



## Enhanced Extended State Observer Based on Trajectory Linearization Control for External and Internal Disturbances

J. Hosseinpour<sup>1</sup>, S. H. Sadati<sup>1\*</sup>, Y. Abbasi<sup>1</sup>, F. Allahverdzadeh<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Department of of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Department of Electrical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

**ABSTRACT:** This paper proposes a novel hybrid control framework by combining enhanced extended state observer with trajectory linearization control for air vehicle acceleration tracking problems. First, based on the tracking error dynamics derived by Taylor expansion for the original nonlinear system along the desired trajectory, a feedback linearization-based control law is designed to stabilize a linear time-varying system. To reduce the controller performance sensitivity to uncertainties, with partial model information, an enhanced extended state observer is constructed to estimate the tracking error vector, as well as the uncertainties in an integrated manner. The closed-loop stability of the system under the proposed compound scheme is established. Both numerical simulation studies and an application example of air vehicle acceleration autopilot design demonstrate the feasibility and efficacy of the proposed method.

### Review History:

Received: Aug. 25, 2021

Revised: Mar. 15, 2022

Accepted: Mar. 16, 2022

Available Online: May, 28, 2022

### Keywords:

Trajectory linearization control

Internal and external disturbance

Enhanced extended state observer

Air vehicle

### 1- Introduction

In the last few decades, developments in nonlinear control methods have been made to eliminate perturbations and uncertainties, but each of these controllers (for example trajectory linearization control, gain scheduling controller, backstepping controller, sliding mode controller, etc.) has advantages and disadvantages over each other [1-3]. In order to improve the performance of the mentioned nonlinear controllers, Trajectory Linearization Control (TLC) is used as a new method to control nonlinear systems in the presence of perturbations. In fact, this method can be considered the ideal gain scheduling control. Therefore, due to its specific structure, it provides a certain extent of robust stability and can be capable of rejecting disturbances in nature. As for inevitable disturbances, theoretical and practical investigations show that a basic TLC frame may be degraded by slightly large disturbances [4, 5]. To enhance system robustness, one natural idea is to design observers for estimating and compensating for the disturbances. Such observers can be based on fuzzy logic or neural network. However, online fuzzy or neural network estimation is always time-consuming. One can see that the disturbance rejection problem for TLC has been converted into parameter estimation by utilizing NN and fuzzy logic. Therefore, substantial efforts have centered around the following aspects:

(1) the construction of neural network structure and fuzzy logic rules; and (2) the stability discussion of the compound system based on the estimated uncertainties. Extended State Observer (ESO), as the centerpiece of the Active Disturbance Rejection Control (ADRC) technique, is a great solution to meet this fast computation requirement, which takes all internal and external disturbances as an extended state [6, 7]

An observer named Enhanced Extended State Observer (EESO) is proposed to distinguish and estimate the unfavorable disturbance by just introducing the reference signal into the feedback term [1]. Besides supplying satisfactory robustness, the proposed EESO Based Control (EESOBC) that combines EESO with TLC strategy, is able to force the controlled output to track arbitrary reference signals. Central to this novel design framework is the ability of EESO to estimate both the internal dynamics and external disturbances of the considered system in real time.

### 2- Methodology

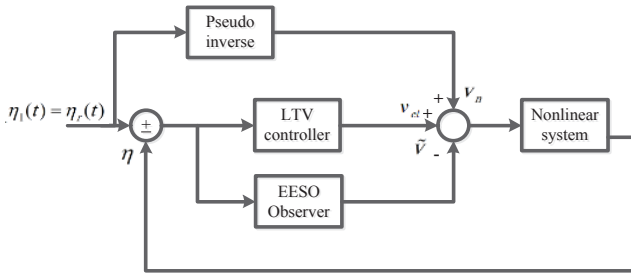
#### 2- 1- Configuration of trajectory linearization control based enhanced extended state observer

As shown in Fig. 1, Trajectory Linearization Control Based Enhanced Extended State Observer (TLC-EESO) design method consists of three parts. One is

