Journal of Industry Parts Manufacturers
https://ghs.science-journals.ir
E ISSN: 2717-2767

مجله قطعه سازان صنعت
http://science-journals.ir
شاپا الکترونیکی: 2717-2767

شبیه‌سازی سیستم کنترل موقعیت هواپیما در صفحه قائم در نرم‌افزار MATLAB

علیرضا محمودی‌فرد[1*]، مهدیه رضازاده[2]

1- دانشجوی کارشناسی ارشد مدیریت صنعتی دانشگاه شاهد (و مدرس دانشگاه‌ها در رشته‌های مختلف)، تهران، ایران، alireza10.m10@gmail.com

2- دانشجوی کارشناسی مهندسی برق دانشگاه ابرار، تهران، ایران، m.mahdiehrezazadeh@gmail.com

*نویسنده مسئول: alireza10.m10@gmail.com

سال 3، شماره 3 (پیاپی: 11)، پاییز 1401، ص 1-9

چکیده

در این مقاله، سیستم کنترل موقعیت هواپیما در صفحه قائم، شبیه‌سازی شده است؛ هدف ما از طراحی کنترل‌کننده مربوطه، این است که به جهش کم‌تر از 10٪، زمان خیز کم‌تر از 2 ثانیه، زمان نشست کم‌تر از 10 ثانیه و خطای حالت ماندگار کم‌تر از 2٪ برسیم؛ کنترل پیچ، یک مساله طولی است و در این مقاله، مقصود این است که یک اتوپایلوت طراحی شود، به‌طوری‌که بتواند پیچ هواپیما (زاویه فراز) را کنترل کند؛ یک روش کنترل مختصات هوشمند، در این مقاله پیشنهاد شده است؛ کنترل‌کننده طراحی‌شده در قیاس با کنترل‌کننده PID معمولی، دارای خاصیت بیش‌رفتن کمتر، پاسخ سریع و دقت ردیابی بالا است؛ روش کنترل مرجع مفیدی را در بهبود عملکرد کنترل چنین سیستمی فراهم می‌کند.

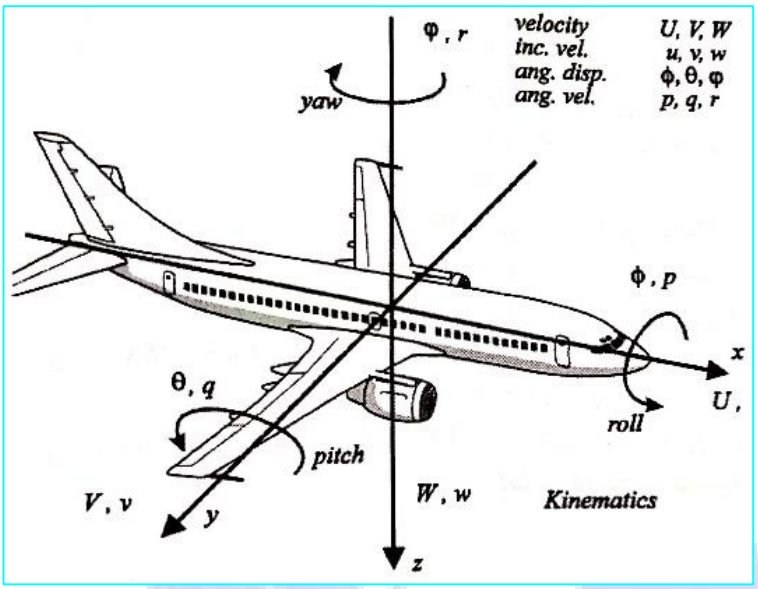
کلمات کلیدی: شبیه‌سازی، کنترل، موقعیت، هواپیما، صفحه قائم، MATLAB

Simulation of aircraft position control system in vertical plane in MATLAB software

Alireza Mahmoodi Fard [1*], Mahdieh Rezazadeh [2]

مقدمه

معادلات حاکم بر حرکت هواپیما، بسیار پیچیده است و معادلات کوپل شده غیرخطی بر آن حاکم است؛ به هر حال، تحت یک‌سری فرضیات معین، این معادلات قابلیت دکوپله شدن و خطی شدن در جهت طولی و عرضی می‌باشند؛ کنترل پیچ[1]، یک مساله طولی است و در این پروژه، قصد بر این است که یک اتوپایلوت طراحی کنیم، به‌طوری‌که بتواند پیچ هواپیما (زاویه فراز) را کنترل کند. محورهای مختصات اصلی در هواپیما، در شکل 1 نشان داده شده است.



