

طراحی افزایشده پایداری مقاوم H_∞ با ضرایب بهینه ژنتیکی برای مدل چندرودی - چندخروجی بالگرد بدون سرنشین با دینامیک‌های وابسته

زهرا سلامتی، علیرضا فرجی و زهرا نجاتی

کم‌تحریک‌شده^۴، غیر خطی و دارای تأثیر کوپلینگ بین دینامیک‌ها است [۱]. در [۲] مدل دینامیکی بالگرد بدون سرنشین و کنترل تطبیقی روی آن نشان داده شده و در [۳] کنترل شبکه عصبی تطبیقی مقاوم به یک بالگرد بدون سرنشین در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها اعمال شده است. یک روش کنترل ردیابی بهینه در [۴] برای بالگرد بدون سرنشین کوچک پیشنهاد شده است. همچنین در [۵] کنترل فازی - PID - عصبی و فازی - PID استفاده شده است. در [۶] کنترل مد لغزشی مقاوم و روش LQR به یک بالگرد دو درجه آزادی اعمال شده است.

هدف اصلی این مقاله دکوپله‌سازی بالگرد بدون سرنشین از طریق طراحی فیلترهای مناسب و همچنین کنترل مقاوم و الگوریتم ژنتیک به منظور طراحی کنترل PI برای سیستم افزایشده پایداری (SAS) است. بر این اساس، در بخش ۲ مدل دینامیکی بالگرد توضیح داده شده است. در بخش ۳ طراحی فیلتر برای کاهش اثر کوپلینگ دینامیک‌ها ارائه شده است. همچنین این بخش کنترل H_∞ و الگوریتم ژنتیک و طراحی کنترل PI با استفاده از ضرایب H_∞ و بهینه‌سازی آن را با استفاده از الگوریتم ژنتیک بیان می‌کند. بخش ۴ نتایج شبیه‌سازی ارائه گردیده است. نهایتاً در بخش ۵ نتیجه‌گیری بیان شده است.

۲- مدل دینامیکی بالگرد

معادلات حرکتی بالگرد با توجه به رابطه نیوتون-اویلر به صورت (۱) می‌باشد [۱]

$$\begin{bmatrix} mI_\tau & \cdot \\ \cdot & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}^B \\ \dot{w}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w^B \times mv^B \\ w^B \times Iv^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (1)$$

در این رابطه m جرم بالگرد بوده و v^B ، w^B ، f^B و τ^B به ترتیب بردار سرعت خطی، سرعت زاویه‌ای، نیروها و گشتاورهای اعمالی به بالگرد در دستگاه مختصات بدنی می‌باشد. همچنین ماتریس اینرسی نیز در (۲) آمده است

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

وضعیت بالگرد یا زوایای اویلر غلتش^۵، پیچش^۶ و گردش نسبت به دستگاه مختصات زمین بیان می‌گردد و با $\Theta = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ نشان داده می‌شود. رابطه زوایای اویلر با سرعت‌های زاویه‌ای به صورت (۳) است

چکیده: در این مقاله تلاش شده تا برای یک مدل چندرودی - چندخروجی (MIMO) بالگرد بدون سرنشین (HUAV)، سیستم افزایشده پایداری (SAS) مقاوم بهینه در مد هاور طراحی شود. این مدل در حالت حلقه باز، ناپایدار و زیر تحریک است و بین دینامیک‌های آن در کانال‌های رول، پیچ و یاو وابستگی وجود دارد. در این مقاله با توجه به ویژگی خاص مدل، فیلترهایی با پهنای باند مشخص در مسیر سیگنال‌های اعمالی به عملگرها طراحی شده که باعث می‌شود وابستگی دینامیک‌ها در مدل حلقه بسته کاهش یافته و عملکرد حلقه‌های کنترلی در کانال‌های حرکت طولی، عرضی و سمت آن مجزا گردد. در این مقاله، SAS به صورت کنترل‌کننده‌های PI مقاوم روی مدل خطی طراحی می‌شود. بر این اساس، پس از مجزائومدن حلقه‌های عملکردی بالگرد در حالت حلقه بسته، ضرایب PI هر کانال به کمک مسئله کنترل مقاوم H_∞ مدل شده و با الگوریتم ژنتیک به صورت بهینه محاسبه گردیده است. در نهایت شبیه‌سازی روی مدل غیر خطی نشان‌دهنده مقاوم‌بودن آن در برابر عدم قطعیت ناشی از خطی‌سازی مدل غیر خطی و اغتشاشات واردشده به سیستم است.

کلیدواژه: بالگرد بدون سرنشین، سیستم افزایشده پایداری، مد هاور، طراحی کنترل‌کننده مقاوم بهینه، حذف وابستگی دینامیک‌ها.

۱- مقدمه

بالگردهای بدون سرنشین از جمله وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین UAV^۱ هستند و به دلیل قدرت مانورپذیری بالا و قابلیت فراز و فرود در مکان‌های مختلف کاربردهای بسیاری دارند و پایداری آنها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. از این رو طراحی سیستم افزایشده پایداری^۲ (SAS) برای آن باعث کاهش قابل توجه اثرات اغتشاش و بهبود عملکرد آن می‌شود. پیکربندی اصلی بالگرد شامل دو روتور اصلی و دم است.

