

طراحی کنترل کننده پیش بین مقید با در نظر گرفتن تأخیر ارتباطی برای چهارپره و تنظیم بهینه پارامترهای کنترل کننده

حجت حسامی پور^۱، سعید نصراللهی^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر

۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۱/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۰۵)

چکیده

طراحی خلبان خودکار مناسب برای چهارپره‌ها در نحوه حرکت پرنده و دنبال کردن مسیر مرجع تعیین شده بسیار اهمیت دارد. یکی از کنترل کننده‌های مناسب جهت طراحی خلبان خودکار، کنترل کننده پیش بین می‌باشد که در میان روش‌های کنترل پیش بین، روش کنترل پیش بین تعمیم یافته شناخته شده‌ترین روش است. در طراحی خلبان خودکار قید بر روی ورودی‌ها و همچنین تأخیر در ارتباطات بایستی در نظر گرفته شود و چنانچه این دو موضوع در طراحی کنترل کننده لحاظ نشود، خلبان خودکار عملکرد درستی نخواهد داشت و ممکن است حتی به ناپایداری منجر شود. در این مقاله یک کنترل کننده مقید پیش بین تعمیم یافته با در نظر گرفتن تأخیر در داده‌های ورودی برای خلبان خودکار چهارپره ارائه شده است. همچنین، جهت تعیین پارامترهای کنترل پیش بین از روش فرا ابتکاری بهینه‌سازی انبوه ذرات استفاده شده است و این پارامترها به صورت بهینه تنظیم شده‌اند. در تنظیم پارامترهای کنترل پیش بین از تابع برازندگی بر اساس شاخص‌های عملکردی: زمان نشست، زمان اوج، میزان فراجش و خطای حالت دائم استفاده شده است. مزیت این تابع برازندگی آن است که با تنظیم وزن‌های این تابع، می‌توان این شاخص‌های عملکردی کنترل کننده را تعیین نمود. همچنین، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد عملکرد کنترل کننده بر اساس تابع برازندگی تعریف شده نسبت به تابع برازندگی بر اساس انتگرال خطا بسیار بهبود داده می‌شود.

واژه‌های کلیدی: خلبان خودکار چهارپره، کنترل پیش بین مقید، تأخیر در ارتباطات، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

Design of Constrained Predictive Controller by Considering Communication Delay for Quadrotor and Optimal Adjustment of Controller Parameters

Hojat Hesamipour and Saeed Nasrollahi*

Abstract

Designing the suitable autopilot for the quadrotors is very important in how the flight vehicle moves and follows the specified reference path. One of the suitable controllers for autopilot design is the predictive controller, which is the most well-known Generalized Predictive Controller method. In the autopilot design, constraints on inputs as well as communication delays must be taken into account, and if these two issues are not addressed in the controller design, the autopilot will not function properly and may even lead to instability. In this paper, a generalized predictive controller with consideration for delayed input data for a quadrotor autopilot is presented. Also, in order to determine the predictive control parameters, the Metaheuristic method, particle swarm optimization, has been used and these parameters have been optimally adjusted. In adjusting the controller parameters, the objective function is used based on the performance indicators such as settling time, peak time, overshoot, and steady-state error. By adjusting the weights of this function, the controller performance indicators can be determined. Also, the simulation results show that the controller performance based on the defined objective function is much improved compared to the cost function based on the integral of the error.

Key words: quadrotor autopilot, constrained model predictive control, communication delay, particle swarm optimization algorithm.

مقدمه

چهارپره‌ها برخلاف پرنده‌های بال ثابت، می‌توانند در محیط‌های کوچک و پیچیده پرواز کنند و همچنین به راحتی حرکت به عقب داشته باشند و به صورت عمود پرواز از زمین بلند شده و مجدد به صورت عمودی بر روی زمین بنشینند. چهارپره‌ها نسبتاً ساختار ساده‌ای دارند و می‌تواند در ابعاد بسیار کوچک نیز طراحی شود. علاوه بر این‌ها چهارپره‌ها نسبت به سایر پرنده‌ها، بسیار ارزان تر می‌باشند. این قابلیت‌ها موجب شده‌است که امروزه در بسیاری از حوزه‌ها مانند اورژانس امداد و نجات، نقشه‌برداری هوایی، بازرسی لوله‌های فاضلاب، عملیات شناسایی نظامی و کشاورزی کاربرد داشته باشند [۱]. در تمامی مأموریت‌های چهارپره لازم است تا پرنده به خوبی کنترل شده و بتواند با دقت و سرعت مناسبی موقعیت و وضعیت خود را تغییر داده و به سمت هدف حرکت کند. لذا باید خلبان خودکار به نحو مناسبی طراحی شود.

تاکنون کنترل‌کننده‌های مختلفی برای خلبان خودکار چهارپره ارائه شده‌است که هر کدام مزایا و معایب خاص خود را دارد. در مراجع [۲] و [۳] برای خلبان خودکار چهارپره کنترل‌کننده PID^1 پیشنهاد شده‌است که کنترل‌کننده مقاومی است، اما، به دلیل غیرخطی و نادقیق بودن مدل‌های دینامیکی چهارپره این کنترل‌کننده محدودیت عملکردی دارد. در مرجع [۴] و [۵] یک کنترل‌کننده تطبیقی پیشنهاد شده‌است که نامعینی‌های مدل نیز در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته شده‌است. در مرجع [۶] یک کنترل‌کننده LQR^2 برای چهارپره‌ها پیشنهاد شده‌است. این کنترل‌کننده عملکرد مناسبی دارد اما نیازمند مدل دقیق سیستم و انتخاب درست ماتریس‌های مربوطه می‌باشد. در مراجع [۷-۹] روش‌های مختلف کنترل چهارپره بررسی و مقایسه شده‌است و مزیت‌ها و معایب هر کنترل‌کننده بیان و مقایسه‌ای بین آنها انجام شده است. به طور مثال کنترل‌کننده H_∞ بیان شده مقاوم است و حساس به خطاهای مدل‌سازی نمی‌باشد، منتها حجم محاسبات بسیار زیادی دارد و همچنین تنظیم پارامترها آن دشوار است. در مرجع [۱۰] از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات و در [۱۱] از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک برای بدست آوردن پارامترهای بهینه کنترل‌کننده فازی طراحی شده کمک گرفته شده‌است. در

این مقاله تابع برازندگی برای بهینه‌سازی از ترکیب شاخص‌های عملکردی (زمان نشست، زمان اوج، مقدار فرجهش و زمان خیز) و مقدار خطای $ITAE^3$ استفاده شده است.