شکل 1- محورهای مختصات اصلی در هواپیما [1]

متن اصلی

1- بررسی سیستم

فرض بر این است که هواپیما در یک حالت ثابت، ارتفاع و سرعت ثابت قرار گرفته است؛ در نتیجه، نیروی محوری حذف می‌شود و نیروی لیفت و وزن با هم در تعادل هستند؛ زاویه پیچ تحت هیچ شرایطی سرعت هواپیما را تغییر نمی‌دهد؛ که البته در واقع این امر امکان‌پذیر نیست، اما حل مساله ساده‌تر خواهد شد؛ با در نظر گرفتن این فرضیات، معادلات طولی حرکت هواپیما، به‌صورت زیر است:

$$\dot{a}=\mu\Omega\sigma\left[-(C_L+C_D)\alpha(1/\mu-C_L)q-(C_w\sin\gamma_e)\theta+C_L\right]$$

$$\dot{q}=\frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}\left\{C_M-\eta(C_L+C_D)\alpha+\left[C_M+\sigma C_M(1-\mu C_L)\right]q+(\eta C_w\sin\gamma_e)\delta_e\right\}$$

$$\dot{\theta}=\Omega q$$

در این سیستم زاویه انحراف بالابر[2]، به عنوان ورودی سیستم و خروجی، زاویه پیچ سیستم است؛ قبل از به‌دست آوردن تابع تبدیل سیستم، از مقادیری برای ساده شدن معادلات استفاده می‌شود؛ این مقادیر، از داده‌های هواپیمای تجاری بوئینگ گرفته شده است.

$$\dot{\alpha}=-0.313\alpha+56.7q+0.232\delta_e$$

$$\dot{q}=-0.013\alpha-0.42q+0.0203\delta_e$$

$$\dot{\theta}=56.7q$$

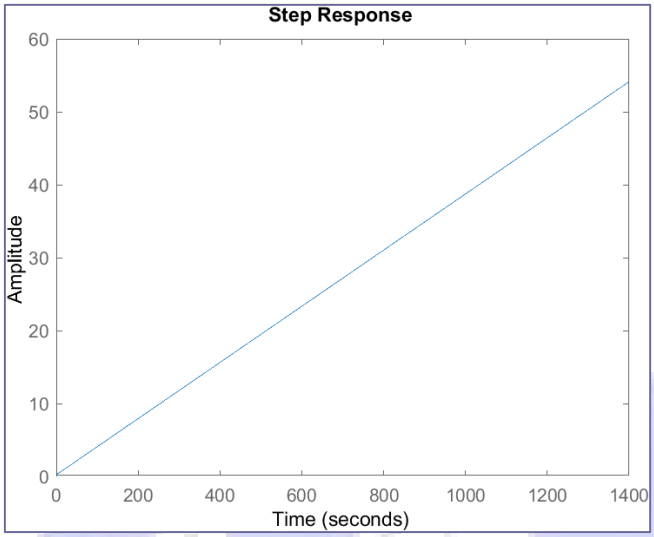
[1] Pitch Angle
[2] Elevator Deflection Angle

فروضی که باید در نظر گرفته شوند، عبارتند از:

- ✓ مقدار جهش سیستم باید کمتر از ٪10 باشد.
- ✓ زمان خیز کمتر از 2 ثانیه باشد.
- ✓ زمان نشست باید کوچک‌تر از 10 ثانیه باشد.
- ✓ خطای حالت ماندگار باید کمتر از ٪2 باشد.

2- پاسخ سیستم حلقه‌باز

شکل 2، پاسخ پله سیستم حلقه‌باز را نشان می‌دهد.



