

علمی - پژوهشی

تخمین و کنترل وضعیت یک پرتابه با عملگر جابه‌جایی جرم با استفاده

از تخمین گر و کنترل کننده پیش بین مبتنی بر فیلتر ذره‌ای

سعید نصراله‌ی^۱، آیلار خوشه مهری^۲

دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۱۰/۲۲ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۲/۲۴)

چکیده

در این پژوهش، از دو فیلتر ذره‌ای به منظور تخمین حالت و کنترل وضعیت یک پرتابه با عملگر جابه‌جایی جرم ارائه شده است. از آنجایی که معادلات دینامیکی جسم پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم غیرخطی است، بنابراین از تخمین گر و کنترل کننده غیرخطی استفاده شده است. فیلتر اول با استفاده از اندازه‌گیری زاویه و جابه‌جایی جرم همراه با نویز به‌عنوان مشاهدات وظیفه تخمین زاویه، سرعت زاویه‌ای، جابه‌جایی جرم و سرعت جابه‌جایی جرم را بر عهده دارد. در پژوهش انجام‌شده، مسئله کنترل پیش‌بین غیرخطی به یک مسئله بهینه‌سازی دینامیکی تبدیل شده و سپس، در هر گام زمانی، بهترین سیگنال کنترل به صورت برخط با استفاده از فیلتر ذره‌ای دوم در افق محدود محاسبه و به سامانه اعمال می‌شود. تابع هزینه استفاده‌شده برای فیلتر اول خطای مقادیر اندازه‌گیری شده و محاسبه‌شده توسط هر ذره در نظر گرفته شده است. همچنین، تابع هزینه در مسئله کنترل پیش‌بین برای هر ذره متشکل از خطای ردگیری زاویه و تلاش کنترلی است. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوهای انجام‌شده نشان می‌دهد که الگوریتم ارائه‌شده برای حل مسئله غیرخطی کنترل وضعیت وسیله با عملگر جابه‌جایی جرم عملکرد در حضور نویز گوسی و غیر گوسی خوبی دارد. همچنین، با توجه به تصادفی بودن ماهیت مسئله تحلیل آماری نتایج با استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو انجام شده است.

واژه‌های کلیدی: رهگیر مبتنی بر عملگر جابه‌جایی جرم، کنترل پیش‌بین غیرخطی، فیلتر ذره‌ای، بهینه‌سازی دینامیکی، تخمین گر غیرخطی.

The Moving Mass Actuated Projectile Attitude Control and Estimation Using a Predictive Controller and Estimator Based on the Particle Filter

S. Nasrollahi and A. Khooshehmehri

Department of Electrical and Computer Engineering Malek-Ashtar University of Technology

(Received: 11/January/2021; Accepted: 14/March/2021)

ABSTRACT

In this paper, two particle filters are proposed to estimate the state and control the attitude of a projectile with a moving mass actuator. Since the dynamic equations of a flying object with a moving mass actuator are nonlinear, a nonlinear estimator and controller are used. The first filter takes the angle measurement and mass displacement along with noise as observations and uses them to estimate the angle, the rate of angle, the mass displacement, and the velocity of the mass. In this research, the nonlinear predictive control problem becomes a dynamic optimization problem and then, at each time step, the best control signal is calculated online using the second particle filter in the finite horizon and applied to the system. The cost function used for the first filter is the error of the values measured and calculated by each particle. The cost function in the predictive control problem for each particle is the error of the angle tracking and the control effort. The simulation results for the performed scenarios show that the algorithm proposed for solving the nonlinear problem of controlling the attitude of a moving mass actuated projectile has a good performance in the presence of Gaussian and non-Gaussian noises. Also, due to the random nature of the problem, statistical analysis of the results is performed using Monte Carlo simulation.

Keywords: Moving Mass Actuated Projectile, Nonlinear Model Predictive Control, Particle Filter, Dynamic Optimization, Nonlinear Estimator.

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): Nasrollahi@mut.ac.ir

۲- دانش‌آموخته دکتری: khooshehmehri@mut.ac.ir

۱- مقدمه

دینامیک معکوس است. در مرجع [۲۱]، با ارائه یک پیکربندی جدید با استفاده از یک عملگر جابه‌جایی جرم جهت افزایش قدرت کنترل با در نظر گرفتن قیدهای کاهش هزینه، حجم و جرم، از یک کنترل‌کننده تطبیقی برای کنترل وضعیت جسم پرنده استفاده شده است. در مرجع [۲۲]، برای کنترل زاویه چرخ یک وسیله پرنده بازگشت‌پذیر به جو از کنترل‌کننده بازگشت به عقب تطبیقی برای مقابله با نامعینی سامانه استفاده شده است. در مرجع [۲۳]، از یک رویکرد و کنترل‌کننده غیرخطی مبتنی بر تئوری لیاپانوف جهت تخمین اغتشاش و کنترل زوایای یک وسیله پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم استفاده شده است. همچنین، با ارائه تابع لیاپانوف پایداری سامانه در حضور نامعینی اثبات شده است.

یکی از روش‌هایی که محققان علاقه خوبی نسبت به توسعه و کاربرد آن در زمینه‌های مختلف مانند کنترل هواپیما و فضاپیما، رباتیک و کنترل فرایند داشته‌اند، روش‌های کنترل پیش‌بین است. مزایای کنترل پیش‌بین در برخی کاربردها، آن را نسبت به سایر روش‌ها برجسته کرده است. طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر مدل پیش‌بین برای سامانه‌های چندمتغیره ساده است. همچنین، این روش قابلیت در نظر گرفتن قیود در طراحی کنترل‌کننده را دارد. برای کنترل سامانه‌های غیرخطی در حوزه پیش‌بین معمولاً حل تحلیلی وجود ندارد. برای حل چنین مسائلی به‌ناچار باید از روش‌های عددی استفاده کرد. الگوریتم‌های ابتکاری ابزاری مناسب برای حل عددی مسائل غیرخطی هستند. روش‌های بهینه‌سازی ابتکاری روش‌های جستجویی هستند که هدف آن‌ها یافتن جوابی قابل قبول برای یک مسئله بهینه‌سازی مقید یا غیرمقید در یک‌زمان قابل قبول است، به‌گونه‌ای که تابع هزینه تعریف شده برای مسئله کمینه (بیشینه) شود.

در این پژوهش برای یک وسیله پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم با معادلات دینامیکی غیرخطی تصادفی با استفاده از دو فیلتر ذره‌ای: یکی به‌عنوان کنترل‌کننده پیش‌بین و دیگری به‌عنوان تخمین‌گر غیرخطی طراحی انجام شده است. در اینجا، مسئله کنترل پیش‌بین غیرخطی به یک مسئله بهینه‌سازی دینامیکی تبدیل شده و سپس، در هر گام زمانی، بهترین سیگنال‌های کنترل در افق محدود به‌صورت برخط با استفاده از فیلتر ذره‌ای، محاسبه

کنترل وضعیت وسیله پرنده بر اساس نوع عملگر معمولاً به سه روش کنترل آیرودینامیکی، تراست کنترل و کنترل با جابه‌جایی جرم انجام می‌شود. دو رویکرد اول معمولاً در هواپیما، ماهواره و زیردریایی‌ها استفاده می‌شود [۱-۳]. وسیله با عملگر جابه‌جایی جرم نسبت به دو رویکرد قبلی مفهوم نسبتاً جدیدی است که برای کنترل وسیله‌ها معرفی شده است؛ این عملگر کاملاً درون فضای هندسی وسیله محصور شده و در داخل و خارج جو مؤثر هستند. نقطه قوت کاربرد این نوع عملگر در شرایطی است که محدودیت نیروی آیرودینامیکی و ابعادی (خارج از وسیله پرنده) وجود دارد. مدل دینامیکی وسیله با عملگر جابه‌جایی جرم غیرخطی است [۴] و [۵] و کنترل سامانه‌های غیرخطی نسبت به سامانه‌های خطی دارای چالش‌های بیشتری است. عملگر مبتنی بر جابه‌جایی جرم در زمینه‌های متنوع کاربرد دارد. از جمله کاربرد آن در پایداری وضعیت [۶-۹]، پرتابه‌هایی دارای چرخش [۱۰]، [۱۱]، وسایل نقلیه زیر آب [۱۲]، وسایل پرنده بال ثابت [۱۳]، وسایل پرنده بازگشت‌پذیر به جو [۱۴] و کشتی‌های پرنده [۱۵] می‌باشد که در ادامه در خصوص برخی از منابع توضیح بیشتری داده خواهد شد.