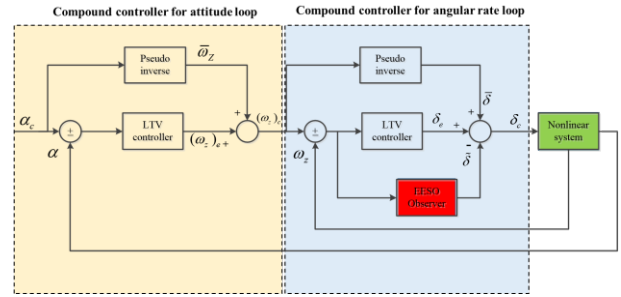
the forward loop is designed by the use of the nonlinear

\*Corresponding author's email: [hsadati@mut.ac.ir](mailto:hsadati@mut.ac.ir)





**Fig. 1. Configuration of trajectory linearization control based enhanced extended state observer (TLC-EESO)**



**Fig. 2. Configuration of TLC-EESO for air vehicle**

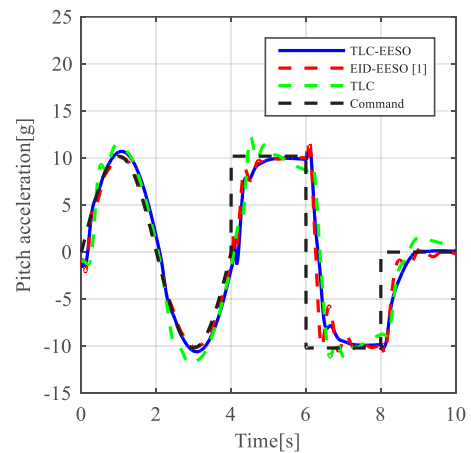
dynamic inverse method, which changes the trajectory tracking problem into error adjustment problems. The second part is the state feedback loop designed by the use of linear varying system Parallel-Differential (PD) spectral theory, which ensures the robustness of the system with model errors. Another part is the EESO observer.

2- 2- Trajectory linearization control based enhanced extended state observer design for air vehicles in the presence of multiple uncertainties

A generic longitudinal air vehicle nonlinear dynamics model is described as

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{\rho V^2 S}{2m} (C_A \cos \alpha - C_N \sin \alpha) - g \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = -\frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha) + \omega_z + \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\omega}_z = \frac{\rho V^2 S D}{2I_y} C_M \\ \dot{\gamma} = \frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha) - \frac{g}{V} \cos \gamma \end{cases} \quad (1)$$

Fig. 2 shows the structure of the proposed novel attitude control design for an air vehicle with multiple disturbances. By using the TLC-EESO method for air vehicle system, the present control system can be separated into an attitude loop and angular rate loop. The angular rate loop is accounted for regulating the angular rate by acting on deflection angles whereas the attitude loop is employed to track the reference attitude command  $\alpha_c$  by considering the reference angular rate command  $(\omega_z)_c$  as the input control. In a view of disturbance rejection and high accuracy guaranteed, a similar structure is applied in each loop, where the estimation error provided by EESO is constructed. Finally, the compound controller is implemented by integrating with the nominal controller for an open-loop system and observed based EESO controller in each loop.



**Fig. 3. histories in the presence of 50% uncertainties in aerodynamic coefficients and 10% uncertainties in structural parameters**

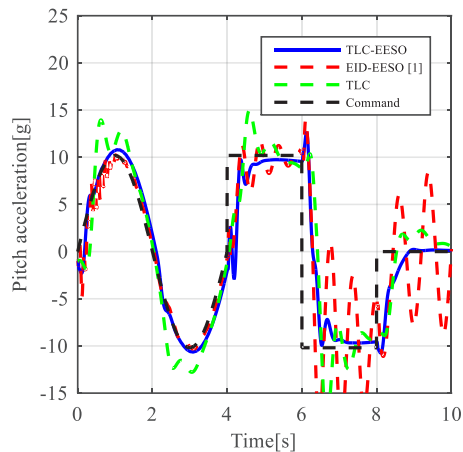
3- Results and Discussion

To make the work more challenging, severe parametric perturbations are considered in this case, namely -10% uncertainties in structural parameters (including  $m, S, D, I_y,$  and  $\omega_a$ ), +50% uncertainties in aerodynamic coefficients  $C_A$  and  $C_N$ , as well as -50% uncertainty in pitch moment coefficient  $C_M$ .