یکی از روش‌های مناسب در طراحی کنترل‌کننده خلبان خودکار چهارپره‌ها روش کنترل پیش‌بین می‌باشد. از جمله مهمترین مزیت‌های کنترل پیش‌بین نسبت به سایر کنترل‌کننده‌ها می‌توان به: ۱- سادگی طراحی در سیستم‌های چند متغیره و سیستم‌های غیرخطی، ۲- طراحی کنترل‌کننده به صورت بهینه، در نظر گرفتن قیود در طراحی، ۳- توانایی در نظر گرفتن نامعینی در طراحی کنترل‌کننده اشاره کرد. اما، مهمترین مشکل در این کنترل‌کننده، حجم محاسبات ریاضی است؛ لذا در گذشته این کنترل‌کننده عملاً در بسیاری از صنایع از جمله صنعت هوافضا کاربرد چندانی نداشته است. امروزه با پیشرفت تکنولوژی در زمینه پردازنده‌ها و افزایش بسیار زیاد سرعت پردازش، این مشکل نیز تا حد زیادی مرتفع گشته و می‌توان کنترل‌کننده‌های پیش‌بین را پیاده‌سازی نمود [۱۲، ۱۳]. در مرجع [۱۴] دلایل مناسب بودن کنترل‌کننده پیش‌بین در صنعت هوایی بررسی شده‌است و با توجه به چالش‌های صنعت هوایی مانند غیرخطی بودن دینامیک سیستم‌ها، اهمیت قیود، اهمیت بهینه بودن در مصرف انرژی، مقاوم بودن در مقابل اغتشاش و نامعینی‌ها کنترل پیش‌بین را مناسب این نوع سیستم‌ها بیان می‌کند.

در مرجع [۱۵] یک کنترل‌کننده پیش‌بین برای چهارپره‌ها ارائه شده است. در [۱۶] یک کنترل‌کننده پیش‌بین به روش مینیمم واریانس ارائه شده است و پارامترهای کنترل‌کننده (افق پیش‌بین و افق کنترل) به صورت سعی و خطا تعیین شده است. این روش مزیت‌هایی مانند وجود جواب تحلیلی در حضور قید در مسئله بهینه‌سازی، توانایی کنترل سیستم‌های ناپایدار و سیستم‌های نامینیمم فاز را داراست. در [۱۷] یک کنترل‌کننده GPC برای خلبان خودکار چهارپره ارائه شده است. در کنترل چهارپره‌ها به دلیل ارتباط بی‌سیمی که وجود دارد معمولاً داده‌های ورودی پرنده با یک تأخیری منتقل می‌شود. در نظر نگرفتن این تأخیر در کنترل‌کننده عملکرد سیستم را پایین می‌آورد و حتی ممکن است منجر به ناپایداری سیستم شود. همچنین، مسئله دیگر در طراحی خلبان خودکار قیود فیزیکی

^۳ Integral Time Absolute Error

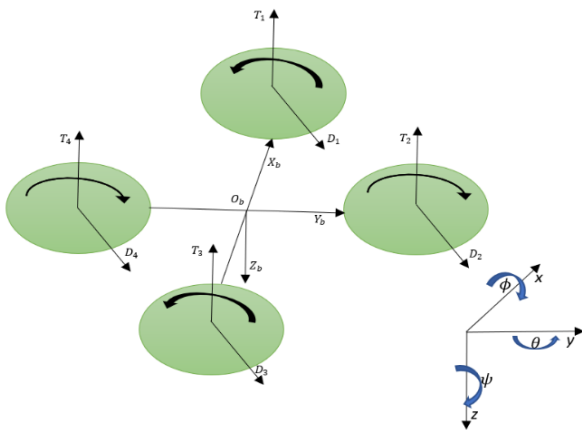
^۱ Proportional Integral Derivative

^۲ Linear Quadratic Regulator

مدل ریاضی چهارپره با در نظر گرفتن تأخیر ورودی

فرم کلی مدل خطی فضای حالت زمان گسسته با در نظر گرفتن تأخیر ارتباطی یک چهارپره (شکل ۱) به صورت زیر بیان می‌شود [۱۶]:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{Ax}(k) + \mathbf{Bu}(k-d) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{Cx}(k) \end{aligned} \quad (1)$$



شکل ۱: نمای از بالای یک چهارپره

در رابطه (۱) بردار متغیر حالت به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$\mathbf{x}^T = [\phi \quad \theta \quad u_{spd} \quad v_{spd} \quad \psi \quad r \quad h \quad w_{spd}] \quad (2)$$

در رابطه (۲)، $\phi(k)$ زاویه چرخ، $\theta(k)$ زاویه فراز، $u_{spd}(k)$ سرعت در راستای طول جغرافیایی، $v_{spd}(k)$ سرعت در راستای عرض جغرافیایی، $\psi(k)$ زاویه سمت، $r(k)$ سرعت زاویه‌ای در راستای سمت، $h(k)$ ارتفاع و $w_{spd}(k)$ سرعت عمودی است. همچنین بردار ورودی به صورت زیر فرض شده است:

$$\mathbf{u}^T(k) = [u_v(k) \quad u_u(k) \quad u_\phi(k) \quad u_h(k)] \quad (3)$$

بردار ورودی به ترتیب شامل: نیروی تراست در جهت طول، عرض، سمت و تراست عمودی می‌باشد. این ورودی‌ها در شکل (۲) نشان داده شده است.

عملگرها به دلیل اشباع آنها است، که باید در طراحی کنترل کننده لحاظ گردند.

در این مقاله یک کنترل کننده GPC^4 با در نظر گرفتن تأخیر ارتباطات در ورودی و قیود فیزیکی برای چهارپره ارائه شده است. در کنترل کننده GPC تنظیم درست پارامترهای کنترلی بسیار اهمیت دارد. برای تنظیم پارامترهای کنترل پیش بین معمولاً از روش‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری کمک گرفته می‌شود که یکی از شناخته‌شده‌ترین روش‌ها، روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات است. به عنوان مثال در مراجع [۱۸، ۱۹] به بررسی این روش بهینه‌سازی در تنظیم پارامترهای کنترل کننده پیش‌بین پرداخته و نتایج مفید بودن این روش ارائه شده است. همچنین، در مراجع [۲۰، ۲۱] آسان‌تر بودن پیاده‌سازی سخت‌افزاری روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات نسبت به روش‌های استاندارد بر پایه گرادین گزارش شده است. در این مقاله به کمک روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات پارامترهای کنترل کننده مقید پیش‌بین با در نظر گرفتن تأخیر ورودی تنظیم شده‌اند. مهمترین مسئله در الگوریتم‌های فرا ابتکاری، تعیین تابع برازندگی است که در اینجا از یک تابع برازندگی که بر اساس شاخص‌های عملکردی کنترل کننده از جمله: زمان نشست، زمان اوج، میزان فراجهدش و خطای حالت دائم تشکیل شده است، معرفی و استفاده شده است. همچنین، به کمک وزن‌دهی پارامترهای تابع برازندگی استفاده شده می‌توان شاخص‌های عملکردی کنترل کننده را تغییر داد. مزیت پژوهش حاضر در حوزه‌های در نظر گرفتن تأخیر در داده‌های ورودی به کنترل کننده، در نظر گرفتن قید اشباع کننده در ورودی‌های کنترلی، تعیین پارامترهای کنترل پیش‌بین از روش فرا ابتکاری بهینه‌سازی انبوه ذرات به صورت بهینه به‌طور همزمان و تابع برازندگی برای مسئله طراحی خلبان خودکار چهارپره می‌باشد. مقاله در بخش‌های زیر نگارش شده است: در بخش دوم مدل ریاضی چهارپره بیان شده است. در بخش سوم کنترل کننده GPC مقید با در نظر گرفتن تأخیر ورودی طراحی شده است. در بخش چهارم تابع برازندگی و نحوه بدست آوردن پارامترهای بهینه کنترل کننده پیش‌بین بیان شده است. نتایج شبیه‌سازی در بخش پنجم و در انتها نتیجه‌گیری مقاله ارائه شده است.