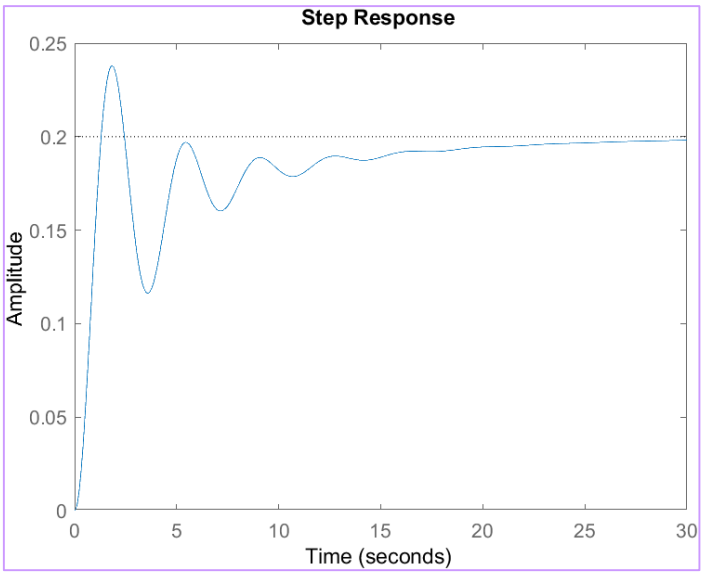
شکل 2- پاسخ پله سیستم حلقه‌باز

3- طراحی کنترل‌کننده PID

تابع تبدیل سیستم حلقه‌باز به صورت زیر است:

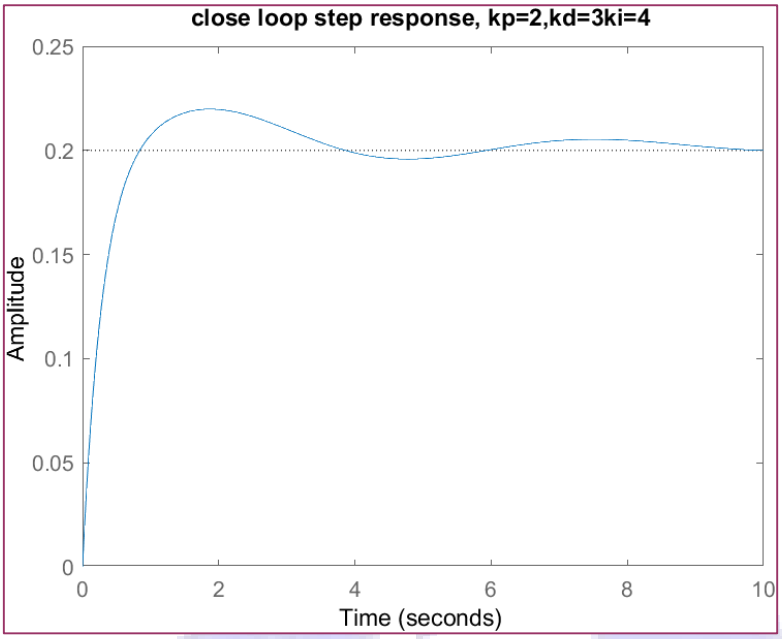
$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)}=\frac{1.51s+0.1774}{s^3+0.739s^2+0.921s}$$

پاسخ پله سیستم همراه با کنترل تناسبی در شکل 3 نشان داده شده است.