در مرجع [۱۶]، برای کنترل وضعیت یک وسیله با در نظر گرفتن سه درجه آزادی برای عملگر کنترل‌کننده تطبیقی طراحی شده است. در مرجع [۱۷]، برای کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر عملگر جابه‌جایی جرم از کنترل‌کننده بهینه استفاده شده است. در مرجع [۱۲]، برای یک وسیله نقلیه زیر آب با عملگر جابه‌جایی جرم با استفاده از تئوری لیاپانوف کنترل‌کننده طراحی شده است. در مراجع [۱۸] و [۱۹]، پایداری ماهواره با وجود تراست محوری و عملگرهای مبتنی بر جابه‌جایی جرم برای کنترل وضعیت ماهواره بررسی شده است. در مرجع [۲۰]، برای یک وسیله پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم در دو کانال فراز و سمت یک کنترل‌کننده چندمتغیره تناسبی-انترگالی طراحی شده است. در مرجع [۱۵]، از یک رویکرد ترکیبی برای کنترل یک کشتی هوایی با عملگر جابه‌جایی جرم استفاده شده است. این رویکرد ترکیبی شامل: کنترل بردار تراست، آیرودینامیک و کنترل با عملگر جابه‌جایی جرم در شرایط مختلف پروازی و با استفاده از کنترل‌کننده مبتنی بر

شکل (۱): وسیله با عملگر جرم جابه‌جاشونده

$$\ddot{X} = \frac{\cos(\theta)}{M_t - m} F_T - \frac{\cos(\theta) l m}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} F_T - \frac{\sin(\theta)}{M_t - m} u + \frac{m l \delta \cos(\theta)}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} u + \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{M_t l m l \cos(\theta) \dot{\theta}^2 + 2 M_t l m \cos(\theta) \dot{\theta} \dot{\delta} - 2 l m^2 \cos(\theta) \dot{\theta} \dot{\delta} - l m^2 \cos(\theta) l \dot{\theta}^2}{(M_t - m)(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} \\ & \ddot{Z} \\ & = g + \cos(\theta) u \\ & - \frac{m l \sin(\theta) \delta}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} u - \frac{\sin(\theta)}{M_t - m} F_T \\ & - \frac{m l \sin(\theta)}{(M_t - m)(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} F_T + \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{m^2 l \sin(\theta) \dot{\theta}^2 + 2 m^2 l \sin(\theta) \dot{\theta} \dot{\delta} - m l \sin(\theta) \dot{\theta}^2 M_t l - 2 m \sin(\theta) \dot{\theta} \dot{\delta} M_t l}{(M_t - m)(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} \\ & \ddot{\theta} \\ & = - \frac{m \delta}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} F_T \\ & - \frac{M_t l}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} u - \quad (3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{2 m^2 \delta \dot{\theta} \dot{\delta} - m^2 \delta l \dot{\theta}^2 + 2 M_t m \delta \dot{\theta} \dot{\delta} + M_t l m \delta \dot{\theta}^2}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} \\ & \ddot{\delta} = \frac{m l \delta}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} F_T \\ & + \frac{M_t}{m(M_t - m)} u + \\ & \frac{M_t^2 l^2}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)(M_t - m)} u + \quad (4) \\ & \frac{2 m l \delta \dot{\theta} \dot{\delta} (M_t - m)}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} + \delta \dot{\theta}^2 \\ & + \frac{(M_t - m) m l^2}{(M_t l + (M_t - m) m \delta^2)} \delta \dot{\theta}^2 \end{aligned}$$

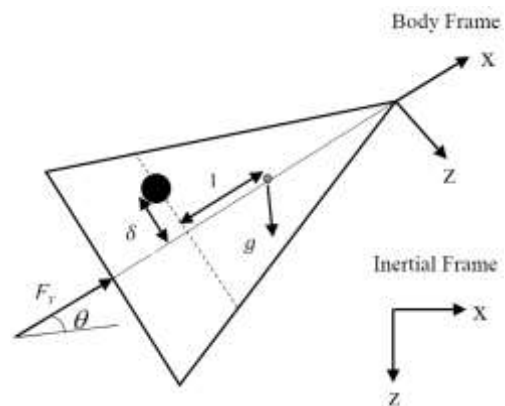
در روابط (۱-۴) جرم جسم متحرک داخل وسیله پرنده، g شتاب جاذبه، X موقعیت رو به شمال وسیله، Z ارتفاع، θ زاویه فراز، M_t جرم کلی وسیله، F_T نیروی تراست، I ممان اینرسی، δ موقعیت جرم متحرک نسبت به محور جابه‌جایی و u نیروی عملگر که به‌عنوان ورودی سامانه است. روند استخراج معادلات دینامیکی وسیله با عملگر جابه‌جایی جرم به‌طور کامل در مرجع [۵] بیان شده است. در این مقاله، با توجه به اندازه‌گیری نرخ زاویه و همچنین آغشته به نوز بودن اندازه‌گیری، با استفاده از یک فیلتر ذره‌ای زاویه تخمین زده می‌شود و با استفاده از یک

شده است. تابع هزینه پیشنهاد شده برای بهینه‌سازی فیلتر اول که به‌عنوان کنترل‌کننده استفاده شده است، متشکل از خطای ردگیری زاویه و تلاش کنترلی است. از طرفی با توجه به اندازه‌گیری زاویه و جابه‌جایی جرم با استفاده از یک فیلتر ذره‌ای دیگر، زاویه فراز جسم پرنده، سرعت زاویه‌ای، جابه‌جایی جرم و نرخ جابه‌جایی جرم تخمین زده شده و در اختیار کنترل‌کننده قرار گرفته است. همچنین، تخمین‌گر و کنترل‌کننده پیش‌بین طراحی شده برای شرایط مختلف از جمله نوز گوسی و غیرگوسی شبیه‌سازی شده است و نتایج عملکرد مناسب رویکرد ارائه شده را نشان می‌دهد.

در این مقاله، ابتدا معادلات غیرخطی وسیله با عملگر مبتنی بر جابه‌جایی جرم بیان شده است. در بخش سوم، الگوریتم تخمین‌گر و کنترل‌کننده مبتنی بر فیلتر ذرات توضیح داده شده است. در بخش چهارم، نتایج شبیه‌سازی غیرخطی و کارایی کنترل‌کننده طراحی شده بیان شده است. در انتها نیز نتیجه‌گیری مقاله آورده شده است.