شکل ۳: پرنده استفاده شده برای مدل‌سازی [۱۶]

ماتریس‌های A ، B و C مدل فضای حالت آن به صورت زیر به دست آمده‌اند:

$$A = \begin{pmatrix} 0.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.82 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.02 & -0.73 & 0.99 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.72 & -0.01 & 0 & 0.99 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.99 & 0.04 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.02 & 0.71 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.99 & 0.01 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.01 & 0.18 \end{pmatrix} \quad (۵)$$

$$B = \begin{pmatrix} 0.093 & 0.002 & 0 & 0 \\ -0.001 & 0.096 & 0 & 0 \\ -0.007 & 0.003 & 0 & 0 \\ -0.007 & 0.002 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.027 & 0 \\ 0 & 0 & 0.421 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.037 \\ 0 & 0 & 0 & 0.574 \end{pmatrix} \quad (۶)$$

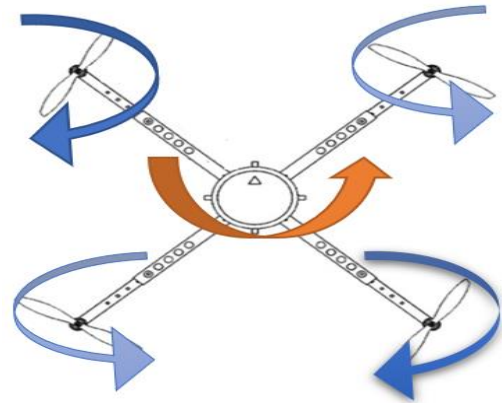
$$C = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \quad (۷)$$

طراحی کنترل کننده GPC مقید

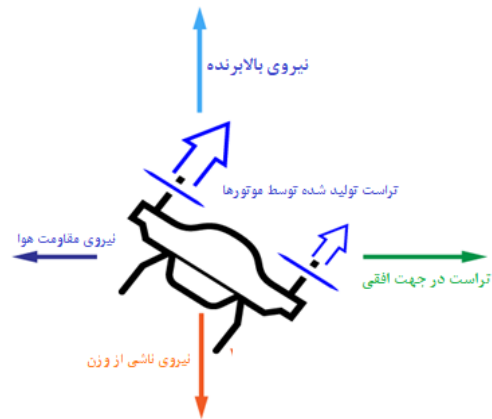
در طراحی کنترل کننده GPC هدف مینیمم کردن تابع هزینه زیر می‌باشد [۲۳]:

$$J = \sum_{j=1}^{N_p} P y(t+j|t) - w(t+j) P_{R_y}^2 + \sum_{j=1}^{N_u} P \Delta u(t+j-1) P_{Q_u}^2 \quad (۸)$$

که در آن N_p و N_u به ترتیب افق پیش‌بین و افق کنترل می‌باشند. برای حل مسئله بهینه‌سازی فوق نیاز است تا معادله خروجی محاسبه شود که جایگذاری و انجام چند عملیات ساده



(الف)



(ب)

شکل ۲: نحوه ایجاد تراست: (الف) در جهت سمت (چرخش پرنده به سمت چپ) در سه محور طولی، عرضی و عمودی

همچنین، بردار خروجی نیز به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$y^T = [v_{spd}(k) \quad u_{spd}(k) \quad \psi(k) \quad h(k)] \quad (۴)$$

در این مقاله از مدل فضای حالت پرنده ارائه شده در مرجع [۱۶]، شکل (۳)، که با استفاده از داده‌های تست میدانی و به کمک روش مینیمم مربع خطا شناسایی شده‌است، استفاده شده‌است. این پرنده مدل AR. Drone 2.0 ساخته شده توسط Parrot Drones SAS می‌باشد. که مشخصات آن در جدول ۱ بیان شده است.

جدول ۱: مشخصات پرنده [۱۶]

پردازنده	ARM Cortex A8
دوربین	720p, 30fps
باتری	1500mAh
مداومت پرواز	36 min
وزن	420g

$$\begin{aligned} \eta &= \Delta U \\ E &= \phi^T \phi + \bar{R} \\ f &= -\phi^T (R_s - Fx(k)) \end{aligned} \quad (16)$$

و همچنین \bar{R} مقدار وزن ورودی کنترلی در تابع هزینه GPC می‌باشد. عبارت نامساوی در تابع هزینه در واقع مشخص کننده قید روی ورودی‌ها می‌باشد که اگر

$$a \leq u(k) \leq b \quad (17)$$

باشد، می‌توان آن را به صورت زیر تعیین کرد:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & \dots \end{bmatrix} \Delta U \leq \begin{bmatrix} a_1 - u_1(k) \\ a_2 - u_2(k) \\ a_3 - u_3(k) \\ a_4 - u_4(k) \\ b_1 + u_1(k) \\ b_2 + u_2(k) \\ b_3 + u_3(k) \\ b_4 + u_4(k) \end{bmatrix} \quad (18)$$

که در آن

$$\omega_i^{m+1} = -\frac{1}{h_{ii}} \left[k_i + \sum_{j=1}^{i-1} h_{ij} \lambda_j^{m+1} + \sum_{j=i+1}^n h_{ij} \lambda_j^m \right] \quad (19)$$

و مقدار اسکالر h_{ij} درایه ij ماتریس $H = ME^{-1}M^T$ می‌باشد و k_i مقدار درایه i ماتریس است. بعد از همگرایی الگوریتم و محاسبه مقدار بهینه λ ، مقدار بهینه فرمان کنترلی به صورت زیر محاسبه خواهد شد.

$$\Delta U = -E^{-1}(F + M^T \lambda^*) \quad (20)$$

اثبات پایداری: در اینجا برای اثبات پایداری غیر مقید از قضیه لیاپانوف استفاده می‌شود. برای استفاده از قضیه پایداری لیاپانوف ابتدا تابع لیاپانوف زیر تعریف می‌شود.

$$V(x(k), k) = \sum_{m=1}^{N_p} x(k+m|k)^T P_Q x(k+m|k) + \sum_{m=0}^{N_u} \Delta u(k+m)^T P_R \Delta u(k+m) \quad (21)$$

و مقدار تابع بالا به ازای $k+1$ به صورت زیر می‌باشد.