شکل3- پاسخ پله سیستم همراه با کنترل تناسبی

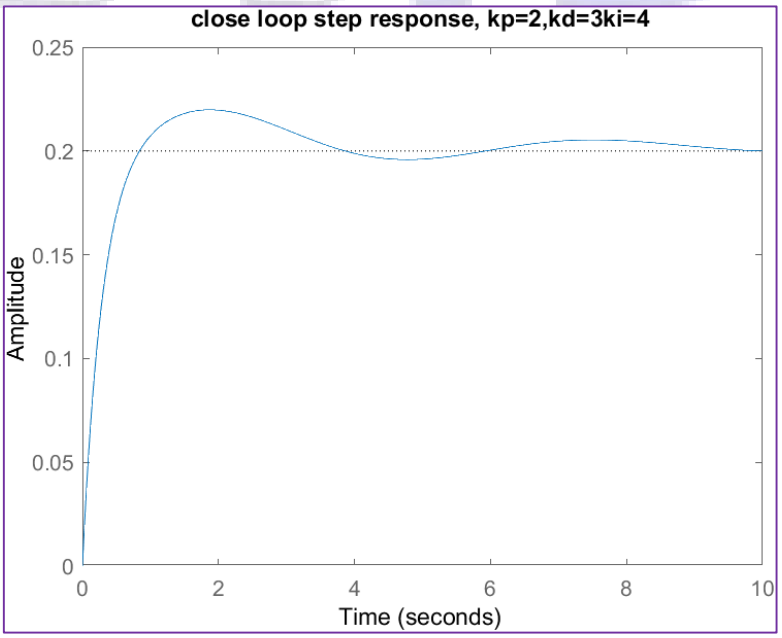
همان‌طور که از شکل 3 برمی‌آید، لازم است که هم جهش و هم زمان نشست را بهبود داد؛ برای کاهش این دو باید کنترل-کننده مشتق‌گیر را به واحد کنترلی اضافه کرده و تابع تبدیل حلقه‌بسته را به‌دست آوریم. شکل 4، پاسخ پله سیستم را همراه با کنترل‌کننده PD نشان می‌دهد.



شکل 4- پاسخ پله سیستم را همراه با کنترل‌کننده PD

4- کنترل‌کننده PID

برای هموار کردن پیک جهش، یک کنترل‌کننده انتگرالی اضافه می‌شود تا پیک شدید آن را حذف کند. شکل 5، پاسخ پله سیستم همراه با کنترل‌کننده PID را نشان می‌دهد.

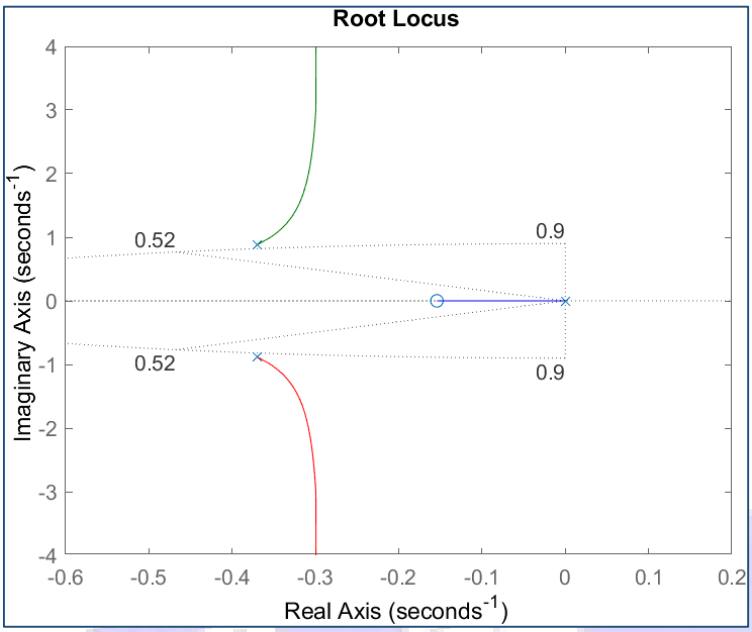


شکل 5- پاسخ پله سیستم همراه با کنترل‌کننده PID

5- مکان هندسی ریشه‌ها[3]

در خصوص مکان هندسی ریشه‌ها، می‌توان گفت که تمام موقعیت‌های ممکن را برای قطب‌های سیستم حلقه‌بسته را با یک کنترل‌کننده تناسبی، نشان می‌دهد. شکل 6، مکان هندسی ریشه‌ها را نمایش می‌دهد که در آن، سیستم دو قطب در مبدا دارد که در راستای محور موهومی به سمت بی‌نهایت می‌روند.

$$\omega_n = \frac{1.8}{T_r} \quad , M_P = e^{\frac{-\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad , \zeta\omega_n = \frac{4.6}{T_S}$$



شکل 6- مکان هندسی ریشه‌ها

ناحیه بین دو خط‌چین، ناحیه‌ای است که در آن مقدار جهش کم‌تر از 10٪ و $\zeta \geq 0.52$ است؛ ناحیه خارج منحنی نیم‌بیضی، ناحیه‌ای است که زمان نشست آن کم‌تر از سه ثانیه است و فرکانس طبیعی، بزرگ‌تر از 0.9 است. همان‌طور که از شکل 6 مشاهده می‌شود، هیچ قسمتی از مکان هندسی ریشه‌ها، در این ناحیه نیفتاده است؛ برای جبران اثر آن، از یک کنترل‌کننده پیش‌فاز استفاده می‌شود تا مکان هندسی ریشه‌ها را به سمت چپ بکشاند و سیستم پایدار شود.