The results depicted in Fig. 3 indicate that given parametric perturbations make almost no difference to the proposed TLC-EESO autopilot, but excite severe oscillations in terms of the response curve of the EID-EESO when tracking the square wave command. Moreover, owing to its superiority of actively rejecting disturbances, the TLC-EESO autopilot can even tolerate up to  $\pm 75\%$  aerodynamic coefficient perturbations, while in the same case, the acceleration under the EID-EESO autopilot goes unstable, as shown in Fig. 4

4- Conclusions

In this paper, a novel composite control scheme combined with the advantages of TLC and EESO observer is developed to address the attitude tracking problem of the air vehicle.



**Fig. 4. Acceleration histories in the presence of 75% uncertainties in aerodynamic coefficients and 10% uncertainties in structural parameters**

The Bounded-Input, Bounded-Output (BIBO) stability and ultimate tracking error bound are rigorously analyzed based on the proposed robust TLC's specific structure. It is proven that the ultimate upper bound of closed-loop tracking error monotonously decreases with the controller's and EESO's bandwidths. The simulations and comparative study are carried out to demonstrate that the proposed TLC-EESO method can obtain better tracking performance for tracking attitude command systems with internal and external perturbation.

## References

- [1] J. Tian, S. Zhang, H. Yang, Enhanced extended state observer based control for missile acceleration autopilot, ISA transactions, 96 (2020) 143-154.
- [2] B. Li, Q. Hu, Y. Yang, Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization, Aerospace Science and Technology, 84 (2019) 204-213.
- [3] T.M. Adami, J.J. Zhu, 6DOF flight control of fixed-wing aircraft by trajectory linearization, in: Proceedings of the 2011 American Control Conference, IEEE, 2011, pp. 1610-1617.
- [4] Y. De-qing, W. Yi-yin, C. Nai-gang, Research on Integrated Design of Guidance and Control for Hypersonic Vehicle Based on Trajectory Linearization Control Method, in: 2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS), IEEE, 2019, pp. 450-456.
- [5] N. Lasemi, H.R. Shaker, Spacecraft attitude control: Application of fine trajectory linearization control, Advances in Space Research, 68(9) (2021) 3663-3676.
- [6] D. Mu, G. Wang, Y. Fan, B. Qiu, X. Sun, Adaptive course control based on trajectory linearization control for unmanned surface vehicle with unmodeled dynamics and input saturation, Neurocomputing, 330 (2019) 1-10.
- [7] Z. Pu, G. Fan, X. Tan, J. Yi, Robust Trajectory Linearization Control of Hypersonic Entry Flight Using Extended State Observer and Time-varying Bandwidth, IFAC Proceedings Volumes, 46(20) (2013) 182-187.

### HOW TO CITE THIS ARTICLE

J. Hosseinpour, S. H. Sadati, Y. Abbasi, F. Allahverdizadeh, Enhanced Extended State Observer Based on Trajectory Linearization Control for External and Internal Disturbances, Amirkabir J. Mech Eng., 54(6) (2022) 267-270.

DOI: 10.22060/mej.2022.20402.7236







## طراحی کنترلر خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده با در نظر گرفتن اغتشاش‌های داخلی و خارجی

جاوید حسین‌پور زاویه جکی<sup>۱</sup>، سید حسین ساداتی<sup>۱\*</sup>، یوسف عباسی<sup>۱</sup>، فیروز الهویردیزاده<sup>۲</sup>

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران  
۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران.