ریاضی، معادله پیش‌بین برای خروجی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \mathbf{y}(t+j) &= \mathbf{F}_j(z^{-1})\mathbf{y}(t) + \mathbf{E}_j(z^{-1})\mathbf{e}(t+j) + \\ &\mathbf{E}_j(z^{-1})\mathbf{B}(z^{-1})\Delta \mathbf{u}(t+j-1) \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن \mathbf{F}_j و \mathbf{E}_j به صورت بازگشتی از معادلات دیوفانتین زیر محاسبه می‌گردند:

$$\mathbf{I}_{n \times n} = \mathbf{E}_j(z^{-1})\tilde{\mathbf{A}}(z^{-1}) + z^{-j}\mathbf{F}_j(z^{-1}) \quad (10)$$

با تعریف $\mathbf{E}(z^{-1})\mathbf{B}(z^{-1}) = \mathbf{G}_j(z^{-1}) + z^{-j}\mathbf{G}_{jp}(z^{-1})$ معادله پیش‌بین خروجی رابطه (۹) را به صورت زیر می‌توان بازنویسی کرد.

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{y}}(t+j|t) &= \mathbf{G}_j(z^{-1})\Delta \mathbf{u}(t+j-1) + \\ &\mathbf{G}_{jp}(z^{-1})\Delta \mathbf{u}(t-1) + \mathbf{F}_j(z^{-1})\mathbf{y}(t) \end{aligned} \quad (11)$$

مقدار فرمان کنترلی بهینه بدون در نظر گرفتن قیود به صورت زیر خواهد بود.

$$\mathbf{y} = \mathbf{G} \mathbf{u} + \mathbf{f} \quad (12)$$

که در آن $\mathbf{f}_i = \mathbf{G}_{jp}(z^{-1})\Delta \mathbf{u}(t-1) + \mathbf{F}_j(z^{-1})\mathbf{y}(t)$ و $K = \mathbf{G}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{G} + \bar{\mathbf{Q}}$ می‌باشد. در حالت حل مسئله کنترلی پیش‌بین GPC مقید، لازم است تا در هر زمان نمونه‌برداری یک مسئله برنامه‌ریزی مربعی حل شود تا مقدار فرمان کنترلی بهینه بدست آید. در این مقاله کنترلی کننده GPC مقید از روش هیلدرت کمک گرفته شده است. در این روش تابع هزینه بیان شده در رابطه (۸) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\Delta \mathbf{u}(t) = \mathbf{K}(w - \mathbf{f}) \quad (13)$$

که در آن در رابطه \mathbf{J} وجود ندارد

$$\mathbf{J} = \frac{1}{2} \eta^T \mathbf{E} \eta + \eta^T \mathbf{f} \quad (14)$$

$$\mathbf{M} \eta \leq \gamma$$

که در آن

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{CA} \\ \mathbf{CA}^2 \\ \mathbf{CA}^3 \\ \vdots \\ \mathbf{CA}^{N_p} \end{bmatrix}; \Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{CB} & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \mathbf{CAB} & \mathbf{CB} & 0 & \dots & 0 \\ \mathbf{CA}^2\mathbf{B} & \mathbf{CAB} & \mathbf{CB} & \dots & 0 \\ \vdots & & & & \\ \mathbf{CA}^{N_p-1}\mathbf{B} & \mathbf{CA}^{N_p-2}\mathbf{B} & \mathbf{CA}^{N_p-3}\mathbf{B} & \dots & \mathbf{CA}^{N_p-N_p}\mathbf{B} \end{bmatrix} \quad (15)$$

که جواب آن‌ها یک نقطه یا سطح در فضای n بعدی است حل نمود. در این فضا، به ذرات یک سرعت و موقعیت ابتدایی اختصاص داده می‌شود. سپس، این ذرات در فضای پاسخ حرکت می‌کنند و نتایج حاصله بر مبنای یک تابع برازندگی پس از هر بازه زمانی محاسبه می‌شود. با گذشت زمان، ذرات به سمت ذراتی که دارای ملاک شایستگی بالاتری هستند شتاب می‌گیرند. این کار تا همگرایی به یک مقدار مناسب ادامه خواهد داشت. شبه کد مربوط به این الگوریتم در جداول (۲) و (۳) آمده است. در این الگوریتم C_1 و C_2 ثابت‌های شتاب و f تابع برازندگی می‌باشد. ملاک شایستگی توسط یک تابعی به نام تابع برازندگی تعیین می‌شود که انتخاب مناسب این تابع یکی از مهمترین گام‌ها در الگوریتم‌های فرا ابتکاری است. توابع برازندگی در حوزه زمان به دو دسته تقسیم می‌شوند: توابع برازندگی بر اساس انتگرال خطا و توابع برازندگی بر اساس شاخص‌های دینامیکی عملکردی. از جمله معروف‌ترین توابع دسته اول توابع می‌باشند که روابط آنها به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} IAE &= \int_0^t |e(t)| dt \\ ITAE &= \int_0^t t |e(t)| dt \\ ISE &= \int_0^t e^2(t) dt \\ ITSE &= \int_0^t t e^2(t) dt \end{aligned} \quad (23)$$

در رابطه (۲۳) عبارت $e(t)$ مشخص‌کننده خطای بین مقدار ورودی مرجع و خروجی سیستم است. هر کدام از این معیارها مزایا و معایب خاص خود را دارد. معیارهای IAE^5 و ISE^6 مستقل از زمان بوده و کنترل‌کننده به نحوی تنظیم خواهد شد که فراجهدش کم اما زمان نشست طولانی داشته باشد. در مقابل معیارهای $ITAE^7$ و $ITSE^8$ این معایب را ندارد منتها حاشیه پایداری در این دو روش را نمی‌توان تضمین کرد. دسته دوم از توابع برازندگی بر اساس شاخص‌های عملکردی مقدار فراجهدش، مقدار زمان نشست و زمان صعود و مقدار خطای حالت دائم می‌باشد. در این مقاله از تابع برازندگی بر اساس شاخص‌های دینامیکی عملکردی به صورت زیر استفاده شده است [۲۲]:

$$\begin{aligned} V(x(k+1), k+1) &= \sum_{m=1}^{N_p} x(k+m+1|k+1)^T \dots \\ &P_Q x(k+m+1|k+1) \\ &+ \sum_{m=0}^{N_u} \Delta u(k+1+m)^T P_R \Delta u(k+1+m) \end{aligned} \quad (22)$$

از آنجایی که این تابع لیاپانف، برابر تابع هزینه می‌باشد، این تابع مثبت معین خواهد بود و اگر مقدار متغیر حالت به سمت بینهایت میل کند، مقدار این تابع نیز به بینهایت میل خواهد کرد. حال فرض شود که بردار جواب بهینه η^{k+1} باشد که به ازای آن تمام قیود نیز برآورده می‌شود. اگر تابع لیاپانف را به ازای این مقادیر بهینه فرمان کنترلی با نماد $\bar{V}(x(k+1), k+1)$ نمایش داده شود، آنگاه به علت بهینه بودن این جواب رابطه زیر برقرار می‌باشد.

$$V(x(k+1), k+1) \leq \bar{V}(x(k+1), k+1) \quad (23)$$

لذا بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} V(x(k+1), k+1) - V(x(k), k) &\leq \dots \\ \bar{V}(x(k+1), k+1) \\ - \bar{V}(x(k), k) \end{aligned} \quad (24)$$

همچنین از معادلات حالت رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} x(k+1+m|k+1) &= A^m x(k+1) + \\ \sum_{i=0}^{m-1} A^{m-i-1} B L(i)^T \eta^{k+1} \end{aligned} \quad (25)$$

که با جایگذاری رابطه بالا و ساده‌سازی روابط، رابطه زیر به دست خواهد آمد.

$$\begin{aligned} V(x(k+1), k+1) - V(x(k), k) &\leq \\ -x(k+1)^T P_Q x(k+1) - \Delta u(k)^T P_R \Delta u(k) \end{aligned} \quad (26)$$

سمت راست رابطه بالا منفی می‌باشد. لذا طبق قانون پایداری لیاپانف سیستم پایدار خواهد بود [۲۴].