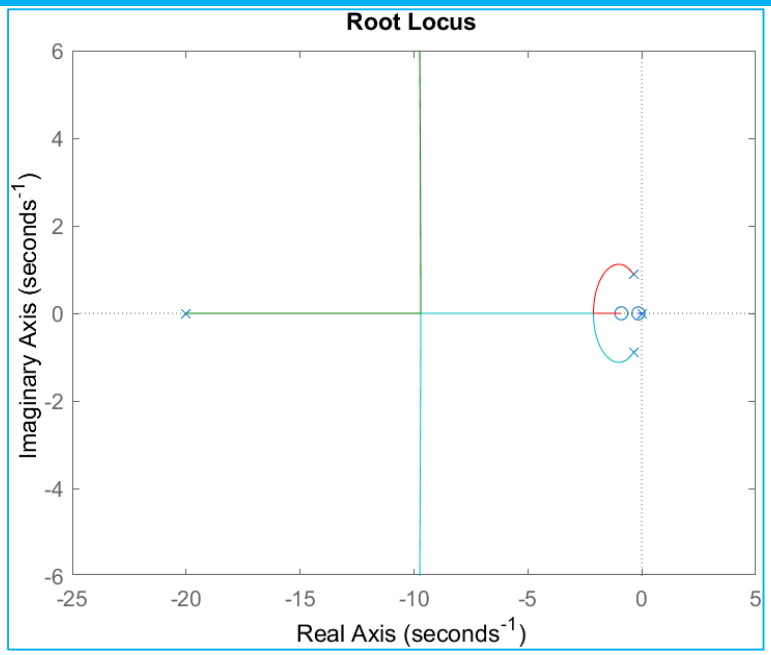
6- طراحی کنترل‌کننده پیش‌فاز

جبران‌کننده Lead به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$G(s) = K_c \frac{(s - Z_0)}{(s - P_0)}$$

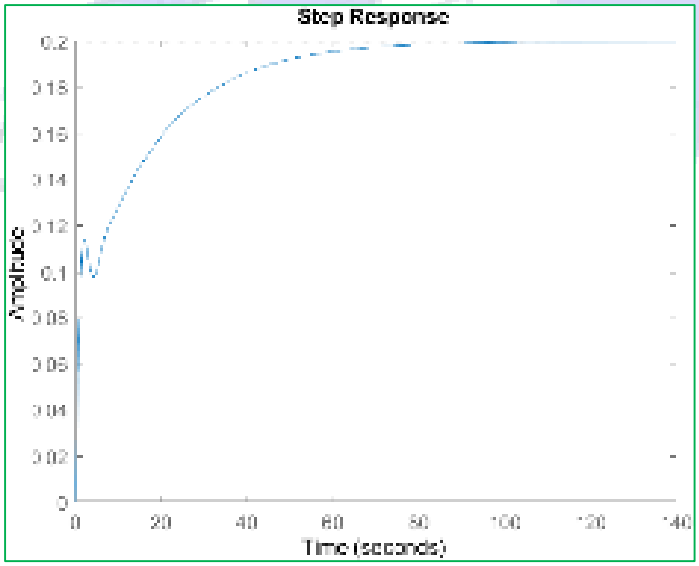
در این فرمول، بزرگی صورت باعث می‌شود جبران‌کننده، مکان هندسی ریشه‌ها را به سمت چپ ببرد؛ معمولا صفر را در همسایگی فرکانس طبیعی و قطب را در فاصله‌ای در حدود 3 تا 20 برابر موقعیت صفر قرار می‌دهند. شکل 7، مکان هندسی ریشه‌ها را با جبران‌ساز پیش‌فاز نشان می‌دهد.