۲- تعریف مسئله

برای کنترل وضعیت وسیله پرنده مبتنی بر عملگر جابه‌جایی جرم، موقعیت جرم قرار گرفته در وسیله می‌بایست کنترل شود (شکل (۱)). برای مدل‌سازی وسیله پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم فرض‌های زیر در نظر گرفته شده است [۵]: ۱- حرکت وسیله محدود به صفحه عمودی است. ۲- وسیله خارج از جو پرواز می‌کند و بالطبع نیروهای آیرودینامیکی در نظر نگرفته شده است. مطابق فرض‌های بیان شده معادلات دینامیکی غیرخطی وسیله پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم به‌صورت زیر بیان شده است [۵]:



الگوریتم SIS^۳ هستند. در فیلتر ذرات عمومی برای نمونه برداری از الگوریتم SIS و برای بازنمونه برداری از روش بازنمونه برداری سامانه‌های^۴ استفاده می‌شود. هدف از این بخش ارائه الگوریتمی بر مبنای فیلتر ذرات عمومی است که با استفاده از آن بتوان سیگنال کنترل بهینه را در یک افق محدود تخمین زد. همچنین، در ادامه شبه کد الگوریتم کنترل کننده مبتنی بر فیلتر ذره‌ای و شبیه کد تخمین گر ذره‌ای بیان شده است. از آنجایی که الگوریتم فیلتر ذره‌ای به تفصیل در کتب و مراجع از جمله [۲۴] و [۲۵] وجود دارد به جزئیات آن پرداخته نمی‌شود اما مراحل الگوریتم کنترل به تفصیل بیان شده است.

شبه کد الگوریتم کنترل مبتنی بر فیلتر ذره‌ای

مقداردهی تعداد ذرات، N ، افق پیش‌بینی، T_p ، وزن‌های

تابع هزینه، w و انحراف معیار σ_v

مقداردهی موقعیت اولیه ذرات در افق محدود X_j^0 ،

$$j \in [1, N]$$

برای k از ۱ تا k_{max} مراحل زیر انجام شود

پیش‌بینی سیگنال کنترل و بردار حالت در افق محدود

با استفاده از روابط (۵)، (۷)

محاسبه تابع هزینه و نرمال‌سازی وزن‌ها برای هر ذره با

استفاده از روابط (۹)–(۱۱)

بازنمونه برداری ذرات با استفاده از رابطه (۱۲)

پایان

تخمین فرمان کنترل با استفاده از رابطه (۱۳)

پایان زمان شبیه‌سازی

شبه کد الگوریتم تخمین گر مبتنی بر فیلتر ذره‌ای

مقداردهی تعداد ذرات، N

تولید جمعیت اولیه، $j \in [1, N]$

برای k از ۱ تا k_{max} مراحل زیر انجام شود

انتشار ذرات با استفاده از معادلات دینامیکی سامانه

محاسبه اندازه‌گیری برای هر ذره با استفاده از معادله

مشاهدات

محاسبه تابع هزینه و نرمال‌سازی وزن‌ها برای هر ذره

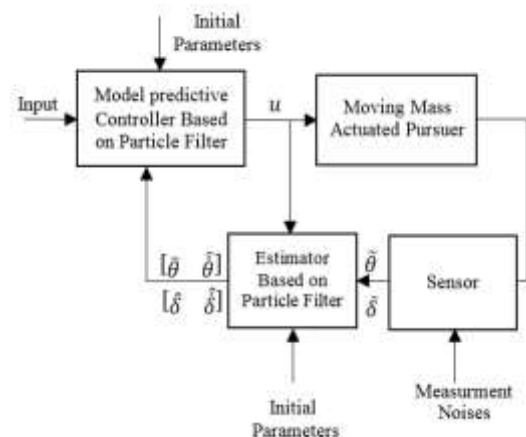
بازنمونه برداری ذرات

کنترل کننده پیش‌بین مبتنی بر فیلتر ذره‌ای سیگنال کنترل در افق محدود به دست می‌آید و اولین درایه بردار کنترل به سامانه اعمال و این حلقه تا انتهای زمان شبیه‌سازی تکرار می‌شود. برای این منظور مدل دینامیکی و اندازه‌گیری جسم پرنده به فرم کلی زیر بازنویسی شده است:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, u) \quad (۵)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, w) \quad (۶)$$

در معادله بالا، w نویز اندازه‌گیری (نویز سفید) است. بلوک دیگرام حلقه کنترل و تخمین گر در شکل ۲ نشان داده شده است. در ادامه الگوریتم کنترل مبتنی بر فیلتر ذره‌ای برای کنترل وضعیت جسم دارای عملگر مبتنی بر جابه‌جایی جرم بیان شده است.



شکل (۲): بلوک دیگرام حلقه کنترل و تخمین گر

۳- الگوریتم کنترل مبتنی بر فیلتر ذره‌ای

عمومی

فیلتر ذرات در واقع یک روش مونت کارلوی متوالی است که برای تخمین حالت سامانه‌های تصادفی غیرخطی با نویز گوسی و غیرگوسی استفاده می‌شود و به عنوان ابزاری شناخته شده و قدرتمند برای سامانه پرتابه با عملگر جابه‌جایی جرم با نویز گوسی و غیرگوسی در این مقاله استفاده شده است. فیلتر ذرات دارای الگوریتم‌های متعددی است که تفاوت آن‌ها در الگوریتم‌های نمونه برداری^۱ و بازنمونه برداری^۲ است. همه روش‌های نمونه برداری بر اساس

³ Sequential Importance Sampling (SIS)

⁴ Systematic resampling

¹ Sampling

² Resampling

$$\begin{aligned}
 J_j(k) = & w_{TE} \sum_{i=k+1}^{k+T_p} (\mathbf{x}_d(i) - \mathbf{x}_j(i))^T (\mathbf{x}_d(i) - \mathbf{x}_j(i)) \\
 & + w_{CE} \sum_{i=k}^{k+T_p-1} (u_d(i) - u_j(i))^2 + \\
 & w_{CC} \sum_{i=k}^{k+T_p-1} (u_j(i+1) - u_j(i))^2
 \end{aligned} \quad (9)$$

در رابطه بالا، u_d سیگنال کنترل تعادلی متناظر با نقطه

پایان

تخمین بردار حالت

پایان زمان شبیه‌سازی

۳-۱- مقداردهی اولیه

این الگوریتم دارای شش پارامتر است که در ابتدا باید مقداردهی شوند. این پارامترها شامل تعداد ذرات، N ؛ افق پیش‌بینی، T_p ؛ وزن خطای ردگیری، w_{TE} ؛ وزن تلاش کنترلی، w_{CE} ؛ وزن ناهم‌واری سیگنال کنترل، w_{CC} ؛ و انحراف معیار σ_v است. همچنین، مقدار حدس اولیه هر ذره از آینده سیگنال‌های کنترلی به صورت تصادفی با توزیع یکنواخت مقداردهی می‌شوند. این مقداردهی باید در محدوده قابل قبول سیگنال کنترلی باشد.

۳-۲- پیش‌بینی سیگنال کنترل

سیگنال کنترل تخمین‌زده شده در گام زمانی $k-1$ ، $\hat{u}(k-1)$ ، به صورت زیر منتشر می‌شود:

$$u_j(k+i-1) = u_j(k+i-2) + \quad (7)$$

$$v_j(k+i-2), \quad (i=1, \dots, T_p)$$

که $u_j(k-1) = \hat{u}(k-1)$

۳-۳- پیش‌بینی آینده بردار حالت

بردار حالت ذره j در زمان آینده به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}_j(k+i-1) = & \\
 \mathbf{f}(\mathbf{x}_j(k+i-2), u_j(k+i-2)), & \quad (8) \\
 (i=1, \dots, T_p) &
 \end{aligned}$$

۳-۴- محاسبه و نرمال‌سازی وزن‌ها

در این الگوریتم، برای هر ذره بر اساس هزینه آن، یک وزن محاسبه می‌شود. هزینه ذره j در گام زمانی k که با $J_j(k)$ بیان می‌شود، به صورت زیر محاسبه می‌شود.