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۰۳

بازنگری: ۱۴۰۰/۱۲/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۲۵

ارائه آنلاین: ۱۴۰۱/۰۳/۰۷

### کلمات کلیدی:

کنترل خطی‌ساز مسیر

اغتشاش‌های داخلی و خارجی

مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده

وسيله هوایی

سیستم‌های متغیر با زمان خطی

**خلاصه:** این مقاله یک ساختار کنترلی جدید با تلفیق مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده و کنترل خطی‌ساز مسیر برای مسئله ردیابی شتاب وسیله هوایی پیشنهاد می‌کند. به منظور بررسی پایداری سیستم متغیر با زمان خطی، بر اساس دینامیک خطای ردیابی محاسبه شده از بسط تیلور برای سیستم غیرخطی در امتداد مسیر موردنظر، یک قانون کنترلی مبتنی بر پس‌خورد خطی شده طراحی شده است. برای کاهش حساسیت عملکرد کنترل‌کننده به عدم قطعیت‌ها، مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده برای تخمین بردار خطای ردیابی و همچنین عدم قطعیت‌های سیستم شامل اغتشاش‌های داخلی و خارجی به صورت یکپارچه ایجاد شده است. در ادامه پایداری سیستم حلقه بسته پیشنهادی در حضور اغتشاش‌های داخلی و خارجی از طریق توابع لیاپانوف اثبات شده است. در انتها جهت بررسی اثربخشی روش کنترل‌کننده پیشنهادی، شبیه‌سازی عددی و خلبان خودکار شتاب برای وسیله هوایی طراحی و کارایی روش پیشنهادی نسبت به سایر روش‌های کنترلی نشان داده شده است. نتایج شبیه‌سازی با روش پیشنهادی در مقابل اغتشاش‌های داخلی مانند عدم قطعیت در پارامترهای ساختاری، ضرایب آیرودینامیکی و همچنین عدم قطعیت‌های خارجی مانند تندباد نسبت به روش کنترلی مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده مبتنی بر فیدبک حالت و کنترل خطی‌ساز مسیر کلاسیک مقاوم‌تر است.

### ۱- مقدمه

اغتشاش‌ها و عدم قطعیت‌های ناخواسته تقریباً بر روی تمامی سیستم‌های صنعتی اعمال می‌گردد و در اکثر مواقع اثرهای منفی بر روی سیستم‌ها یا فرایندهای صنعتی ایجاد می‌نماید؛ بنابراین مطالعه‌های گسترده‌ای در زمینه روش‌های کنترلی مبتنی بر تضعیف یا دفع اغتشاش‌ها توسط محققین صورت پذیرفته است. روش‌های کنترلی مبتنی بر تضعیف اغتشاش‌ها همانند کنترل مقاوم تنها یک روش کنترلی و بدون مشاهده‌گر هستند. در این روش به منظور بررسی مقاومت سیستم، معمولاً بهره‌های کنترل‌کننده بر اساس بدترین شرایط اغتشاش‌های اعمال شده به سیستم، انتخاب و محاسبه می‌گردد [۱]. لذا، این نوع کنترل‌کننده تنها اغتشاش‌هایی را دفع می‌نماید که در محدوده تعریف شده توسط مشخصات کنترل‌کننده باشد؛ بنابراین عملکرد و کارایی این کنترل‌کننده برای سیستم‌های اسمی مناسب نیست. در مقابل، کنترل‌کننده‌های مبتنی بر دفع اغتشاش‌ها (شامل کنترل‌کننده و مشاهده‌گر) نیز دارای عملکرد و مقاومت بهتری در دفع اغتشاش‌های وارد شده به سیستم

هستند. در این نوع از کنترل‌کننده‌ها وظیفه مشاهده‌گر تخمین اغتشاش‌های اعمالی به سیستم بوده و وظیفه کنترل‌کننده تنها کنترل سیستم نامی بدون در نظر گرفتن اغتشاش‌ها است [۴-۱]. با وجود اینکه در چند دهه گذشته پیشرفت‌هایی در زمینه روش‌های کنترل غیرخطی در جهت دفع اغتشاش‌ها و نامعینی‌ها صورت پذیرفته اما با این وجود هر کدام از این روش‌های کنترل دارای مزایا و معایبی نسبت به یکدیگر هستند؛ به عنوان مثال روش برنامه‌ریزی بهره<sup>۱</sup> با وجود اینکه به صورت زمان - واقعی<sup>۲</sup> بوده و از لحاظ زمان اجرای شبیه‌سازی مقرون به صرفه است اما نیازمند مهارت‌های بالا از نظر تجربه مهندسی هست و یا روش کنترل غیرخطی گام به عقب<sup>۳</sup> با وجود اینکه به طور مؤثر قادر به دفع اغتشاشات سیستم بوده اما در هنگام پیاده‌سازی این روش کنترلی همواره باید به دو نکته اساسی توجه داشت: در مرحله اول سیستم‌های غیرخطی باید به فرم پایین مثلثی تبدیل شده و در ادامه محاسبات تحلیلی پیچیده از مشتقات