[3] Root Locus



شکل 7- مکان هندسی ریشه‌ها با جبران‌ساز پیش‌فاز

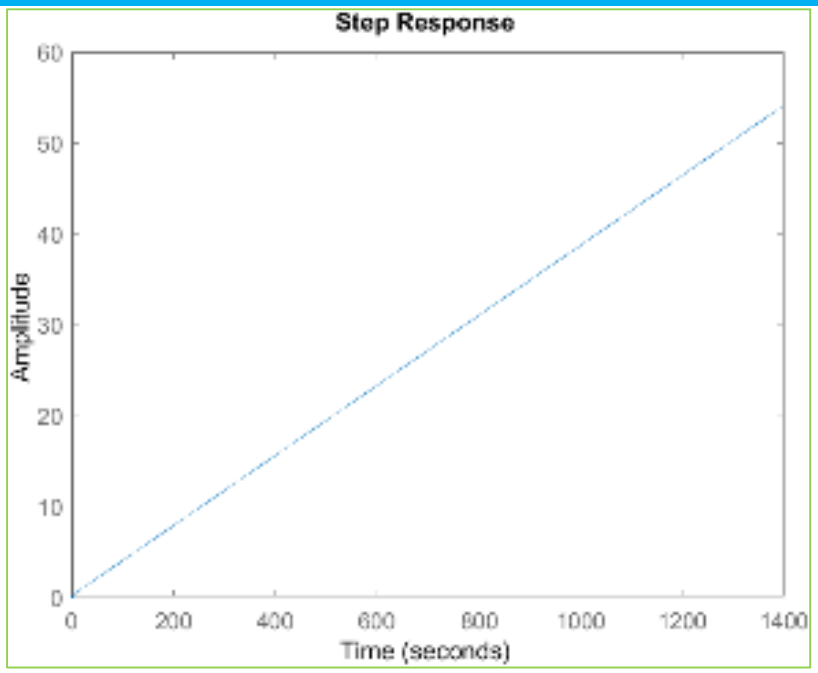
تا این‌جا مکان هندسی ریشه‌ها به سمت چپ انتقال پیدا کرده است؛ اکنون بهره‌ای را انتخاب کرده و پاسخ پله سیستم، پیدا می‌شود؛ نقطه‌ای نزدیک به 1- روی محور حقیقی به‌صورت دلخواه انتخاب می‌شود؛ این نقطه باید بهره‌ای حدود 200 داشته باشد. در شکل 8، پاسخ پله سیستم حلقه‌بسته نشان داده شده است.