تنظیم بهینه پارامترهای کنترل‌کننده مبتنی بر شاخص‌های دینامیکی پاسخ سیستم

در کنترل‌کننده طراحی شده مقادیر افق پیش‌بینی، افق کنترل و همچنین \bar{R} پارامترهای کنترل‌کننده هستند که باید تنظیم شوند. برای بدست آوردن مقدار بهینه این سه پارامتر از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شده است. این الگوریتم یک روش بهینه‌سازی می‌باشد که با استفاده از آن می‌توان با مسائلی

^۷ Integral of Time multiplied Absolute Error
^۸ Integral of Time multiplied Square Error

^۵ Integral of Absolute Error
^۶ Integral of Square Error

پرنده بتواند علاوه بر غلبه بر وزن خود نیروی بالابرنده لازم را نیز تأمین کند. از آنجایی که ورودی مقید شده است، ارتفاع پرنده کمی کندتر به ورودی مرجع خواهد رسید که این موضوع در شکل (۴) نشان داده شده است. برای بررسی بهتر عملکرد کنترل کننده به سیستم ورودی مربعی با دامنه و دوره زمانی متغیر داده شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل (۶) نشان داده شده است. در شکل (۶الف) سرعت در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، در شکل (۶ب) سرعت در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، در شکل (۶پ) زاویه سمت و در شکل (۶ت) ارتفاع بر حسب زمان نشان داده شده است.

همچنین، در شکل (۷الف) تراست در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، در شکل (۷ب) تراست در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، در شکل (۷پ) تراست در راستای سمت و در شکل (۷ت) تراست در راستای ارتفاع بر حسب زمان نشان داده شده است. در جدول (۴) مقدار کمی نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های مختلف جهت مقایسه بهتر آورده شده است.

همان‌طور که انتظار می‌رفت، با افزایش مقدار β میزان فراجش کمتر شده است؛ اما، زمان اوج و زمان نشست مقداری افزایش پیدا کرده است. همچنین، در تابع برازندگی ISE به دلیل عدم در نظر گرفتن زمان در محاسبه انتگرال، خطای حالت دائم زیاد بوده و پاسخ در حالت دائم کمی نوسانی است. همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود در این حالت فرمان کنترلی زیادی نیز به عملگرها اعمال می‌شود. با توجه به داده‌های جدول (۴) پارامترهای بدست آمده از تابع برازندگی $W(0.5)$ مقادیر مناسبی دارند.

جدول ۴: پارامترها و شاخص‌های عملکردی به ازای توابع برازندگی

مختلف						
شاخص‌های عملکردی			پارامترهای تنظیم			
t_s	t_r	M_p	N_c	N_p	\bar{R}	تابع برازندگی
۶,۹	۴,۶	۱۵	۷	۹	۹۰	ISE
۶,۹	۴,۷	۹,۶	۱۵	۳۴	۲۲	ITSE
۶,۹	۴,۹	۱۲	۱۶	۳۶	۶۵	W(0.5)
۹,۴	۵,۶	۷	۱۵	۱۳۵	۹۰	W(5)

در جدول (۵) شاخص‌های عملکردی پاسخ این کنترل کننده با کنترل پیش‌بین ارائه شده در [۱۶] مقایسه شده است. این شاخص‌ها شامل مقادیر فراجش، زمان خیز و نشست است. نتایج نشان می‌دهد که کنترل کننده پیشنهادی در زاویه سمت

$$W(\beta) = (1 - e^{-\beta})(M_p + E_{ss}) + e^{-\beta}(t_s - t_r) \quad (24)$$

که در آن β فاکتور وزن دهی می‌باشد و مقدار اهمیت شاخص‌ها نسبت به یکدیگر را مشخص می‌کند. همچنین، M_p بیان کننده مقدار فراجش، E_{ss} بیان کننده مقدار خطای حالت ماندگار، t_s بیان کننده زمان نشست و t_r بیان کننده زمان خیز پاسخ خروجی سیستم است. مزیت این تابع برازندگی آن است که می‌توان به صورت مستقیم مقدار وزن شاخص‌های عملکردی سیستم را نسبت به یکدیگر در بهینه‌سازی تنظیم نمود.

نتایج شبیه‌سازی

برای بررسی عملکرد روش پیشنهاد شده شبیه‌سازی‌های متعدد با پارامترهای مختلف انجام شده است. در شکل‌های (۴) و (۵) نتایج خروجی به ازای توابع برازندگی مختلف نشان داده شده است. برای شبیه‌سازی، قيود به صورت $a = [0.3 \ 0.05 \ 0.4 \ 0.5]$ و $b = [0 \ 0.3 \ 0 \ 0]$ و تأخیر $3d$ در نظر گرفته شده است.

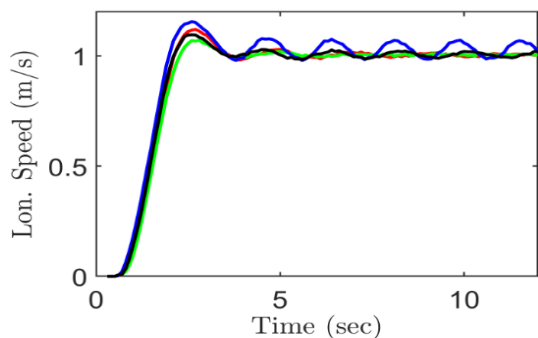
جدول ۲: مقداردهی اولیه

مقداردهی اولیه	
۱	برای هر ذره i در S
۲	برای هر بعد d در D # مقداردهی موقعیت و سرعت اولیه
۳	$x_{i,d} = Rnd(x_{min}, x_{max})$ $v_{i,d} = Rnd(v_{min}, v_{max})$
۴	$pb_i = x_i$ # مقداردهی بهترین موقعیت همه ذرات
۵	اگر $f(pb_i) < f(gb)$ آنگاه # به روزرسانی بهترین مقدار عمومی $gb = pb_i$