- 1 Gain scheduling
- 2 Real-time
- 3 Backstepping

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: hsadati@mut.ac.ir



مسئله دیگری که حائز اهمیت است، ماهیت اغتشاش است. در روش کنترلی مبتنی بر مشاهده گر اغتشاش‌ها، لازم است تمامی اغتشاش‌های اعمال شده بر روی یک سیستم کنترل شده دفع گردد، به طوری که بتوان سیستم کنترل شده را با یک سیستم اسمی یا بدون اغتشاش تقریب زد. در روش کنترلی مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته<sup>۶</sup> به منظور دستیابی به اهداف کنترلی، تنها لازم است که اغتشاش‌های کلی<sup>۷</sup> (اغتشاش‌های مطلوب و نامطلوب) که بر خروجی سیستم اثر می‌گذارد؛ دفع گردد. لازم به ذکر است که حذف اغتشاش‌های کلی وارد شده به سیستم شرط اساسی برای دستیابی به اهداف کنترلی نیست. در نتیجه، اغتشاش‌های کلی وارد شده به سیستم کنترلی، مانعی برای دستیابی به اهداف کنترلی ایجاد نمی‌نماید؛ بنابراین تنها اغتشاش‌های نامطلوب وارد شده به سیستم کنترلی باید توسط یک مشاهده گر دفع گردد. در صورتی که در سیستم کنترلی، تعدد سنسور وجود داشته باشد می‌توان از روش مشاهده گر گسترده یا توزیعی جهت تخمین اغتشاش‌های وارد شده به سیستم استفاده نمود [۲۱ و ۲۲].

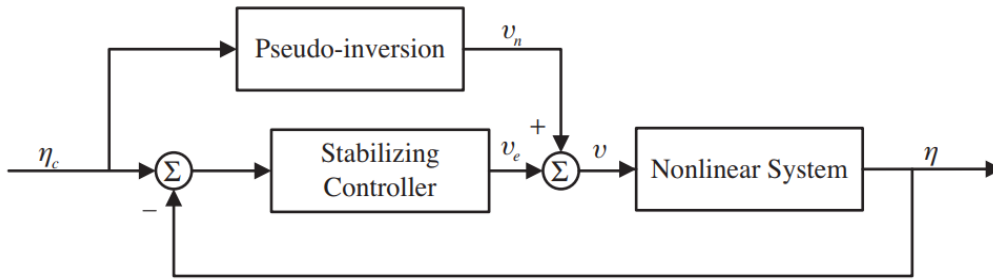
در این مقاله، برای افزایش عملکرد کنترل کننده خطی ساز مسیر و غلبه بر مشکلات مطرح شده، این کنترل کننده با مشاهده گر حالت توسعه یافته تقویت شده<sup>۸</sup> تلفیق می‌گردد. این کنترل کننده از یک مسیر پیشرو، یک کنترل کننده پس‌خور تنظیم شونده خطی متغیر با زمان و مشاهده گر حالت توسعه یافته تقویت شده تشکیل شده است که توانایی تشخیص و تخمین اغتشاش‌های نامطلوب از جمله عدم قطعیت‌های پارامتری و غیرپارامتری وارد شده به سیستم را دارا است. علاوه بر این، به دلیل سادگی کنترل کننده پیشنهادی (کنترل خطی ساز مسیر مبتنی بر مشاهده گر حالت توسعه یافته تقویت شده (کخم-مت)) بار محاسبات ریاضی به میزان قابل توجهی کاهش یافته و امکان محاسبات زمان-واقعی در سیستم کنترل وسیله هوایی به صورت عملی برآورده می‌گردد که این امر مزیت بزرگی نسبت به سایر روش‌ها مانند منطق فازی و شبکه عصبی است. این ترکیب نسبت به سایر روش‌های ذکر شده از سادگی و پایداری قابل توجهی برخوردار است.