شکل 8- پاسخ پله سیستم حلقه‌بسته

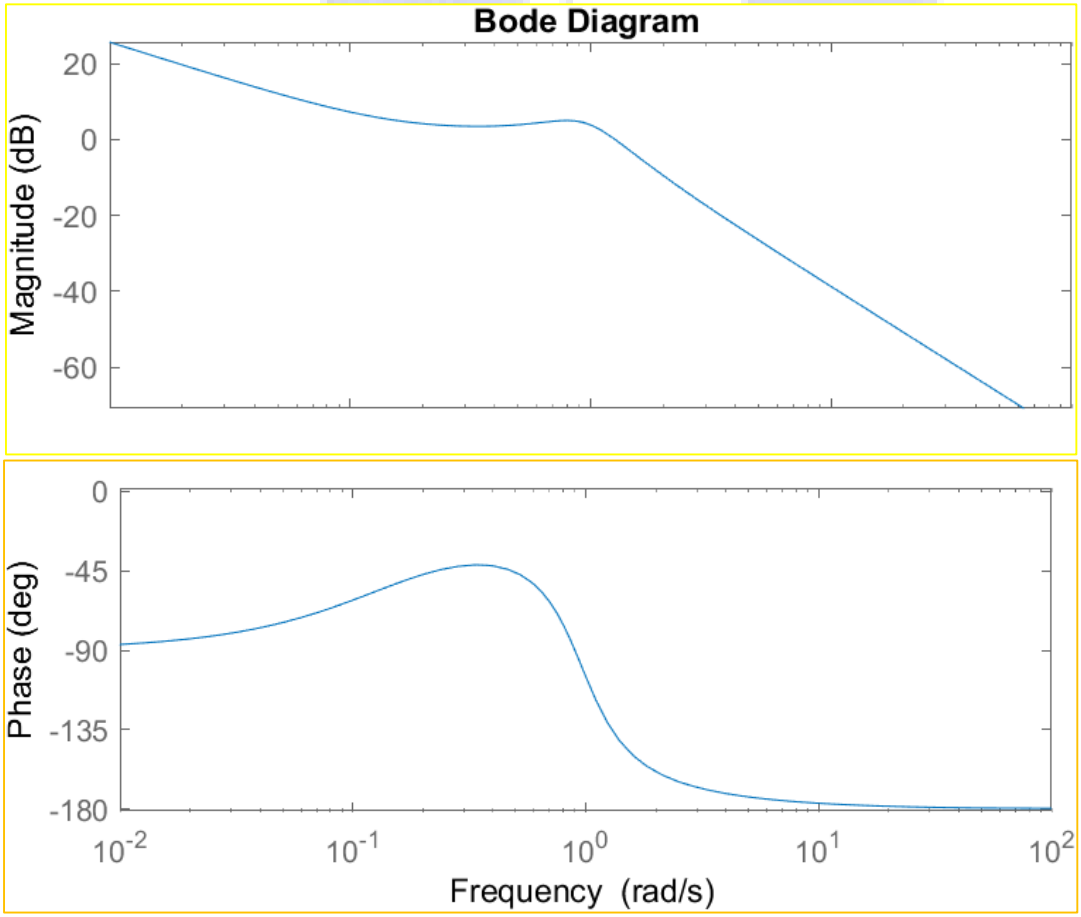
7- پاسخ فرکانسی

هدف ما از طراحی این کنترل‌کننده، این است که به جهش کم‌تر از ٪10، زمان خیز کم‌تر از 2 ثانیه، زمان نشست کم‌تر از 10 ثانیه و خطای حالت ماندگار کم‌تر از ٪2 برسیم؛ همان‌طور که می‌دانیم روش پاسخ فرکانسی، بهترین روش طراحی برای سیستم‌هایی است که در حالت حلقه‌باز پایدار می‌باشند. شکل 9، پاسخ پله سیستم حلقه‌باز را نشان می‌دهد.



شکل 9- پاسخ پله سیستم حلقه‌باز

همان‌طور که مشاهده می‌شود، سیستم در حالت حلقه‌باز، ناپایدار است؛ می‌توان از سیستم فیدبک با استفاده از روش پاسخ فرکانسی استفاده کرد. شکل 10، نمودار بود سیستم حلقه‌باز را نشان می‌دهد.



شکل 10- نمودار بود سیستم حلقه‌باز

فرکانس پهنای باند 1rad/sec و حاشیه فاز 80 درجه بوده و این مقادیر در ناحیه مطلوب قرار دارند؛ در نتیجه، سیستم پایدار است.

نتیجه‌گیری

روش‌های متفاوتی برای کنترل هواپیما در صفحه قائم وجود دارد. هدف ما از طراحی این کنترل‌کننده، این است که به جهش کم‌تر از ٪10، زمان خیز کم‌تر از 2 ثانیه، زمان نشست کم‌تر از 10 ثانیه و خطای حالت ماندگار کم‌تر از ٪2 برسیم؛ در ادامه می‌توان با استفاده از جبران‌کننده‌های Lead و Lag و روش‌های متنوع دیگر، یک کنترل‌کننده بهتر برای سیستم مورد نظر طراحی نمود؛ یک روش کنترل مختصات هوشمند، در این مقاله پیشنهاد شد؛ تحقیقات تجربی بر روی عملکرد کنترلی سیستم انجام شد؛ کنترل‌کننده طراحی‌شده در مقایسه با کنترل‌کننده PID معمولی، دارای خاصیت بیش‌رفتن کمتر، پاسخ سریع و دقت ردیابی بالا است؛ روش کنترل، مرجع مفیدی را در بهبود عملکرد کنترل چنین سیستمی فراهم می‌کند.