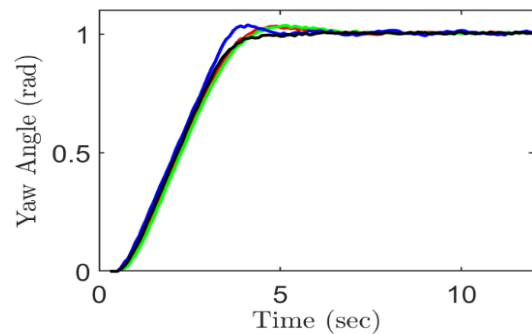
جدول ۳: الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات

الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات	
۱	مقداردهی اولیه بر اساس الگوریتم ۱
۲	تکرار شود:
۳	برای هر ذره i در S
۴	اگر $f(x_i) < f(pb_i)$ آنگاه $pb_i = x_i$
۵	# به روزرسانی بهترین موقعیت هر ذره اگر $f(pb_i) < f(gb)$ آنگاه $gb = pb_i$
۶	# به روزرسانی بهترین موقعیت عمومی برای هر ذره i در S
۷	برای هر بعد d در D
۸	$v_{i,d} = v_{i,d} + C_1 * Rnd(0,1) * [pb_{i,d} - x_{i,d}] + C_2 * Rnd(0,1) * [gb_{i,d} - x_{i,d}]$ $x_{i,d} = x_{i,d} + v_{i,d}$
۹	$it = it + 1$
۱۰	تا هنگامی که $it < MAXITERATION$

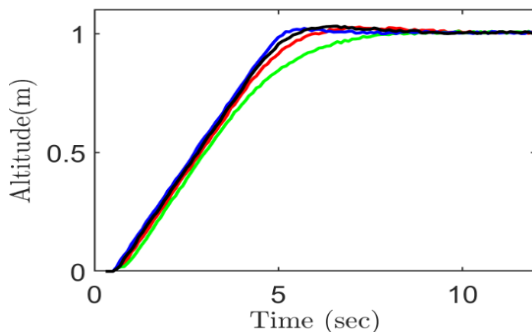
به دلیل دینامیک چهارپره، تغییر وضعیت دادن در ارتفاع نسبت به تغییر وضعیت در جهات دیگر، نیازمند تراست بیشتر است تا



(ب)

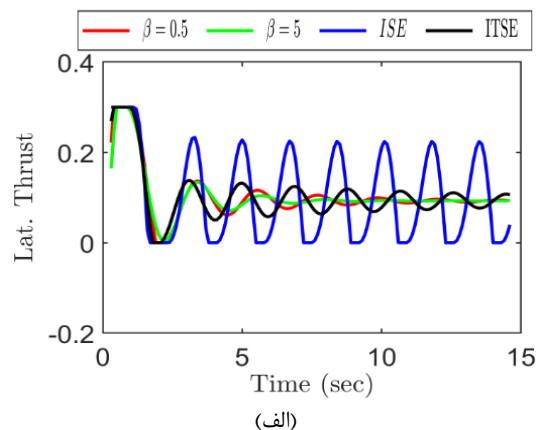


(پ)



(ت)

شکل ۴: خروجی سیستم به ازای توابع برازندگی مختلف: الف) سرعت در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، ب) سرعت در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، پ) زاویه سمت بر حسب زمان، ت) ارتفاع بر حسب زمان



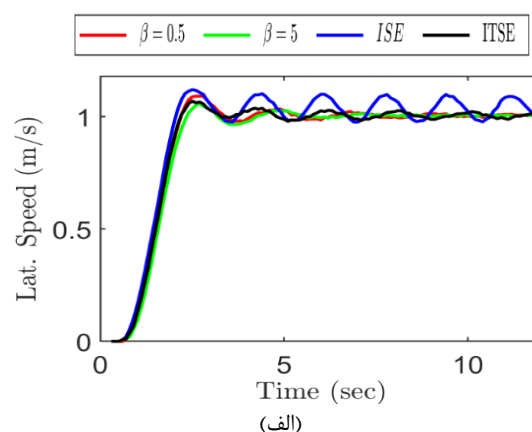
(الف)

و ارتفاع عملکرد بهتری داشته است و علاوه بر آنکه زمان نشست نصف شده است، مقدار فرجهش نیز تقریباً صفر درصد شده است. در راستای طولی و عرضی نیز با مقدار فرجهش قابل قبولی، زمان خیز و زمان نشست کمتر شده است.

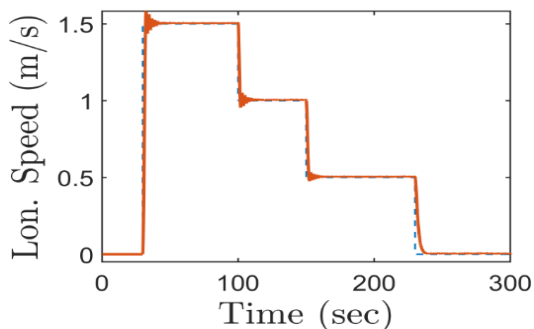
جدول ۵: مقایسه کنترل کننده پیشنهادی با کنترل کننده GMVSS

کنترل کننده	مقدار فرجهش (/)	زمان خیز (sec)	زمان نشست (sec)	ماکزیمم ورودی
GMVSS [۱۶]	سرعت عرضی	۵	۳	۰/۱
	سرعت طولی	۰	۵	۰/۱
	زاویه سمت	۲۰	۵	۰/۴
	ارتفاع	۲۰	۴	۰/۸
پیشنهادی	سرعت عرضی	۱۰	۳	۰/۳
	سرعت طولی	۱۰	۳	۰/۳
	زاویه سمت	۲	۴	۰/۴
	ارتفاع	۰	۵	۰/۵

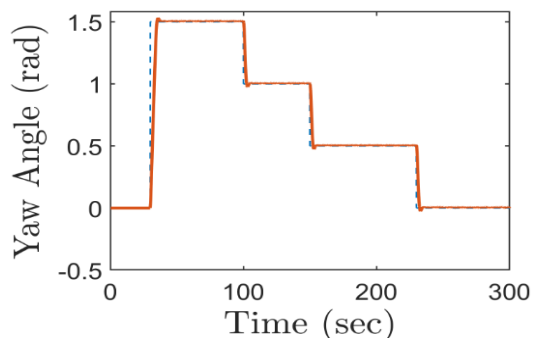
برای مشخص شدن تاثیر تاخیر زمانی در داده های ورودی، خروجی سرعت در راستای عرض جغرافیایی به ازای مقادیر مختلف تاخیر (d)، در شکل (۸) رسم شده است. این شبیه سازی به ازای پارامترهای $W(0.5)$ جدول (۴) انجام شده است. مشاهده می شود که هر چه تاخیر بیشتر باشد مقدار فرجهش بیشتر شده و رفتار سیستم در حالت دائمی نوسانی خواهد شد. در سایر خروجی های سیستم نیز همین نتیجه مشاهده خواهد شد.