۳-۶- تخمین سیگنال کنترل

بعد از مرحله بازنمونه‌برداری، سیگنال کنترل ذره j در گام زمانی k ، به صورت زیر تخمین زده می‌شود:

$$\hat{\chi}(k) \approx \sum_{j=1}^N \bar{w}_j(k) \chi_j(k) \quad (13)$$

در رابطه ۱۳، $\bar{w}_j(k)$ وزن‌های نرمال‌شده، $\chi_j(k)$ بردار سیگنال کنترل در افق پیش‌بینی برای هر ذره و $\hat{\chi}(k)$ بردار سیگنال تخمین زده شده هستند. بردار تخمین زده شده شامل بردار سیگنال کنترل است که باید به سامانه اعمال شود.

۴- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش از مقاله نتایج شبیه‌سازی تخمین گر غیرخطی و کنترل‌کننده پیش‌بین مبتنی بر فیلتر ذره‌ای برای دو

کار \mathbf{x}_d است. در این رابطه ضرایب ثابت w_{CE} ، w_{TE} و w_{CC} به ترتیب بیان‌کننده اهمیت کاهش خطای ردگیری، کاهش تلاش کنترلی و افزایش همواری سیگنال کنترل هستند. بعد از محاسبه هزینه، وزن ذره j در گام زمانی k که با $w_j(k)$ بیان می‌شود، با استفاده از تابع نمایی زیر که در مرجع [۲۵] معرفی شده است، محاسبه می‌شود:

$$w_j(k) \equiv \exp(-0.5J_j(k)) \quad (10)$$

در پایان، وزن‌ها طبق رابطه زیر نرمال می‌شوند:

$$\bar{w}_j(k) = \frac{w_j(k)}{\sum_{j=1}^N w_j(k)} \quad (11)$$

در رابطه (۱۱)، $\bar{w}_j(k)$ وزن نرمال‌شده ذره j در گام زمانی k است؛ بنابراین، مجموع وزن‌های نرمال‌شده ذرات برابر یک است.

۳-۵- بازنمونه‌برداری

در حالت کلی یک خاصیت فیلتر ذرات این است که واریانس نمونه‌ها در طول زمان به دلیل ناچیز بودن وزن بیشتر ذرات، افزایش می‌یابد. بنابراین، بخش زیادی از تلاش محاسباتی صرف ذراتی خواهد شد که سهم آن‌ها در تخمین کم است. به عبارت دیگر، تعداد ذرات مؤثر برای تخمین کاهش یافته است که در مراجع مرتبط با فیلتر ذرات این مسئله را پدیده تباه‌شدگی^۱ نام‌گذاری کرده‌اند. برای حل این مشکل، بازنمونه‌برداری انجام می‌شود. بازنمونه‌برداری موجب می‌شود که ذرات با وزن کم حذف و ذرات با وزن زیاد تکثیر شوند. در مرجع [۲۴] معیاری جهت تعیین تعداد دفعات بازنمونه‌برداری تحت عنوان تعداد مؤثر به صورت زیر معرفی شده است.

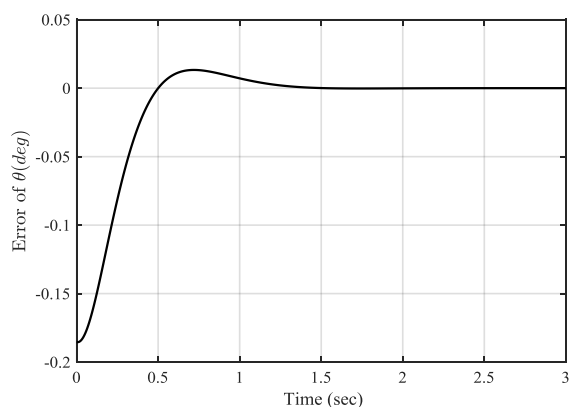
$$\hat{N}_{\text{eff}} = \frac{1}{\sum_{j=1}^N \bar{w}_j^2(k)} \quad (12)$$

تعداد مؤثر بازنمونه‌برداری در بازه $1 \leq \hat{N}_{\text{eff}} \leq N$ تغییر می‌کند.

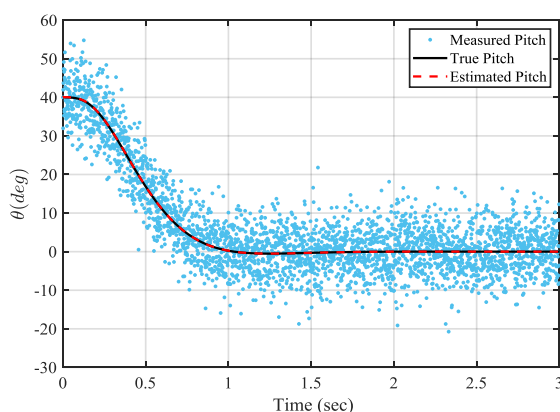
¹ degeneracy phenomenon

اندازه‌گیری در دو کانال زاویه و موقعیت برابر $\sigma_\theta = 0.1$ و $\sigma_\theta = 0.01$ است. در شکل (۳-الف) مقادیر اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده‌شده زاویه نشان داده شده است. همچنین، مشاهده می‌شود زاویه فراز از مقدار اولیه خود در کمتر از $1/5$ s به مقدار مطلوب خود رسیده است. در شکل (۳-ب) مقدار خطای تخمین زاویه برحسب زمان نشان داده شده است.

سناریو بیان خواهد شد. در سناریوی اول فرض می‌شود نویزهای اندازه‌گیری گوسی هستند و در سناریوی دوم غیر گوسی بودن نویز اندازه‌گیری فرض شده است. برای انجام شبیه‌سازی مقادیر پارامترهای ثابت سامانه برابر است با [۵]: $m=0.1775$ slugs، $I = 0.6$ slug-ft²، $F_T = 500$ lbf، $l = 3.3$ f، $M_t = 1.7$ slugs، پارامترهای کنترل‌کننده برابر است با: $T_p = 10$ ، $w_{TE} = 5$ ، $w_{CE} = 1$ ، $w_{CC} = 0.5$ و $N = 300$. همچنین، مقدار انحراف معیار نویز

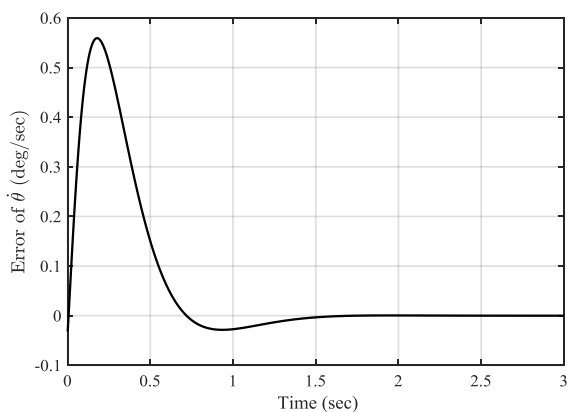


(ب)

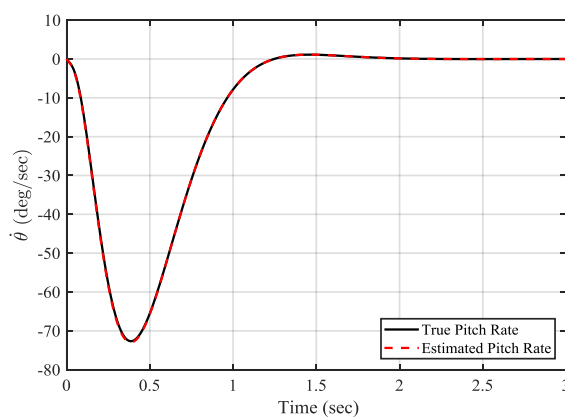


(الف)

شکل (۳): (الف): مقدار اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده‌شده زاویه، (ب) خطای تخمین زاویه (در حضور نویز گوسی)



(ب)