در این مقاله، کنترل کننده خطی ساز مسیر در بخش دوم معرفی می‌شود. در بخش سوم روش کنترل پیشنهادی معرفی و سیستم حلقه بسته در حضور اغتشاش‌ها فرموله خواهد شد. با انتخاب تابع لیاپانوف مناسب شرط لازم و کافی برای پایداری سیستم حلقه بسته در بخش چهارم بررسی خواهد شد. در ابتدای بخش پنجم به منظور بررسی مزیت روش کنترل پیشنهادی

سیگنال کنترل مجازی صورت پذیرد. به همین ترتیب کنترل مد لغزشی<sup>۱</sup> نیز دارای اشکالاتی از جمله نیاز به تلاش کنترلی زیاد و چترینگ است [۷-۵]. به منظور بهبود کنترل کننده‌های غیرخطی بیان شده، کنترل خطی سازی مسیر<sup>۲</sup> به عنوان یک روش نوین در جهت کنترل سیستم‌های غیرخطی در حضور اغتشاش‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. در واقع، این روش را می‌توان به عنوان حالت ایده‌آلی از کنترل برنامه‌ریزی بهره در نظر گرفت به عبارت دیگر، بهره‌های این کنترل کننده نیازی به برنامه‌ریزی ندارد. این کنترل کننده با توجه به ساختارش، توانایی دفع اغتشاش‌ها در محدوده مشخصی را دارا است، به عبارت دیگر با افزایش اغتشاش‌های سیستم، کارایی این کنترل کننده کاهش یافته و یا نامعتبر می‌گردد [۱۰-۸]. لازم به ذکر است با استفاده از تکنیک‌های جدید خطی سازی سیستم غیر خطی تا حدودی می‌توان مقاومت روش کنترلی خطی ساز مسیر را در برابر اغتشاش‌ها را افزایش داد [۱۱] ولی در نهایت به منظور افزایش کارایی و مقاومت کنترل کننده، اغتشاش‌های سیستم توسط مشاهده گر تخمین زده می‌شود. در مراجع [۱۴-۱۲] روش‌های مختلف تلفیق کنترل خطی ساز مسیر با مشاهده گر مورد بررسی قرار گرفته است. کنترل خطی ساز مسیر تلفیق شده با مشاهده گرهای شبکه عصبی و منطق فازی با وجود اینکه توانایی خوبی در تقریب توابع غیرخطی و اغتشاش‌های وارد شده به سیستم را دارد اما بیشترین تمرکز این نوع کنترل کننده‌ها مربوط به ایجاد ساختار شبکه عصبی، قوانین منطق فازی و تحلیل پایداری سیستم تلفیقی بر اساس عدم قطعیت‌های تخمینی است [۱۷-۱۵]. در مقابل مشاهده گر ورودی ناشناخته<sup>۳</sup>، مشاهده گر اغتشاش‌ها<sup>۴</sup> و مشاهده گر حالت توسعه یافته<sup>۵</sup> در فرم ساده‌تری به منظور تخمین اغتشاش‌ها بیان گردیده و می‌توانند با کنترل کننده خطی ساز مسیر تلفیق گردند. مشاهده گر ورودی ناشناخته، تنها توانایی دفع اغتشاش‌های خارجی و مشاهده گر اغتشاش‌ها تنها توانایی دفع اغتشاش‌های داخلی را دارا است [۱۸ و ۱۹]. آنچه که مشاهده گر حالت توسعه یافته را از دو مشاهده گر دیگر متمایز می‌کند؛ توانایی این مشاهده گر در تخمین همزمان اغتشاش‌هایی خارجی و داخلی است. این نوع مشاهده گر، نیازمند حداقل اطلاعات از سیستم مورد مطالعه بوده و امکان انجام محاسبات به صورت زمان-واقعی را دارا است که همین امر موجب افزایش کارایی، انعطاف پذیری و سادگی در انجام فرایند شبیه سازی می‌گردد [۲۰].