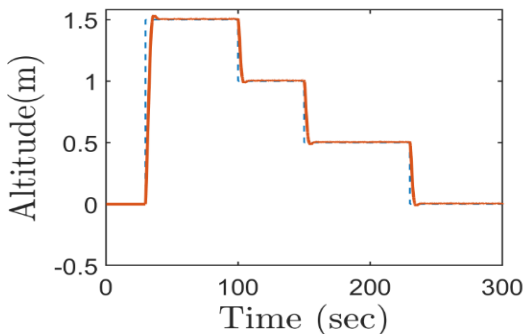
(الف)



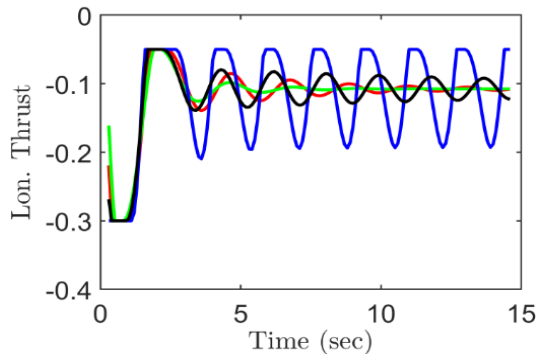
(ب)



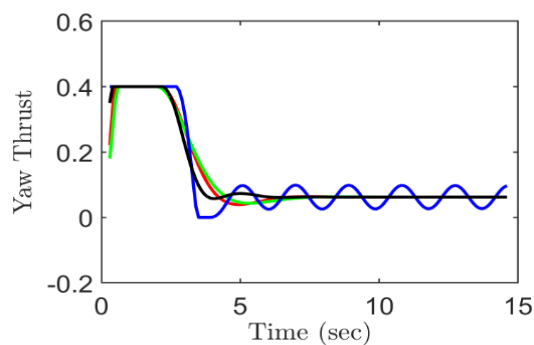
(پ)



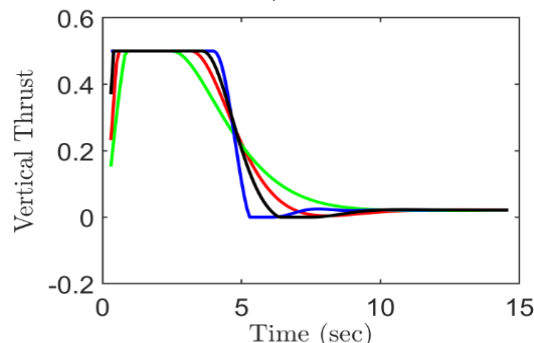
(ت)



(ب)



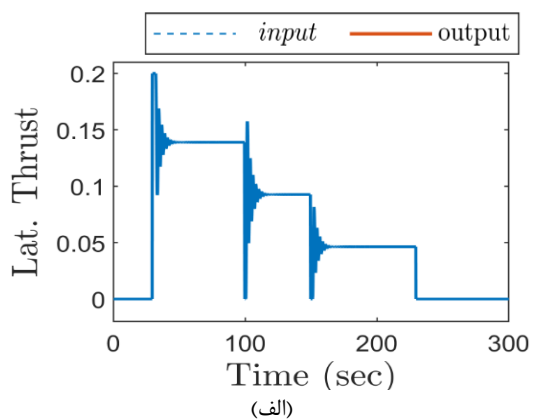
(پ)



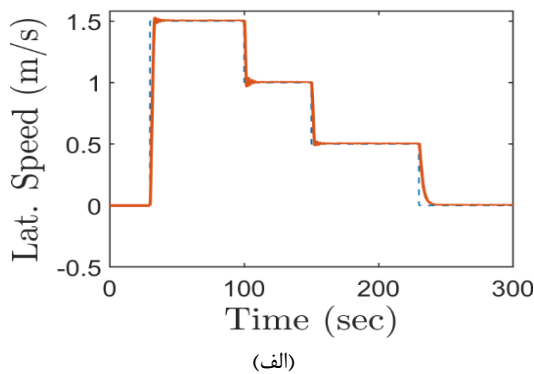
(ت)

شکل ۶: خروجی سیستم به ازای ورودی مربعی با دامنه و دوره زمانی متغیر: الف) سرعت در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، ب) سرعت در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، پ) زاویه سمت بر حسب زمان، ت) ارتفاع بر حسب زمان

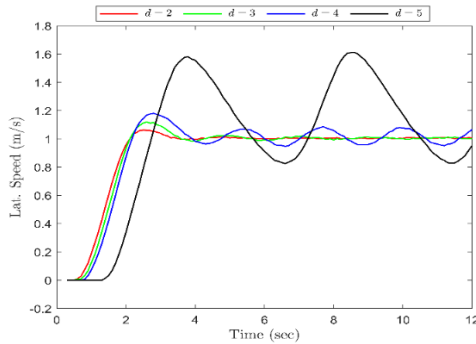
شکل ۵: سیگنال کنترل به ازای توابع برازندگی مختلف: الف) تراست در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، ب) تراست در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، پ) تراست در راستای سمت بر حسب زمان، ت) تراست در راستای عمودی بر حسب زمان



(الف)



(الف)



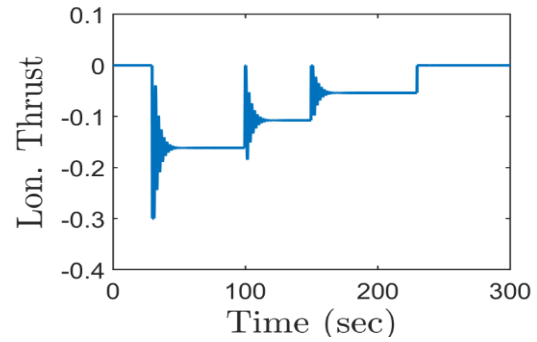
شکل ۸: سرعت در راستای عرض جغرافیایی به ازای مقادیر مختلف تاخیر

نتیجه‌گیری

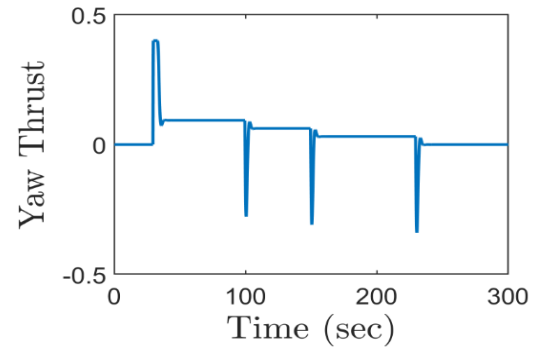
در این مقاله یک کنترل‌کننده پیش‌بین با در نظر گرفتن قیود اشباع‌کننده در ورودی‌های کنترلی و تأخیر در داده‌های ورودی به کنترل‌کننده برای یک چهارپره‌ها طراحی شد. همچنین پارامترهای تنظیم کنترل‌کننده با توجه به شاخص‌های عملکردی مقدار فراجش، خطای حالت ماندگار، زمان نشست و زمان خیز به صورت بهینه به کمک الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات تعیین گردید. برای بررسی عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی برای شرایط مختلف از جمله ورودی پالس با دامنه و دوره زمانی مختلف شبیه‌سازی انجام شد. همچنین، عملکرد کنترل‌کننده ارائه‌شده با کنترل‌کننده پیش‌بین GMVSS مقایسه شد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد کنترل‌کننده طراحی‌شده عملکرد خوبی دارد و در مقایسه با کنترل‌کننده پیش‌بین GMVSS در دو کانال سمت و ارتفاع مقدار فراجش، زمان خیز و نشست کمتری دارد.