روتور اصلی نیروی لازم را برای حرکت عمودی بالگرد، تولید می‌کند و روتور دم گشتاور تولیدشده توسط روتور اصلی را جبران و زاویه گردش^۳ را کنترل می‌کند. مدل بالگرد دارای ویژگی‌های چندمتغیره، ناپایدار،

این مقاله در تاریخ ۵ فروردین ماه ۱۳۹۹ دریافت و در تاریخ ۲ آذر ماه ۱۳۹۹ بازنگری شد.

زهرا سلامتی، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران، (email: z.salamati5@gmail.com)

علیرضا فرجی (نویسنده مسئول)، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران، (email: arfaraji@kashanu.ac.ir)

زهرا نجاتی، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران، (email: nejati.zahra97@yahoo.com)

4. Underactuated
5. Roll
6. Pitch

1. Unmanned Aerial Vehicle
2. Stability Augmentation System
3. Yaw

$$\begin{aligned} \theta &= 0.0008 \\ \varphi &= 0.0512 \\ a_{\gamma_f} &= -0.0008 \\ b_{\gamma_f} &= 0.0057 \\ d_{lon} &= -0.0029 \\ d_{lat} &= 0.0204 \\ d_c &= 0.666 \\ d_p &= -0.1086 \end{aligned}$$

بردار متغیرهای حالت سیستم و بردار ورودی‌ها به صورت (۶) است

$$\begin{aligned} X &= [u \ v \ b_{\gamma_f} \ w \ p \ q \ r \ \varphi \ \theta \ \psi \ a_{\gamma_f}]^T \\ U &= [d_{lon} \ d_{lat} \ d_p \ d_c] \end{aligned} \quad (6)$$

لذا فضای حالت سیستم خطی به صورت ماتریس $A_{1 \times 11}$ و $B_{1 \times 4}$ به صورت زیر به دست می‌آید

$$\begin{aligned} A_{1,9} &= -9.81, \quad A_{1,11} = -6.4656, \quad A_{1,3} = 6.4656 \\ A_{1,8} &= 9.7971, \quad A_{1,9} = -4.01 \times 10^{-4}, \quad A_{1,7} = -7.139 \\ A_{1,5} &= -1, \quad A_{1,8} = -0.52, \quad A_{1,9} = -0.0783 \\ A_{1,3} &= 3.03 \times 10^2, \quad A_{1,11} = 73.03, \quad A_{1,5} = 1 \\ A_{1,6} &= 3.27 \times 10^{-4}, \quad A_{1,7} = 7.98 \times 10^{-4}, \quad A_{1,6} = 0.9986 \\ A_{1,7} &= -0.511, \quad A_{1,6} = 0.5117, \quad A_{1,7} = 0.9986 \\ A_{1,6} &= -0.999, \quad A_{1,11} = -7.14 \end{aligned}$$

سایر پارامترهای $A_{i,j}$ در ماتریس A برابر با صفر است

$$\begin{aligned} B_{1,1} &= -0.8816, \quad B_{1,4} = 0.235, \quad B_{1,2} = 0.8816 \\ B_{1,3} &= -6.4646, \quad B_{1,4} = 0.167, \quad B_{1,2} = 2 \\ B_{1,3} &= -29.84, \quad B_{1,2} = 41.32, \quad B_{1,3} = -277.65 \\ B_{1,3} &= 2.0461, \quad B_{1,1} = 9.9586, \quad B_{1,3} = 6.2379 \\ B_{1,3} &= -0.695, \quad B_{1,3} = 732.25, \quad B_{1,4} = -15.266 \\ B_{1,1} &= 2 \end{aligned}$$

سایر پارامترهای $B_{i,j}$ در ماتریس B برابر با صفر است.

۲-۲ حسگرهای حلقه SAS

استفاده از حسگرهای ژيروسکوپ نرخی که سرعت‌های زاویه‌ای را اندازه‌گیری می‌کنند در حلقه SAS بالگردها متداول است. در برخی ژيروسکوپ‌های نرخی بالگردهای کوچک، کنترل‌کننده PI برای حذف اغتشاش وجود دارد و بنابراین در این مقاله هم کنترل‌کننده PI برای آن استفاده شده است. دینامیک ژيروسکوپ‌ها مانند فیلتر پایین‌گذر عمل می‌کند و فرکانس قطع آنها نسبت به پهنای باند سیستم بزرگ است، لذا در محدوده پهنای باند سیستم می‌توان از دینامیک آنها صرف نظر کرد و ژيروسکوپ‌ها را با یک بهره واحد مدل کرد [۸] تا [۱۲].