- 1 Sliding mode
- 2 Trajectory Linearization Control (TLC)
- 3 Unknown input observer
- 4 Disturbance observer
- 5 Extended state observer

- 6 Extended State Observer Based Control (ESOBC)
- 7 Total disturbance
- 8 Enhanced extended state observer



شکل ۱. ساختار کلی کنترل خطی‌ساز مسیر

Fig. 1. Configuration of trajectory linearization control (TLC)

که در آن  $\theta, \eta, v, \zeta$  به ترتیب بردار حالت، ورودی، خروجی و پارامترهای متغیر با زمان می‌باشند. هدف از طراحی کنترل‌کننده این است که سیگنال خروجی  $\eta(t)$  فرمان ورودی  $\eta_c(t)$  را به صورت دقیق ردیابی نماید.

در روش کنترلی خطی‌ساز مسیر، ابتدا شبه معکوس دینامیک سیستم غیرخطی بر اساس مدل نامی سیستم محاسبه گردیده و سپس کنترل نامی  $v_n(t)$  بر اساس سیگنال مرجع  $\eta_c(t)$  بدست می‌آید. سیستم کنترل شده با ورودی کنترلی  $v_n(t)$  به صورت  $\dot{\zeta}_c(t) = f(\zeta_c(t), v_n(t), \theta(t))$  بیان می‌گردد. از آنجا که محاسبه شبه معکوس دینامیک سیستم در بیشتر مواقع فقط یک تقریبی از معکوس دینامیک سیستم است، به همین دلیل بین متغیرهای مرجع و متغیرهای حالت یا خروجی خطا وجود دارد. خطای متغیرهای حالت، ورودی و خروجی به ترتیب به صورت  $\zeta_e(t) = \zeta(t) - \zeta_c(t)$ ،  $v_e(t) = v(t) - v_n(t)$  و  $\eta_e(t) = \eta(t) - \eta_c(t)$  تعریف می‌گردد. بنابراین خطای ردیابی غیرخطی مطابق رابطه (۲) است:

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_e(t) &= f(\zeta_c + \zeta_e, v_n + v_e, \theta) - \\ & f(\zeta_c, v_n, \theta) = f_e(\zeta_c, \zeta_e, v_n, v_e, \theta) \\ \eta_e(t) &= h(\zeta_c + \zeta_e, v_n + v_e, \theta) - \\ & h(\zeta_c, v_n, \theta) = h_e(\zeta_c, \zeta_e, v_n, v_e, \theta) \end{aligned} \quad (2)$$

با خطی‌سازی رابطه (۲) حول مسیر مرجع ورودی، سیستم خطی متغیر

نسبت به کنترل‌کننده خطی‌ساز مسیر بدون مشاهده‌گر و با مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته خطی یک مثال عددی ارائه و نتایج شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه می‌شود. با توجه به سادگی کنترل‌کننده پیشنهادی و امکان پیاده‌سازی این روش به صورت زمان واقعی، در قسمت دوم بخش پنجم معادلات دینامیکی وسیله هوایی<sup>۱</sup> بیان می‌گردد و سپس نتایج شبیه‌سازی حاصل از این روش کنترل‌کننده با نتایج مرجع مقایسه می‌گردد. در نهایت در بخش ششم نتیجه‌گیری ارائه می‌شود.

## ۲- روش کنترل خطی‌ساز مسیر

کنترل خطی‌ساز مسیر یک روش مؤثر جهت ردیابی غیرخطی و دفع اغتشاشات سیستم است. این کنترل‌کننده از دو بخش تشکیل شده است. بخش اول شامل یک کنترل‌کننده حلقه باز است که با اعمال شبه معکوس روی سیستم، کنترل نامی را محاسبه می‌کند و بخش دوم شامل یک کنترل‌کننده پس‌خور تنظیم شونده خطی متغیر با زمان است (شکل ۱). بنابراین کنترل خطی‌ساز مسیر مسئله ردیابی غیرخطی را به مسئله پایدارساز خطی متغیر با زمان تبدیل می‌کند، [۲۳]. کنترل خطی‌ساز مسیر اساساً با سیستم‌های غیرخطی در ارتباط است. معادلات حرکت متغیر با زمان برای یک سیستم غیرخطی به صورت رابطه زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}(t) &= f(\zeta(t), v(t), \theta(t)) \\ \eta(t) &= h(\zeta(t), v(t), \theta(t)) \end{aligned} \quad (1)$$