منابع

[1] Xiao Li, Jinshan Tang, Intelligent Coordinate Control of Pneumatic Pressure Signal Generator of Airplane Engine Inlet Test System Based on Fuzzy Neural Network, International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, 2009.

[2] A. E. Klochan, Ali Al-Ammouri, N. M. Naumova, V. S. Sadovenko, Fundamentals of the Polarimetric Navigation System, IEEE 2020.

[3] Yunlong Ma, Guang Pan, Qiaogao Huang, Yao Shi, Research on Fluid Dynamic Layout of Blend Wing Body Underwater Glider with Tail, IEEE.

[4] Abhishek Kumar Jain, Dinesh Kumar Singh, A Low Profile Wideband Magneto-Electric Dipole Antenna with Gain Enhancement, IEEE.

[5] A. Palomino, P. Castillo, I. Fantoni, R. Lozano, C. Pégard, Control Strategy Using Vision for the Stabilization of an Experimental PVTOL Aircraft Setup, TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY, IEEE 2005.

[6] Mihai Lungu, Romulus Lungu, Lucian Grigorie, Octavian Preotu, The Influence of Atmospheric Turbulences on Aircraft Landing Process, IEEE 2016.

[7] Long Tao, Zhigang Liu, Optimization on Multi-Robot Workcell Layout in Vertical Plane, International Conference on Information and Automation Shenzhen, IEEE 2011.

[8] Khaled A. Ghamry, and Youmin Zhang, Formation Control of Multiple Quadrotors Based on Leader-Follower Method, International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2015.

[9] Dilmurat Azimov, John Allen, Analytical Model and Control Solutions for Unmanned Aerial Vehicle Maneuvers in a Vertical Plane, International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2017.

[11] Sulakshan R Arya, Chimpalthradi R. Ashokkumar and Hemendra Arya, Gamma and Velocity Tracking for UAV Obstacle Avoidance in Pitch Plane, Indian Control Conference, 2016.

[11] Abdul Qayyum Khan, Ghulam Mustafa and Naeem Iqbal, LQG/LTR Based Controller Design for Three Degree ofFreedom Helicopter/ Twin Rotor Control System, IEEE.

[12] David Cabecinhasa, Rita Cunhac,Carlos Silvestrea,Atrajectorytrackingcontrollawforaquadrotorwithslungload, IEEE 2019.

[13] Saeb AmirAhmadi Chomachar, Sjad Azizi, Design of Nonlinear Control Loader System for a Flight Simulator (a Dynamic Inversion Approach), IEEE 2015.

[14] Jalal Habibi, Ali Ghrayeb, and Amir G. Aghdam, Optimal Cooperative Wireless Transmission with Limited Channel State Information, TRANSACTIONS ON COMMUNICATIONS, 2015.

[15] Daoxin Wei, Feng Tian, Yongtao Yu, Xi Wang, Modeling and deflection controller design of Threebearing swivel duct for STOVL Engine, 2nd International Conference on Automation, Electronics and Electrical Engineering, 2019.

[16] Saif A. Al-Hiddabi, Trajectory Tracking Control and Maneuver Regulation Control for the CTOL Aircraft Model, 3aL Conference on Decision & Control Phoenix, Arizona USA, 1999.

[17] Mohan Ashish, Anirudh Muraleedharan, Shruthi CM, Rao R. Bhavani, Nagarajan Akshay, Autonomous Payload Delivery using Hybrid VTOL UAVs for Community Emergency Response, IEEE 2020.

[18] Ran Y. Gazit, J. David Powell, AIRCRAFT COLLISION AVOIDANCE BASED ON GPS POSITION BROADCASTS, IEEE 1996.

[19] Eduardo Gallo, Javier López-Leonés, Miguel A. Vilaplana, Francisco A. Navarro, TRAJECTORY COMPUTATION INFRASTRUCTURE BASED ON BADA AIRCRAFT PERFORMANCE MODEL, IEEE.

[20] Rajnikant Sharma, D Ghose, Swarm Intelligence based Collision Avoidance Between Realistically Modelled UAV Clusters, American Control Conference Marriott Marquis Hotel at Times Square New York City, 2007.