۳- طراحی کنترل‌کننده

در این بخش، ابتدا فیلتر حذف اثر کوپلینگ طراحی گردیده است و سپس با استفاده از کنترل مقاوم و الگوریتم ژنتیک به طراحی کنترل‌کننده می‌پردازیم.

$$\begin{aligned} \dot{\Theta} &= \Psi(\Theta)w^B \\ \Psi(\Theta) &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ \cdot & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ \cdot & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

۱-۲ نیروها و گشتاورهای اعمال شده به بالگرد

نیروها و گشتاورها، توابع غیر خطی از مشخصات حرکتی و ورودی‌ها هستند. پره‌ها در حال چرخش، حرکت بال‌زنی و پیچش دارند و این حرکات درجات آزادی پره‌های روتور را ایجاد می‌کنند [۷] و [۸]. بردار ورودی کنترل به صورت $u_c = [d_{lon} \ d_{lat} \ d_{ped} \ d_{col}]$ تعریف می‌شود که d_{col}^1 و d_{ped}^2 به ترتیب ورودی کلکتیو روتور اصلی و پدال برای روتور دم هستند. ورودی کلکتیو و پدال، به ترتیب مقدار نیروی بالابرنده را در روتور اصلی و روتور دم کنترل می‌کند. دینامیک بال‌زنی پره‌های روتور اصلی با ورودی‌های تناوبی d_{lon}^3 و d_{lat}^4 کنترل می‌شود [۸] و [۹].

در این مقاله مدل غیر خطی در مد هاور بالگرد بدون سرنشین به نام ANCL⁵ استفاده شده است. در بسیاری از بالگردهای کنترل از راه دور از تیغه‌های پایدارساز فلاپبار استفاده می‌شود تا سرعت فلپینگ را کم کند و خلبان بتواند بالگرد را راحت‌تر کنترل کند. لذا از دینامیک فلپینگ روتور اصلی صرف نظر شده و به صورت رابطه استاتیکی (۴) بیان گردیده و دینامیک فلاپبار از مراجع مطابق (۵) در نظر گرفته شده است [۱۰] و [۱۱].

$$\begin{aligned} b_1 &= K_B d_{lat} + K_F b_{\gamma_f} \\ a_1 &= K_B d_{lon} + K_F a_{\gamma_f} \end{aligned} \quad (4)$$

که b_1 و a_1 به ترتیب زاویه دیسک پره‌های روتور اصلی با محور طولی و عرضی هستند و همچنین b_{γ_f} و a_{γ_f} به ترتیب زاویه دیسک فلاپبار با محور طولی و عرضی هستند. معادلات دینامیکی فلپینگ در فلاپبار به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۲]

$$\begin{aligned} \tau_f \dot{a}_{\gamma_f} + a_{\gamma_f} &= -\tau_f q + K_H d_{lon} \\ \tau_f \dot{b}_{\gamma_f} + b_{\gamma_f} &= -\tau_f p + K_H d_{lat} \end{aligned} \quad (5)$$

نیروها و گشتاورهای حاصل از روتور اصلی و روتور دم، معادلات غیر خطی بالگرد ANCL و ضرایب آن از [۱۲] گرفته شده است.

سیس خطی‌سازی مدل هاور حول نقطه تعادل سیستم از روش اختلال کوچک^۶ به دست می‌آید. نقاط تعادل با صفر قرار دادن مشتقات در معادلات غیر خطی حاصل می‌شوند. در حالت هاور سرعت‌های زاویه‌ای و خطی برابر با صفر بوده و نقاط تعادل سیستم به صورت زیر به دست می‌آیند

1. Collective Input
2. Pedal Input
3. Longitudinal Cyclic Input
4. Lateral Cyclic Input
5. The University of Alberta's Applied Nonlinear Controls Lab (ANCL) Helicopter
6. Small Perturbation

سیستم خطی طراحی و بر روی سیستم غیر خطی اعمال خواهد شد. کنترل کننده H_∞ یک روش مقاوم است که استفاده از آن برای سیستم‌های خطی امکان پذیر است. با توجه به شکل ۱، تابع تبدیل خطا به ورودی مرجع به صورت $e/r = (I + GK)^{-1}$ است که تابع حساسیت S شناخته می‌شود. برای این که خطای سیستم در پهنای باند مطلوب سیستم حلقه بسته کمینه شود باید تابع حساسیت در آن کمینه شود. تابع تبدیل $u/r = K(I + GK)^{-1}$ که با R نشان داده می‌شود می‌تواند به گونه‌ای باشد که در محدوده فرکانسی دلخواه انرژی سیگنال خروجی کنترل کننده را محدود کند. تابع تبدیل خروجی سیستم به ورودی مرجع نیز $y/r = GK(I + GK)^{-1}$ است که با T مشخص می‌شود که نزدیک بودن اندازه آن به مقدار یک در محدوده فرکانسی خاص می‌تواند به معنی توانمندی ردیابی خروجی از ورودی در سیستم حلقه بسته در آن محدوده باشد. هدف کنترل مقاوم H_∞ تأمین هم‌زمان اهداف فوق توسط توابع S ، R ، و T در محدوده‌های فرکانسی خاص مربوط به هر یک است که با توابع وزنی ضرب شده W_1 ، W_2 ، و W_3 مشخص می‌شود و به عبارت دیگر با این روش می‌توان بین اهداف فوق مصالحه کرد. لذا کنترل کننده مقاوم K به نحوی طراحی می‌شود که تابع هزینه $\|W_1 S + W_2 R + W_3 T\|_\infty$ کمینه شود [۱۵] تا [۱۷].