مراجع

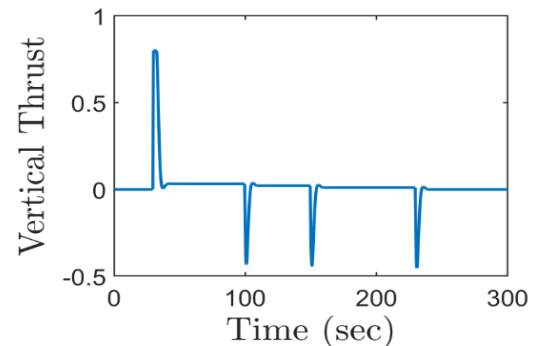
- [1]. Zhang, C., & Kovacs, J. M. (2012). The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: a review. *Precision agriculture*, 13(6), 693-712.
- [2]. Bouabdallah, S. (2007). Design and control of quadrotors with application to autonomous flying (No. THESIS). Eplf.
- [3]. Ahn, Y. M., Block, D. J., & Sreenivas, R. S. (2015). Autonomous navigation and localization of a quadrotor in an indoor environment. *Journal of Aerospace Information Systems*, 12(12), 699-709.
- [4]. Dydek, Z. T., Annaswamy, A. M., & Lavretsky, E. (2012). Adaptive control of quadrotor UAVs:



(ب)



(پ)



(ت)

شکل ۷: سیگنال کنترل به ازای ورودی مربعی با دامنه و دوره زمانی متغیر: الف) تراست در راستای عرض جغرافیایی بر حسب زمان، ب) تراست در راستای طول جغرافیایی بر حسب زمان، پ) تراست در راستای سمت بر حسب زمان، ت) تراست در راستای عمودی بر حسب زمان

- [13]. Criado, R. M., & Rubio, F. R. (2015). Autonomous path tracking control design for a comercial quadcopter. *IFAC-PapersOnLine*, 48(9), 73-78.
- [14]. Eren, U., Prach, A., Koçer, B. B., Raković, S. V., Kayacan, E., & Açıkmüşe, B. (2017). Model predictive control in aerospace systems: Current state and opportunities. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 40(7), 1541-1566.
- [15]. Greatwood, C., & Richards, A. G. (2019). Reinforcement learning and model predictive control for robust embedded quadrotor guidance and control. *Autonomous Robots*, 43(7), 1681-1693.
- [16]. Silveira, A., Silva, A., Coelho, A., Real, J., & Silva, O. (2020). Design and real-time implementation of a wireless autopilot using multivariable predictive generalized minimum variance control in the state-space. *Aerospace Science and Technology*, 105, 106053.
- [17]. Mendoza-Soto, José Luis, Alvarez-Icaza, Luis, and Rodríguez-Cortés, Hugo. Constrained generalized predictive control for obstacle avoidance in a quadcopter. *Robotica*, 36(9):1363–1385, 2018.
- [18]. Kawai, F., Ito, H., Nakazawa, C., Matsui, T., Fukuyama, Y., Suzuki, R., & Aiyoshi, E. (2007, October). Automatic tuning for model predictive control: Can particle swarm optimization find a better parameter?. In 2007 IEEE 22nd International Symposium on Intelligent Control (pp. 646-651). IEEE.
- [19]. Smoczek, J., & Szytko, J. (2016). Particle swarm optimization-based multivariable generalized predictive control for an overhead crane. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 22(1), 258-268.
- [20]. Xu, F., Chen, H., Gong, X., & Mei, Q. (2015). Fast nonlinear model predictive control on FPGA using particle swarm optimization. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 63(1), 310-321.
- [21]. Luo, B., Shao, Z., Xu, Z., Zhao, J., & Zhou, L. (2011, May). A new model predictive controller with swarm intelligence implemented on FPGA. In 2011 International Symposium on A design trade study with flight evaluations. *IEEE Transactions on control systems technology*, 21(4), 1400-1406.
- [5]. Chen, A. J., Sun, M. J., Wang, Z. H., Feng, N. Z., & Shen, Y. (2020). Attitude trajectory tracking of quadrotor UAV using super-twisting observer-based adaptive controller. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 0954410020966476.
- [6]. Turkoglu, K., & Jafarov, E. M. (2007, May). Augmented optimal LQR control system design for the longitudinal flight dynamics of an UAV: Inner and outer loop concepts. In *Proceedings of the 9th WSEAS International Conference on Automatic Control, Modeling & Simulation*, Istanbul, Turkey.
- [7]. Özbek, N. S., Önkol, M., & Efe, M. Ö. (2016). Feedback control strategies for quadrotor-type aerial robots: a survey. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 38(5), 529-554.
- [8]. Zulu, A., & John, S. (2016). A review of control algorithms for autonomous quadrotors. *arXiv preprint arXiv:1602.02622*.
- [9]. Han, B., Zhou, Y., Deveerasetty, K. K., & Hu, C. (2018, August). A review of control algorithms for quadrotor. In 2018 IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA) (pp. 951-956). IEEE.
- [10]. Chiou, J. S., Tran, H. K., Shieh, M. Y., & Nguyen, T. N. (2016). Particle swarm optimization algorithm reinforced fuzzy proportional–integral–derivative for a quadrotor attitude control. *Advances in Mechanical Engineering*, 8(9), 1687814016668705.
- [11]. Zareb, M., Nouibat, W., Bestaoui, Y., Ayad, R., & Bouzid, Y. (2020). Evolutionary autopilot design approach for UAV quadrotor by using GA. *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Electrical Engineering*, 44(1), 347-375.
- [12]. Mendoza-Soto, J. L., & Cortés, H. R. (2017, June). Generalized predictive control for trajectory tracking of a quadcopter vehicle. In 2017 international conference on unmanned aircraft systems (ICUAS) (pp. 206-212). IEEE.

- Advanced Control of Industrial Processes (ADCONIP) (pp. 427-432). IEEE.
- [22]. KARAHAN, Oğuzhan and ATAŞLAR-AYYILDIZ, Banu. Application of multi-objective controller to optimal tuning of pid parameters for different process systems using cuckoo search algorithm. *Anadolu University of Sciences & Technology-A: Applied Sciences & Engineering*, 20(1), 2019.
- [23]. Wang, L. (2009). *Model predictive control system design and implementation using MATLAB®*. Springer Science & Business Media.
- [24]. Mayne, D. Q., Rawlings, J. B., Rao, C. V., & Sokaert, P. O. (2000). Constrained model predictive control: Stability and optimality. *Automatica*, 36(6), 789-814.