهد کرد. به منظور تعیین میزان صحت عملکرد سیستم کنترل بردار تراست دارای کنترل کننده مقاوم، ۱۶ عدم قطعیت طبق جدول ۲ به سیستم اعمال شد که نتیجه آن در شکل ۱۷ قابل مشاهده است. همانطور که مشاهده می‌شود، سیستم کنترل بردار تراست دارای کنترل کننده مقاوم در فراجش تغییرات زاویه نازل سیستم، محدوده‌ای در حدود دو درجه را نشان می‌دهد. با توجه به جدول ۲ قوام کنترل کننده مقاوم طراحی شده در مقایسه با یک کنترل کننده PID بهینه شده در حضور عدم قطعیت‌های بیان شده افزایش دقت عملکرد مناسبی را نشان می‌دهد که در جدول ۳ این مقادیر قابل مشاهده است.



شکل (۱۶): منحنی مقدار تکین سیستم حلقه بسته و پاسخ فرکانسی اجزای آن.

جدول (۳): بررسی مقاومت کنترل کننده PID و کنترل کننده مقاوم طراحی شده.

کنترل کننده مقاوم	کنترل کننده PID	
از ۰/۸ تا ۱/۲	از ۱ تا ۱/۲	مقاومت در زمان نشست سیستم (sec)
از ۱/۵ تا ۱	از ۲ تا ۲	مقاومت در مقدار فراجش در زمان ۰/۶ ثانیه (deg)

## ۸- مراجع

- [1] M. J. Hirschberg, A. C. Piccirillo, and D. C. Aronstein, *Advanced Tactical Fighter to F-22 Raptor: Origins of the 21st Century Air Dominance Fighter*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [2] B. MacIsaac and R. Langton, *Gas Turbine Propulsion Systems*. Wiley, 2011.
- [3] R. F. H. Woodberry, "Flexible joints for thrust vector control," *AIAA/SAE 11th Propuls. Conf.*, 1975.
- [4] S. Ashley, "Thrust vectoring: A new angle to air superiority," *Mech. Eng.*, vol. 117, no. 1, pp. 58–64, 1995.
- [5] D. E. Schinstock, D. A. Scott, and T. A. Haskew, "Modeling and Estimation for Electromechanical Thrust Vector Control of Rocket Engines," *J. Propuls. Power*, vol. 14, no. 4, 1998.
- [6] H. Lu, Y. Li, and C. Zhu, "Robust synthesized control of electromechanical actuator for thrust vector system in spacecraft," *Comput. Math. with Appl.*, vol. 64, no. 5, pp. 699–708, 2012, doi: 10.1016/j.camwa.2011.10.026.
- [7] L. Felicetti, M. Sabatini, A. Pisculli, P. Gasbarri, and G. B. Palmerini, "Adaptive thrust vector control during on-orbit servicing," *AIAA Sp. 2014 Conf. Expo.*, no. August, 2014, doi: 10.2514/6.2014-4341.
- [8] J. M. Buffington, A. G. Sparks, and S. S. Banda, "Robust longitudinal axis flight control for an aircraft with thrust vectoring," *Automatica*, vol. 30, no. 10, pp. 1527–1540, 1994, doi: 10.1016/0005-1098(94)90093-0.
- [9] P. Dobra, M. Trusca, and G. Lazea, "Robust controller for a brushless DC motor based on the gain and phase margin," *Int. Work. Adv. Motion Control. AMC*, pp. 197–202, 2002, doi: 10.1109/amc.2002.1026916.
- [10] S. Ozana and M. Pies, "Application of H-infinity robust controller on PAC," *IFAC Proc. Vol.*, vol. 43, no. 24 PART 1, pp. 126–131, 2010, doi: 10.3182/20101006-2-pl-4019.00025.
- [11] N. Wang, W. Lin, and J. Yu, "Sliding-mode-based robust controller design for one channel in thrust vector system with electromechanical actuators," *J. Franklin Inst.*, vol. 355, no. 18, pp. 9021–9035, 2016, doi: 10.1016/j.jfranklin.2016.09.018.
- [12] O. A. Jasim and S. M. Veres, "A robust controller for multi rotor UAVs," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 105, p. 106010, 2020, doi: 10.1016/j.ast.2020.106010.
- [13] S. C. Zhen, X. Peng, X. L. Liu, H. M. Li, and Y. H. Chen, "A new PD based robust control method for the robot joint module," *Mech. Syst. Signal Process.*, vol. 161, p. 107958, 2021, doi: 10.1016/j.ymsp.2021.107958.
- [14] H. Fang, Y. Zhu, S. Dian, G. Xiang, R. Guo, and S. Li, "Robust tracking control for magnetic wheeled mobile robots using adaptive dynamic programming," *ISA Trans.*, Oct. 2021, doi: 10.1016/J.ISATRA.2021.10.017.
- [15] J. Hu, H. Lai, Z. Chen, X. Ma, and B. Yao, "Desired compensation adaptive robust repetitive control of a multi-DoFs industrial robot," *ISA Trans.*, Oct. 2021, doi: 10.1016/J.ISATRA.2021.10.002.
- [16] R. Ding, C. Ding, Y. Xu, W. Liu, and X. Yang, "Neural network-based robust integral error sign control for servo motor systems with enhanced disturbance rejection performance," *ISA Trans.*, Dec. 2021, doi: 10.1016/J.ISATRA.2021.12.026.
- [17] X. Wang, H. Deng, and X. Ye, "Model-free nonlinear robust control design via online critic learning," *ISA Trans.*, Dec. 2021, doi: 10.1016/J.ISATRA.2021.12.017.
- [18] A. K. Samantaray and B. O. Bouamama, *Model-based process supervision: a bond graph approach*. Springer, 2008.
- [19] W. Borutzky, *Bondgraph Methodology*. Springer, 2010.
- [20] Y. Li, H. Lu, S. Tian, Z. Jiao, and J. Chen, "Posture Control of Electromechanical-Actuator-Based Thrust Vector System for Aircraft Engine," *IEEE Trans. Ind. Electron. Trans. Ind. Electron.*, vol. 59, no. 9, pp. 3561–3571, 2012.
- [21] H. R. Taghi Rad, M. Fathi, F. Zamani Oskooi, *Resistant control  $\infty H$* . Khajeh Nasir al-Din Tusi University of Technology, 1396.