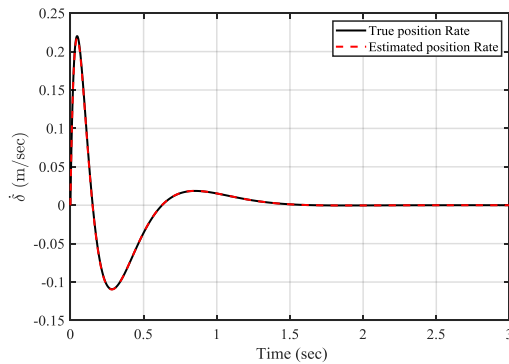
(الف)

شکل (۴): (الف): مقدار واقعی و تخمین زده‌شده نرخ زاویه، (ب) خطای تخمین نرخ زاویه (در حضور نویز گوسی)

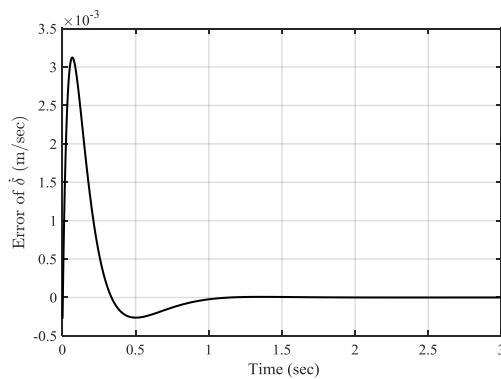
۲ s به مقدار صفر میل کرده است که نشان‌دهنده عملکرد خوب تخمین گر طراحی شده در این مسئله است.

در شکل (۵-الف) مقادیر اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده‌شده موقعیت جرم در جسم پرنده نشان داده شده است. در شکل (۵-ب) مقدار خطای تخمین موقعیت

در شکل (۴-الف) مقدار واقعی و تخمین زده‌شده نرخ زاویه فراز نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نرخ زاویه در زمانی کمتر از $1/5$ s به مقدار صفر رسیده است. همچنین، در شکل (۴-ب) خطای تخمین نرخ زاویه نشان داده شده است؛ خطای تخمین بعد از گذشت حدود

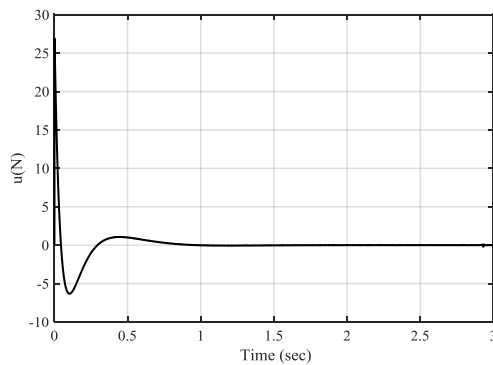


(الف)



(ب)

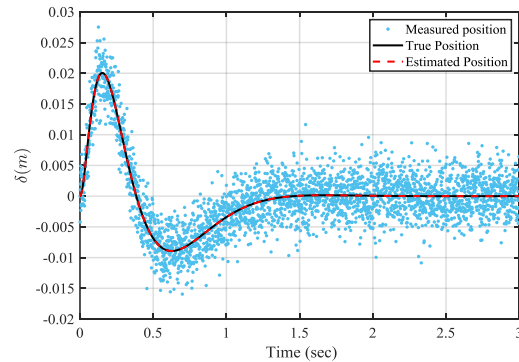
شکل (۶): (الف) مقدار واقعی و تخمین زده شده نرخ جابه‌جایی جرم، (ب) خطای تخمین نرخ جابه‌جایی جرم (در حضور نویز گوسی)



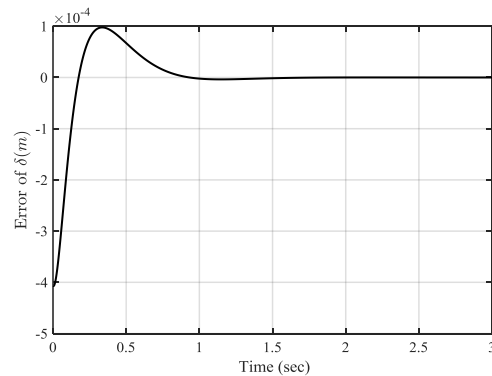
شکل (۷): سیگنال کنترل در سناریوی اول

در شکل (۸-الف) مقادیر اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده شده زاویه به ازای نویز غیر گوسی اندازه‌گیری‌ها نشان داده شده است. همچنین، مشاهده می‌شود زاویه فراز از مقدار اولیه خود در کمتر از $1/3$ S به مقدار مطلوب خود رسیده است. در شکل (۸-ب) مقدار خطای تخمین زاویه برحسب زمان نشان داده شده است.

جرم برحسب زمان که در حدود ۱S صفر شده است، نشان داده شده است.



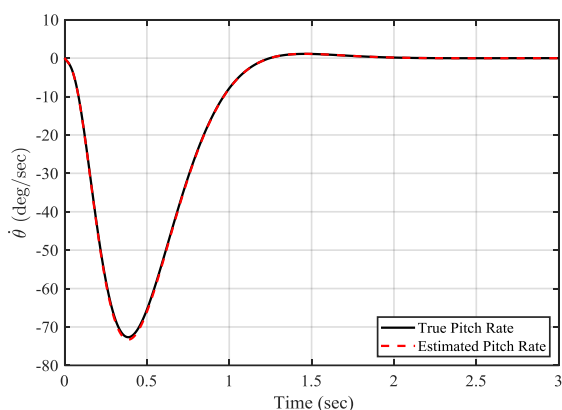
(الف)



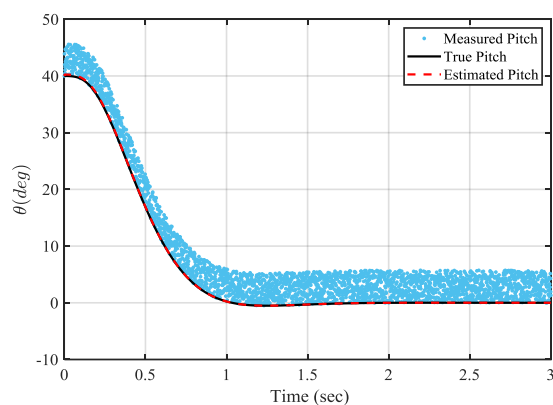
(ب)

شکل (۵): (الف) مقدار اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده شده جابه‌جایی جرم، (ب) خطای تخمین جابه‌جایی جرم (در حضور نویز گوسی)

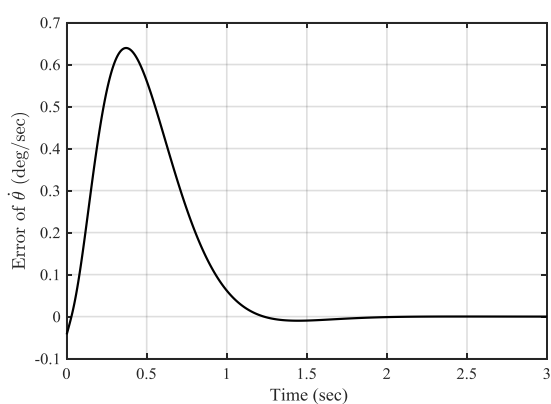
در شکل (۶-الف) مقدار واقعی و تخمین زده شده نرخ جابه‌جایی جرم داخل پرندۀ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نرخ جابه‌جایی جرم در زمانی کمتر از $1/5$ S به مقدار صفر رسیده است. همچنین، در شکل (۶-ب) خطای تخمین نرخ جابه‌جایی جرم نشان داده شده است؛ خطای تخمین بعد از گذشت حدود ۱ S به مقدار صفر میل کرده است که نشان‌دهنده عملکرد خوب تخمین‌گر طراحی شده در این مسئله است. در شکل ۷ نیز نمودار سیگنال کنترل برای جابه‌جایی جرم و ردگیری زاویه فراز نشان داده شده است.