با توجه به شکل ۱، d اغتشاش وارد شده به سیستم می‌باشد و چون هدف طراحی SAS در بالگرد فقط کاهش اثر اغتشاش بر روی خروجی سیستم است، پس اگر بخواهیم تأثیر اغتشاش در خروجی کم شود باید اندازه $(I + GK)^{-1}$ یا همان تابع S در محدوده فرکانسی پایین‌گذر سیستم کمینه شود.

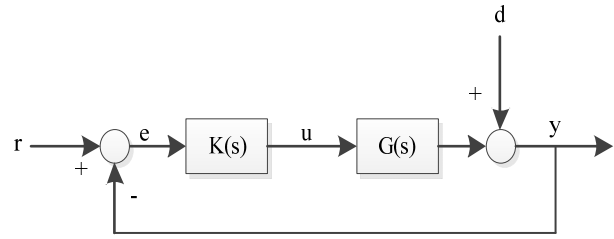
۳-۳ الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک یک روش بهینه‌سازی الهام‌گرفته از طبیعت جاندار است. این الگوریتم در مسایل متنوعی نظیر بهینه‌سازی، شناسایی و کنترل سیستم و غیره به کار می‌رود. دو عملگر مهم که در الگوریتم ژنتیک مورد استفاده قرار می‌گیرند عبارت هستند از ترکیب و جهش که دارای روش‌های محاسبه متفاوتی هستند. مهم‌ترین عملگر در الگوریتم ژنتیک، عملگر ترکیب است. ترکیب فرایندی است که در آن نسل قدیمی کروموزوم‌ها با یکدیگر مخلوط و ترکیب می‌شوند تا نسل تازه‌ای از کروموزوم‌ها به وجود بیاید. جفت‌هایی که در قسمت انتخاب به عنوان والدین در نظر گرفته شدند در این قسمت ژن‌هایشان را با هم مبادله می‌کنند و اعضای جدید به وجود می‌آورند. ترکیب در الگوریتم ژنتیک باعث از بین رفتن پراکندگی یا تنوع ژنتیکی جمعیت می‌شود زیرا اجازه می‌دهد ژن‌های خوب یکدیگر را بیابند.

جهش نیز عملگر دیگری هست که جواب‌های ممکن دیگری را متولد می‌کند. در الگوریتم ژنتیک بعد از این که یک عضو در جمعیت جدید به وجود آمد هر ژن آن با احتمال جهش روبه‌رو است. در جهش ممکن است ژنی از مجموعه ژن‌های جمعیت حذف شود یا ژنی که تا به حال در جمعیت وجود نداشته است به آن اضافه شود یا تغییری در آن ایجاد شود. در واقع جهش یک ژن به معنای تغییر آن ژن است [۱۸] تا [۲۰].

۴-۳ طراحی کنترل کننده PI با ضرایب مقاوم H_∞ و بهینه‌سازی با الگوریتم ژنتیک

کنترل کننده متعارف برای SAS بالگردهای کوچک، کنترل کننده PI است. لذا ماتریس کنترل کننده K به صورت رابطه زیر تعریف می‌شود



شکل ۱: دیاگرام معمولی حلقه بسته یک سیستم متعارف.

۱-۳ طراحی فیلتر جهت کاهش اثر کوپلینگ دینامیک‌ها

سیستم افزایشده پایداری SAS باعث پایداری بالگرد در برابر اغتشاشات می‌شود. ورودی این سیستم سرعت‌های زاویه‌ای (p, q, r) و خروجی آن همان ورودی‌های d_{lon} ، d_{lat} ، و d_{ped} است که باید کنترل شوند [۱۳] و [۱۴]. رابطه (۷) ماتریس تابع تبدیل مدل خطی بالگرد در مد هاور است که نشان می‌دهد فقط ورودی سوم روی همه خروجی‌ها تأثیرگذار است و دو ورودی دیگر به ترتیب فقط روی خروجی اول و دوم به طور مجزا تأثیرگذار هستند