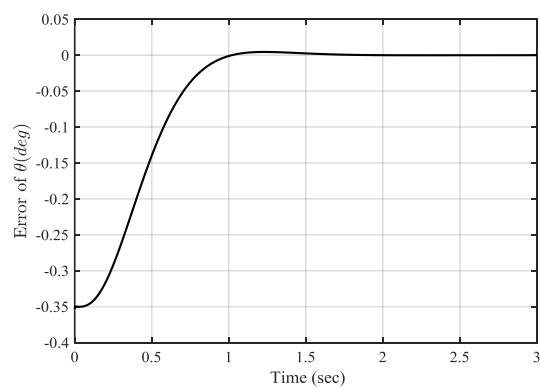
(الف)



(الف)



(ب)



(ب)

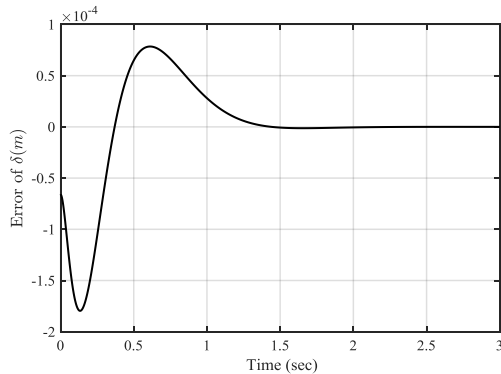
شکل (۹): (الف) مقدار واقعی و تخمین زده شده نرخ زاویه، (ب) خطای تخمین نرخ زاویه (در حضور نویز غیر گوسی)

شکل (۸): (الف) مقدار اندازه گیری شده، واقعی و تخمین زده شده زاویه، (ب) خطای تخمین زاویه (در حضور نویز غیر گوسی)

در شکل (۱۰-الف) مقادیر اندازه گیری شده، واقعی و تخمین زده شده موقعیت جرم در جسم پرنده نشان داده شده است. در شکل (۱۰-ب) مقدار خطای تخمین موقعیت جرم برحسب زمان که در حدود $1/5S$ صفر شده است، نشان داده شده است. در شکل (۱۱-الف) مقدار واقعی و تخمین زده شده نرخ جابه جایی جرم داخل پرنده نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود نرخ جابه جایی جرم در زمانی کمتر از $1/5S$ به مقدار صفر رسیده است. همچنین، در شکل (۱۱-ب) خطای تخمین نرخ جابه جایی جرم نشان داده شده است؛ خطای تخمین بعد از گذشت حدود $1/5S$ به مقدار صفر میل کرده است که نشان دهنده عملکرد خوب تخمین گر طراحی شده در این مسئله است.

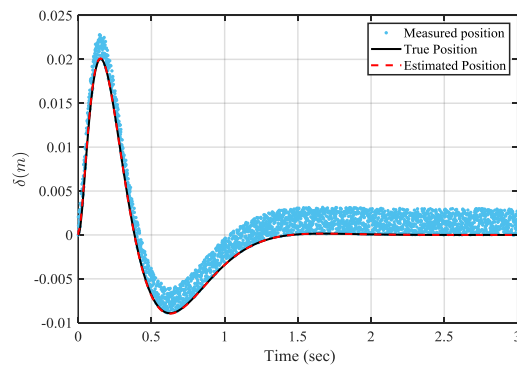
در شکل (۹-الف) مقدار واقعی و تخمین زده شده نرخ زاویه فراز نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود نرخ زاویه در زمانی کمتر از $1/2S$ به مقدار صفر رسیده است. همچنین، در شکل (۹-ب) خطای تخمین نرخ زاویه نشان داده شده است؛ خطای تخمین بعد از گذشت حدود $1/5S$ به مقدار صفر میل کرده است که نشان دهنده عملکرد خوب تخمین گر طراحی شده در این مسئله است.

و ردگیری زاویه فراز نشان داده شده است.



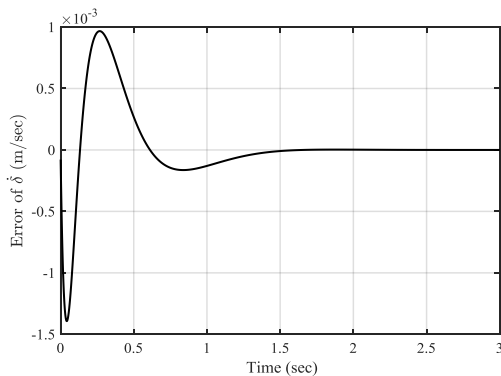
(ب)

در شکل ۱۲ نیز نمودار سیگنال کنترل برای جابه‌جایی جرم

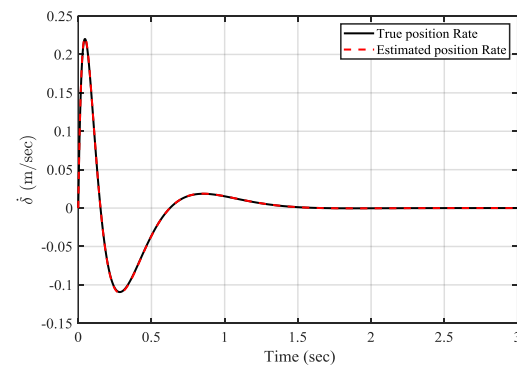


(الف)

شکل (۱۰): (الف) مقدار اندازه‌گیری شده، واقعی و تخمین زده‌شده جابه‌جایی جرم، (ب) خطای تخمین جابه‌جایی جرم (در حضور نویز غیر گوسی)



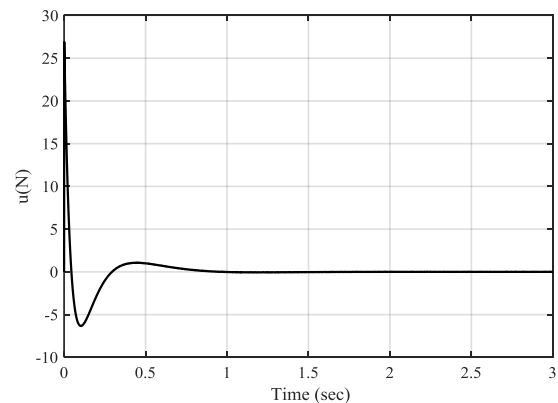
(ب)



(الف)

شکل (۱۱): (الف) مقدار واقعی و تخمین زده‌شده نرخ جابه‌جایی جرم، (ب) خطای تخمین نرخ جابه‌جایی جرم (در حضور نویز غیر گوسی)

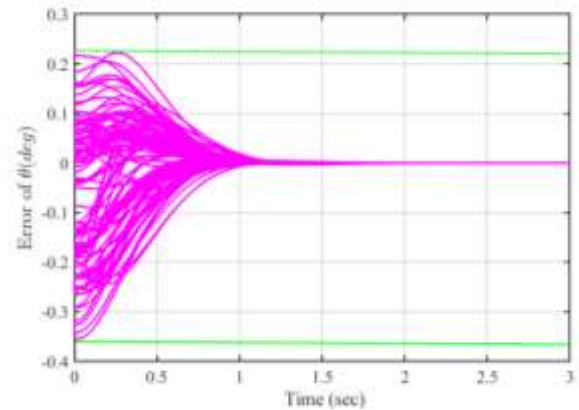
مونت‌کارلو انجام شده است. خطای تخمین زاویه به ازای ۱۰۰ دفعه اجرای مونت‌کارلو در شکل ۱۳ نشان داده شده است. نتایج ۱۰۰ اجرا نشان می‌دهد که خطای تخمین در یک باند محدود قرار گرفته است و بعد از مدت‌زمان معینی به صفر همگرا شده است. الگوریتم ارائه‌شده در نرم‌افزار MATLAB و در یک کامپیوتر با مشخصات پردازنده Core i5 3 GHz و رم 6 GByte پیاده‌سازی شده است. زمان محاسبه شده برای هر گام زمانی تقریباً ۰/۰۱۸ ثانیه است؛ درحالی‌که زمان گسسته‌سازی این مسئله ۰/۰۱ ثانیه است. البته با پیاده‌سازی الگوریتم در C++ می‌توان هزینه محاسباتی را کاهش دهد.