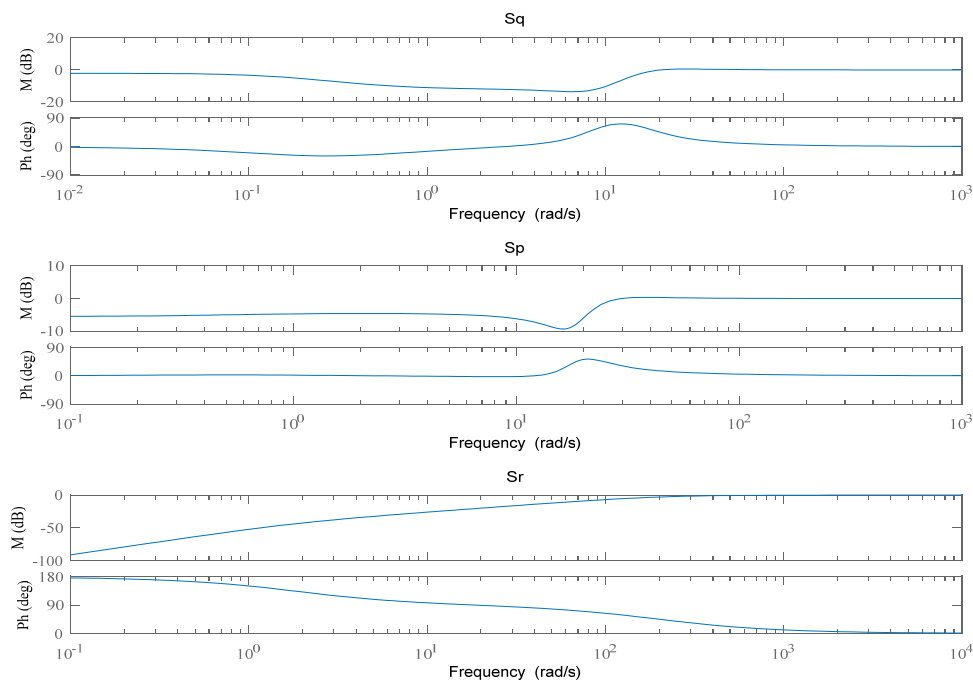
$$H(S) = \begin{bmatrix} \frac{q}{d_{lon}} & \cdot & \frac{q}{d_{ped}} \\ \cdot & \frac{p}{d_{lat}} & \frac{p}{d_{ped}} \\ \cdot & \cdot & \frac{r}{d_{ped}} \end{bmatrix} \quad (7)$$

با توجه به ویژگی خاص این سیستم، اگر بتوانیم در خروجی‌های این تابع تبدیل که همان مسیر اعمال سیگنال به عملگرها است فیلترهایی طراحی نماییم که اثر ورودی سوم را بر خروجی‌های اول و دوم تا حد مطلوبی کاهش دهد در واقع این سیستم در حالت حلقه بسته مانند سه حلقه مجزا عمل خواهد کرد. با توجه به بررسی پهنای باند هر یک از توابع تبدیل ماتریس فوق ملاحظه شد که خوشبختانه فرکانس سیگنال‌های کوپلینگ که نامطلوب محسوب می‌شود نسبت به فرکانس‌های مطلوب در خروجی اول و دوم بیشتر بوده و با قراردادن یک فیلتر پایین‌گذر با فرکانس قطع مشخص در مسیر هر یک از آنها می‌توان سیگنال‌های کوپلینگ را فیلتر نمود.

فرکانس قطع q/d_{lon} برابر با 12 rad/s و q/d_{ped} برابر با 18.5 rad/s می‌باشد. در نتیجه در خروجی q فیلتر $12/(s+12)$ مناسب است تا تقریباً اثر ورودی پدال بر روی عملگر d_{lon} حذف شود. همچنین فرکانس قطع p/d_{lat} برابر با 32.6 rad/s و p/d_{ped} برابر با 64.2 rad/s است و بنابراین فیلتر $32.6/(s+32.6)$ برای خروجی کنترل کننده مربوط به p انتخاب شد تا اثر d_{ped} روی p قابل صرف نظر باشد.

۲-۳ طراحی کنترل کننده مقاوم H_∞

به دلیل وجود عدم قطعیت‌های سیستم و برای این که کنترل کننده طراحی شده روی سیستم غیر خطی نیز جواب دهد نیاز به طراحی یک کنترل کننده مقاوم است. خطی کردن سیستم می‌تواند به عنوان اضافه کردن عدم قطعیت به مدل غیر خطی تلقی شود. همان طور که در بخش ۳-۱ این مقاله اشاره شد، کنترل کننده‌ای که انتخاب می‌شود PI است که پیاده‌سازی آن در عمل نیز آسان می‌باشد. این کنترل کننده بر اساس

شکل ۲: توابع حساسیت q ، p و r .

جدول ۱: ضرایب PI کنترل کننده SAS.

کانال‌ها	ضریب P	ضریب I
کانال پیشش	۱/۰۹۴۸	۰/۲۵۲۷
کانال غلتش	۱/۶۲۵۷	۰/۱۳۶۵
کانال گردش	۰/۳۹۳۸	۰/۳۴۶۱

برای به دست آوردن ضرایب بهینه کنترل کننده‌های PI که بتوانند تابع هزینه $\|W_1 S\|_\infty$ را کمینه کنند می‌توان از الگوریتم ژنتیک استفاده کرد. الگوریتم ژنتیک ابتدا با مقادیر اولیه تصادفی شروع می‌کند و سپس با استفاده از عملگرهای ترکیب و جهش مقادیر جدیدی از پارامترهای مجهول را ایجاد می‌کند و در تابع هزینه قرار می‌دهد و در نهایت بهترین جواب یعنی ضرایب PI را که بتواند تابع هزینه را به کمترین مقدار برساند انتخاب می‌کند. در اینجا ۶ پارامتر مجهول وجود دارد که ضرایب PI هستند و تعداد جمعیت اولیه ۵۰ انتخاب می‌شود. در نهایت مقادیر بهینه ضرایب PI به صورت جدول ۱ به دست می‌آیند.