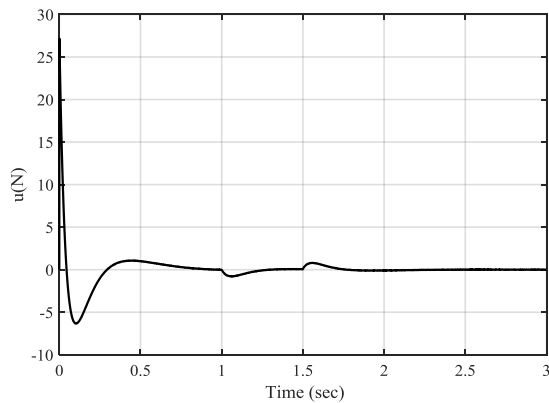
شکل (۱۲): سیگنال کنترل در سناریوی دوم

همچنین، برای بررسی عملکرد همگرایی فیلتر شبیه‌سازی

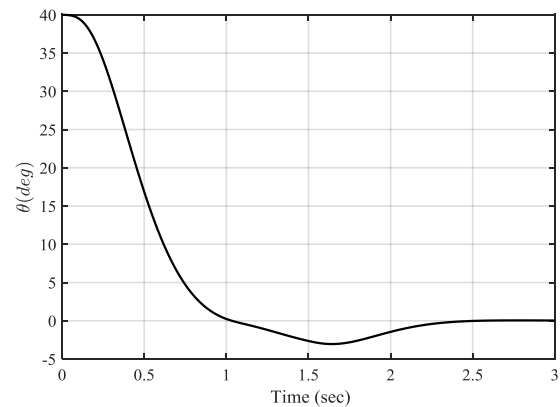
در شکل ۱۴ عملکرد کنترل کننده در حضور اغتشاش خروجی، پله با دامنه واحد در بازه زمانی ۱/۵- S1، بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که کنترل کننده توانسته در حضور اغتشاش عملکرد قابل قبولی داشته باشد. عملکرد کنترل کننده در حضور اغتشاش و اشباع سیگنال کنترل در شکل ۱۵ بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد وجود اشباع در مسیر سیگنال کنترل موجب ناپایداری نشده است، اما باعث کاهش عملکرد کنترل از جهت زمان نشست شده است.



شکل (۱۳): باند تغییرات تخمین زاویه در ۱۰۰ دفعه اجرای مونت کارلو

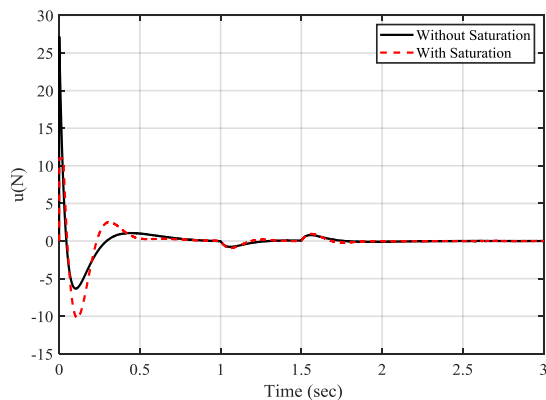


(ب)

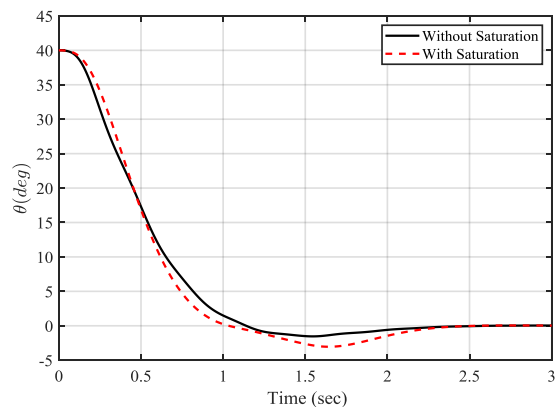


(الف)

شکل (۱۴): (الف) ردگیری زاویه (ب) سیگنال کنترل در حضور اغتشاش



(ب)



(الف)

شکل (۱۵): (الف) ردگیری زاویه (ب) سیگنال کنترل در حضور اغتشاش و اشباع سیگنال کنترل

معرفی شده با نتایج مرجع [۵] مقایسه شده است. پاسخ کنترل کننده پیشنهادی نسبت به مرجع [۵] دارای فراجش و زمان نشست بسیار کمتری است. بیشینه مقدار سیگنال کنترل مرجع [۵] کمتر از سیگنال کنترل رویکرد معرفی

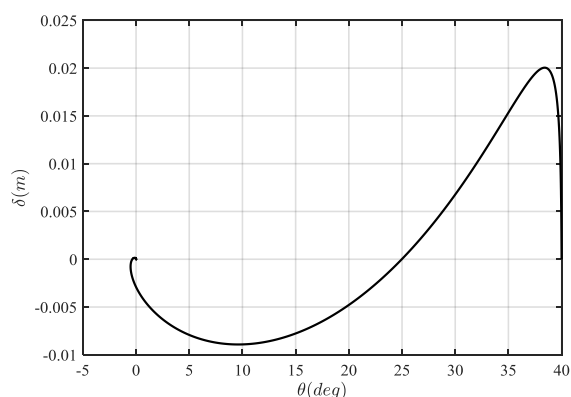
در شکل ۱۶ نمودار بازه تغییرات جابه‌جایی جرم بر حسب زاویه فراز نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جابه‌جایی جرم به ازای نقطه اولیه و نقطه انتهایی زاویه صفر است. در شکل ۱۷ عملکرد کنترل کننده

در این مقاله، دو فیلتر ذره‌ای یکی به‌منظور تخمین حالت و دیگری به‌منظور تخمین سیگنال کنترل در افق محدود جهت کنترل وضعیت یک رهگیر با عملگر جابه‌جایی جرم ارائه شده است. از آنجایی که معادلات دینامیکی جسم پرنده با عملگر جابه‌جایی جرم غیرخطی است، بنابراین از تخمین گر و کنترل کننده غیرخطی استفاده شده است. فیلتر اول با استفاده از اندازه‌گیری زاویه و جابه‌جایی جرم به‌عنوان مشاهدات وظیفه تخمین بردار حالت شامل: زاویه، نرخ زاویه، جابه‌جایی جرم و نرخ جابه‌جایی جرم را بر عهده دارد. در اینجا، مسئله کنترل پیش‌بین غیرخطی به یک مسئله بهینه‌سازی دینامیکی تبدیل شده و سپس، در هر گام زمانی، بهترین سیگنال کنترل به‌صورت برخط با استفاده از فیلتر ذره‌ای دوم در افق محدود محاسبه و به سامانه اعمال می‌شود. تابع هزینه استفاده‌شده برای فیلتر اول خطای مقادیر اندازه‌گیری شده و محاسبه‌شده توسط هر ذره در نظر گرفته شده است. همچنین، تابع هزینه برای هر ذره در مسئله کنترل پیش‌بین متشکل از خطای ردگیری زاویه و تلاش کنترلی است. نتایج شبیه‌سازی برای سناریوهای انجام‌شده نشان می‌دهد که الگوریتم ارائه‌شده برای حل مسئله غیرخطی کنترل وضعیت وسیله با عملگر جابه‌جایی جرم در حضور نویز گوسی و غیر گوسی عملکرد خوبی دارد. از معایب این کنترل کننده عدم ارائه اثبات پایداری به‌صورت تحلیلی است.