۴- نتایج شبیه‌سازی طراحی SAS

از آنجا که در مد هاور بالگرد، ورودی کلکتیو تغییر نمی‌کند لذا در طراحی SAS در نظر گرفته نشده است. در شکل ۲ اندازه و فاز نمودار بود توابع حساسیت سه حلقه بسته سیستم که مجزا فرض شدند، رسم شده که اندازه کوچک آنها در پهنای باند مشخص، نشان‌دهنده تضعیف اغتشاش توسط توابع حساسیت در آن باند می‌باشد.

شکل ۳ مدل شبیه‌سازی سیستم همراه با کنترل کننده SAS را نشان می‌دهد. اغتشاشات به خروجی‌های سیستم به ترتیب به سرعت زاویه‌ای پیشش، غلتش و گردش وارد می‌شود که در شکل ۴ نشان داده شده است. کنترل کننده بر روی مدل خطی نتایج مطلوبی داشت که برای اختصار نتایج آن نیامده است، اما برای اطمینان از عملکرد مطلوب آن در شکل ۵ نتایج شبیه‌سازی سیستم برای حذف اغتشاشات در مدل غیر خطی مد هاور نشان داده شده که نشان‌دهنده عملکرد مناسب کنترل کننده در حذف اغتشاشات و توانایی مقابله با عدم قطعیت ناشی از خطی‌سازی مدل است. در شکل ۶ بردارهای ورودی کنترل رسم شده‌اند. با توجه به شکل، اندازه و همواربودن ورودی‌های کنترل و پهنای باند مناسب این کنترل کننده برای پیاده‌سازی‌های عملی مناسب می‌باشد.

۵- نتیجه‌گیری

در ابتدا معادلات غیر خطی در حالت هاور بالگرد ANCL بررسی و

$$K_1 = k_{p1} + \frac{k_{I1}}{s}$$

$$K_r = k_{pr} + \frac{k_{Ir}}{s}$$

$$K_\gamma = k_{p\gamma} + \frac{k_{I\gamma}}{s} \quad (8)$$

$$K = \begin{bmatrix} K_1 & \cdot & \cdot \\ \cdot & K_r & \cdot \\ \cdot & \cdot & K_\gamma \end{bmatrix}$$

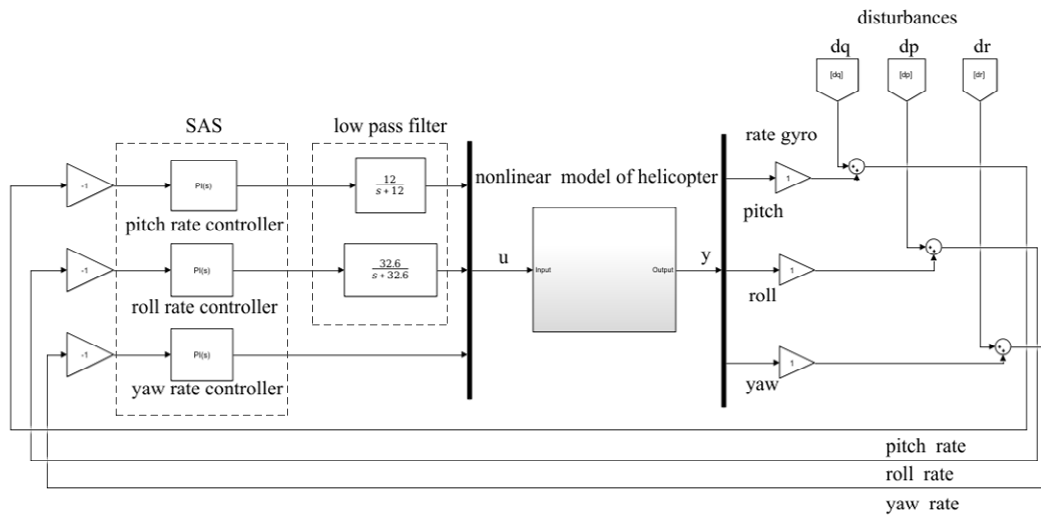
هدف در SAS حذف اغتشاشات است، پس فقط کمینه‌سازی s در پهنای باند سیستم بالگرد برای طراحی مقاوم کافی است. در نتیجه تابع هزینه به صورت $\|W_1 S\|_\infty$ تعریف می‌شود و با توجه به این که به کمک فیلترهای به کار گرفته شده، سیستم حلقه بسته مانند سه حلقه کنترلی مجزا عمل می‌کند، بنابراین ماتریس توابع وزنی W_1 با توجه به پهنای باند عملکردی هر حلقه به صورت مجزا طبق روابط زیر انتخاب می‌شود

$$w_q = \frac{12}{s+12}$$

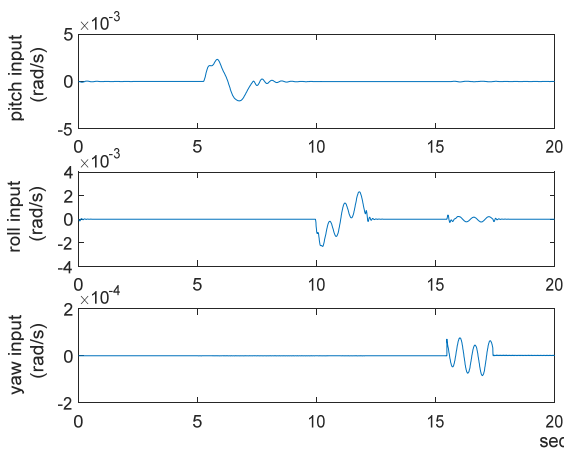
$$w_p = \frac{32.6}{s+32.6}$$

$$w_r = \frac{50}{s+50} \quad (9)$$

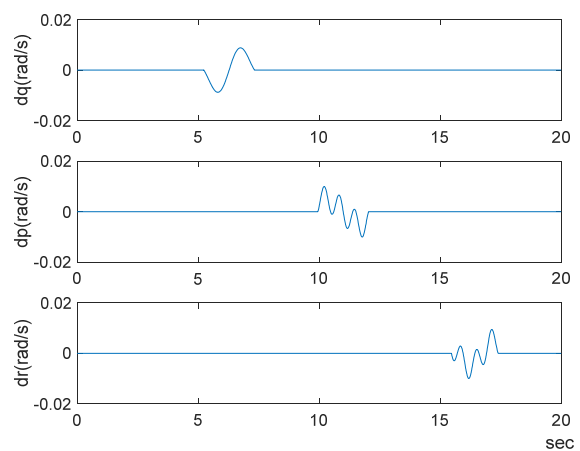
$$W_1 = \begin{bmatrix} w_q & \cdot & \cdot \\ \cdot & w_p & \cdot \\ \cdot & \cdot & w_r \end{bmatrix}$$



شکل ۳: شبیه‌سازی سیستم همراه با SAS.



شکل ۶: بردارهای کنترلی مربوط به کانال‌های پیچش، غلتش و گردش.

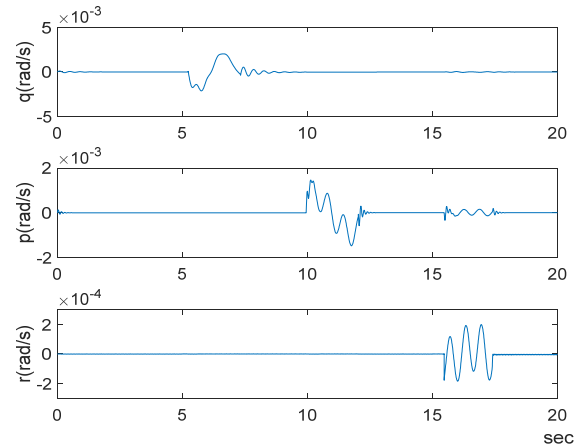


شکل ۴: اغتشاشات واردشده به کانال‌های پیچش، غلتش و گردش.

SISO فرض کرد. سپس برای طراحی SAS برای سه مدار SISO روی مدل خطی، از کنترل‌کننده متداول PI استفاده شد که ضرایب آن با استفاده از تابع حساسیت سیستم حلقه بسته در روش H_∞ طراحی شده و با کمک الگوریتم ژنتیک بهینه شد. SAS طراحی شده روی مدل سیستم غیر خطی تست شد که در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت ناشی از خطی‌سازی مدل غیر خطی سیستم مقاوم بود.

مراجع

- [1] I. A. Raptis and K. P. Valavanis, Linear and Nonlinear Control of Small Scale Unmanned Helicopters, Springer Science & Business Media, 2011.
- [2] Y. Kang, S. Chen, X. Wang, and Y. Cao, "Deep convolutional identifier for dynamic modeling and adaptive control of unmanned helicopter," *IEEE Trans. on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 30, no. 2, pp. 524-538, Jul. 2018.
- [3] A. Razzaghian and R. Kardehi Moghaddam, "Robust adaptive neural network control of miniature unmanned helicopter," in *Proc. Iranian Conf. on Proc. Electrical Engineering, ICEE'18*, pp. 801-805, Mashhad, Iran, 8-10 May 2018.
- [4] Y. Shang and T. Lu, "Optimal tracking control of mini unmanned helicopter based iterative approximating," in *Proc. IEEE 3rd Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conf., ITNEC'19*, pp. 81-87, Chengdu, China, 15-17 Mar. 2019.
- [5] R. Singh and B. Bhushan, "Adaptive neuro-fuzzy-PID and fuzzy-PID-based controller design for helicopter system," *Applications of Computing, Automation and Wireless Systems in Electrical Engineering*, vol. 553, pp. 281-293, Jun. 2019.