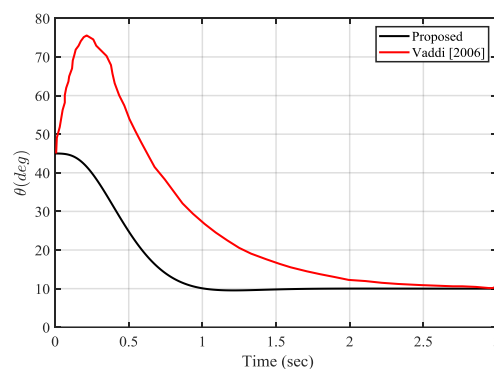
۶- مراجع

1. Sofyali, A., Jafarov, E. M., Wisniewski, R., "Robust and Global Attitude Stabilization of Magnetically Actuated Spacecraft Through Sliding Mode," *Aerosp Sci Technol*, Vol. 76, No. 1, pp. 91–104, 2018.
2. Petrich, J., Stilwell, D. J., "Robust Control for an Autonomous Underwater Vehicle that Suppresses Pitch and Yaw Coupling," *Ocean Eng.*, Vol. 38, No. 1, pp. 197–204, 2011.
3. Mao, Q., Dou, L., Zong, Q., & Ding, Z., "Attitude Controller Design for Reusable Launch Vehicles During Reentry Phase via Compound Adaptive Fuzzy H-infinity Control," *Aerosp Sci Technol*, Vol. 72, No. 1, pp. 36–48, 2018.
4. Menon, P. K., Sweriduk, G. D., Ohlmeyer, E. J., Malyevac, D. S., "Integrated Guidance and Control of Moving-Mass Actuated Kinetic

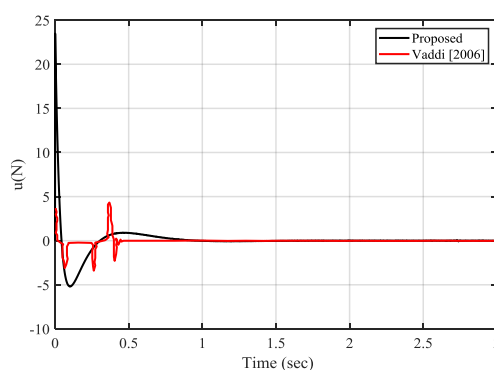
شده است؛ این در حالی است که تغییرات سیگنال کنترل رویکرد معرفی شده کمتر از سیگنال کنترل مرجع [۵] است.



شکل (۱۶): نمودار مقدار جابه‌جایی جرم بر حسب زاویه فراز



(الف)



(ب)

شکل (۱۷): مقایسه عملکرد روش معرفی شده با مرجع [۵] (الف) ردگیری زاویه (ب) سیگنال کنترل

۵- نتیجه‌گیری

16. Li, J., Chen, S., Li, C., Gao, C., Jing, W., "Adaptive Control of Underactuated Flight Vehicles with Moving Mass," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 85, No. 1, pp. 85, 75–84, 2019.
17. ElGohary, A., "Optimal Control of the Rotational Motion of a Rigid Body Using Euler Parameters with the Help of Rotor System," *Eur. J. Mech. A-Solid*, Vol. 24, No. 1, pp. 111–125, 2005.
18. Janssens, F. L., van der Ha, J. C., "Stability of Spinning Satellite Under Axial Thrust and Internal Mass Motion," *Acta Astronautica*, Vol. 94, No. 1, pp. 502–514, 2014.
19. Janssens, F. L., van der Ha, J. C. "Stability of Spinning Satellite Under Axial Thrust, Internal Mass Motion, and Damping," *J. Guid. Control Dyn.*, Vol. 38, No. 4, pp. 761–771, 2015.
20. Mohammadi, A., Tayefi, M., Kashani, H., "Rate Regulation of a Suborbital Reentry Payload by Moving-Mass Actuators," *P. I. Mech. Eng. G-J. Aer.*, Vol. 227, No. 1, pp. 80–92, 2013.
21. Gao, C., Li, J., Fan, Y., Jing, W., "Immersion and Invariance-Based Control of Novel Moving-Mass Flight Vehicles," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 74, No. 1, pp. 63–71, 2018.
22. Dong, K., Zhou, J., Zhou, M., Zhao, B., "Roll Control for Single Moving-Mass Actuated Fixed-trim Reentry Vehicle Considering Full State Constraints", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 94, p.105365, 2019.
23. Yang, M., Li, G., Wang, S., Chao, T., "Prescribed Performance Control Scheme for Fixed Trim Reentry Vehicle with Actuator Input and Power Constraints," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 104, No. 1, p. 105972, 2020.
24. Arulampalam, B., "Beyond the Kalman Filter: Particle Filters for Tracking Applications", *Artech House press*, London, 2004.
25. Arulampalam, M., & Maskell, S., "A Tutorial on Particle Filters for Online Nonlinear/non-Gaussian Bayesian Tracking", *IEEE Trans. Signal Process.*, Vol. 50, No. 2, pp. 174–188, 2002.
- Warheads," *J. Guid. Control Dyn.*, Vol. 27, No. 1, pp. 118–126, 2004.
5. Vaddi, S., "Moving Mass Actuated Missile Control Using Convex Optimization Techniques," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, p. 6575, 2006.
6. Childs, D. W., "A Movable-Mass Attitude-Stabilization System for Artificial-g Space Stations," *J Spacecr Rockets*, Vol. 8, No. 8, pp. 829–834, 1971.
7. Chesi, S., Gong, Q., Pellegrini, V., Cristi, R., Romano, M., "Automatic Mass Balancing of a Spacecraft Three-axis Simulator: Analysis and Experimentation," *J. Guid. Control Dyn.*, Vol. 37, No. 1, pp. 197–206, 2014.
8. Kargarfar A., Azizi M., "Conceptual Design of Attitude Control of Spacecraft Based on Moving Mass," *Technology in Aerospace Engineering, Iran*, Vol. 4, No. 7, pp. 27–35, 2018, (in Persian).
9. Nasrollahi S., khooshehmehri A., "Projectile Control with Moving Mass Actuator Using Feedback Linearization Controller," *Fifth International Conference on Electrical, Computer and Mechanical Engineering, Iran, 2020*, (in Persian).
10. Hodapp Jr, A. E., "Passive Means for Stabilizing Projectiles with Partially Restrained Internal Members," *J. Guid. Control Dyn.*, Vol. 12, No. 2, pp. 135–139, 1989.
11. Frost, G., Costello, M., "Control Authority of a Projectile Equipped with an Internal Unbalanced part", *J. Dyn. Sys., Meas., Control*, Vol. 128, No. 4, pp.1005-1012, 2006.
12. Jia-Wang, L. I., Bao-Wei, S., Cheng, S., "Tracking Control of Autonomous Underwater Vehicles with Internal Moving Mass," *Acta Automatica Sinica*, Vol. 34, No. 10, pp. 1319–1323, 2008.
13. Erturk, S. A., Dogan, A., "Trim Analysis of a Moving-Mass Actuated Airplane in Steady Turn," *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, pp. 622, 2013.
14. Gao, C., Jing, W., Wei, P., "Research on Application of Single Moving Mass in the Reentry Warhead Maneuver," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 30, No. 1, pp. 108–118, 2013.
15. Chen, L., Zhou, G., Yan, X. J., Duan, D. P., "Composite Control of Stratospheric Airships with Moving Masses", *J. Aircr.*, Vol. 49, No. 3, pp. 794–801, 2012.