شکل ۵: سرعت‌های زاویه‌ای پیچش، غلتش و گردش سیستم غیر خطی در حضور اغتشاشات شکل ۶

حول نقطه تعادل هاور خطی شدند. این معادلات MIMO، کم تحریک شده و دارای اثر کوپلینگ بین دینامیک‌ها بود. برای حذف اثر کوپلینگ دینامیک‌ها روی یکدیگر، با توجه به شرایط خاص این مدل، فیلتر پایین‌گذر در ورودی عملگرها طراحی و قرار داده شد به گونه‌ای که در سیستم حلقه بسته اثر ورودی سوم که در حالت حلقه باز روی دو خروجی اول و سوم سیستم به شدت تأثیرگذار بود در حالت حلقه بسته تقریباً حذف شد، به طوری که مدار حلقه بسته MIMO را بتوان به صورت سه مدار

- Engineering, ELECO'15*, pp. 801-805, Bursa, Turkey, 26-28 Nov. 2015.
- [17] I. B. Tijani, R. Akmeliawati, A. Legowo, and A. Budiyo, "Optimization of an extended H-infinity controller for unmanned helicopter control using multiobjective differential evolution (MODE)," *International J. of Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 87, no. 4, pp. 330-344, Jul. 2015.
- [18] J. D. Arantes, M. D. Arantes, C. F. M. Toledo, O. T. Junior, and B. C. Williams, "An embedded system architecture based on genetic algorithms for mission and safety planning with UAV," in *Proc. of the Genetic and Evolutionary Computation Conf., GECCO'17*, pp. 1049-1056, Berlin, German, 15-19 Jul. 2017.
- [19] A. Abaspour, S. H. Sadati, and M. Sadeghi, "Nonlinear optimized adaptive trajectory control of helicopter," *J. of Control Theory and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 297-310, Nov. 2015.
- [20] J. Velagic and N. Osmic, "Fuzzy-genetic identification and control structures for nonlinear helicopter model," *J. of Intelligent Automation & Soft Computing*, vol. 19, no. 1, pp. 51-68, Feb. 2013.
- [6] W. Boukadida, A. Benamor, H. Messaoud, and P. Siarry, "Multi-objective design of optimal higher order sliding mode control for robust tracking of 2-DoF helicopter system based on metaheuristics," *Aerospace Science and Technology*, vol. 91, pp. 442-455, Aug. 2019.
- [7] J. H. Williams, *Fundamentals of Applied Dynamics*, New York: Wiley, 1996.
- [8] B. Mettler, *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Kluwer Academic Publishers, Norwell, 2003.
- [9] J. Alvarenga, N. I. Vitzilaios, K. P. Valavanis, and M. J. Rutherford, "Survey of unmanned helicopter model based navigation and control techniques," *J. of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 80, no. 1, pp. 87-138, Oct. 2015.
- [10] A. Faraji, Z. Nejati, and M. Abedi, "Actuator faults estimation for a helicopter UAV in the presence of disturbances," *J. of Control, Automation and Electrical Systems*, vol. 31, no. 5, pp. 1153-1164, Oct. 2020.
- [11] M. Barczyk, *Nonlinear State Estimation and Modeling of a Helicopter UAV*, Ph. D. Thesis, University of Alberta, 2012.
- [12] G. Wang, J. Zhu, and C. Yang, "System identification for helicopter yaw dynamic modelling," in *Proc. IEEE 3rd Int. Conf. on Computer Research and Development*, pp. 54-57, Shanghai, China, 11-13 Mar. 2011.
- [13] J. Hu and H. Gu, "Survey on flight control technology for large-scale helicopter," *International J. of Aerospace Engineering*, vol. 20, no. 5, pp. 1-14, Feb. 2017.
- [14] S. Sheng and C. Sun, "Design of a stability augmentation system for an unmanned helicopter based on adaptive control techniques," *J. of Applied Sciences*, vol. 5, no. 3, pp. 575-586, Sept. 2015.
- [15] M. R. Kafi, H. Chaoui, S. Miah, and A. Debilou, "Local model networks based mixed-sensitivity H-infinity control of CE-150 helicopters," *J. of Control Theory and Technology*, vol. 15, no. 1, pp. 34-44, Feb. 2017.
- [16] M. Sever, G. Goktas, H. Yazici, and I. B. Kucukdemiral, "Linear matrix inequalities based state feedback and reference feedforward actuator saturated H-infinity control of small-scale unmanned helicopter," in *Proc. 9th Int. Conf. on Electrical and Electronics*
- زهرا سلامتی** فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق - کنترل از دانشگاه کاشان در سال ۱۳۹۸ می‌باشد.
- علیرضا فرجی** عضو هیأت علمی گروه مهندسی برق - کنترل دانشکده مهندسی برق دانشگاه کاشان در مرتبه استادیاری می‌باشد. زمینه‌های علمی مورد علاقه وی شامل تشخیص و شناسایی عیب، کنترل تحمل‌پذیر عیب در زمینه وسایل نقلیه بدون سرنشین، کنترل غیر خطی و فازی و شبکه‌های عصبی است.
- زهرا نجاتی** دانشجوی دکتری دانشگاه کاشان در رشته مهندسی برق - کنترل می‌باشد. زمینه‌های تحقیقاتی وی شامل تشخیص و شناسایی عیب و کنترل تحمل‌پذیر عیب در زمینه وسایل نقلیه بدون سرنشین از جمله بالگردهای بدون سرنشین است.