با زمان رابطه (۳) حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{\zeta}_e &= A(t)\zeta_e + B(t)v_e \\ \eta_e &= C(t)\zeta_e + D(t)v_e\end{aligned}\quad (3)$$

که در آن:

$$A(t) = \left. \frac{\partial f_e}{\partial \zeta_e} \right|_{\zeta_e=0, v_e=0} = \left. \frac{\partial f}{\partial \zeta} \right|_{\zeta=\zeta_c, v=v_n},$$

$$B(t) = \left. \frac{\partial f_e}{\partial v_e} \right|_{\zeta_e=0, v_e=0} = \left. \frac{\partial f}{\partial v} \right|_{\zeta=\zeta_c, v=v_n}$$

$$C(t) = \left. \frac{\partial h_e}{\partial \zeta_e} \right|_{\zeta_e=0, v_e=0} = \left. \frac{\partial h}{\partial \zeta} \right|_{\zeta=\zeta_c, v=v_n},$$

$$D(t) = \left. \frac{\partial h_e}{\partial v_e} \right|_{\zeta_e=0, v_e=0} = \left. \frac{\partial h}{\partial v} \right|_{\zeta=\zeta_c, v=v_n}$$

به دلیل اینکه مشتق سیگنال‌های مدل سیستم از حالت‌های فعلی و گذشته سیستم به دست می‌آیند به همین دلیل مشتق دقیق مدل معکوس سیستم به حالت‌های آینده سیستم نیاز دارد لذا محاسبه معکوس دقیق سیستم در عمل غیرممکن است. در نتیجه، نوعی تقریب به نام شبه معکوس به جای معکوس دقیق مدل سیستم معرفی می‌شود. در واقع مدل شبه معکوس را می‌توان با معادله دیفرانسیل مرتبه دوم مطابق با رابطه (۴) بیان کرد [۷].

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t), \\ \dot{x}_2(t) = -\omega_d^2(x_1(t) - \delta(t)) - 2\xi_d\omega_d x_2(t) \\ \sigma(t) = x_2(t) \end{cases}\quad (4)$$

که در آن  $\sigma(t)$  شبه مشتق  $\delta(t)$  و  $\xi_d$  ضریب میرایی و  $\omega_d$  پهنای باند است.

**فرضیه ۱:** جفت ماتریس سیستم  $(A(t), B(t))$  به‌طور کامل کنترل‌پذیر هستند.

مطابق با فرضیه ۱، قانون کنترلی پس‌خورده را به صورت  $v_e = K(t)\zeta_e$  می‌توان طراحی کرد. لازم به ذکر است که رابطه (۳) به صورت نمایی به

صفر همگرا است. برای سادگی،  $A_c(t) = A(t) + B(t)K(t)$  که در آن  $A_c(t)$  هرویتز است. پارامترهای ماتریس  $A_c(t)$  از تئوری طیفی پی‌دی قابل محاسبه است. جزئیات فرایند طراحی ورودی نامی  $(v_n)$  و ورودی پس‌خور سیستم متغییر با زمان  $(v_e)$  در مرجع [۲۳] بیان گردیده است.

### ۳- طراحی کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده

با توجه به اینکه کنترل‌کننده خطی‌ساز مسیر به صورت نمایی پایدار است و با افزایش عدم قطعیت‌های سیستم به سمت ناپایداری می‌رود لذا این کنترل‌کننده به منظور تخمین و دفع اغتشاش‌های سیستم پیشنهاد گردیده است. با در نظر گرفتن چگونگی کنترل سیستم حلقه بسته، خطای ردیابی افزوده در فرم فضای حالت به صورت رابطه (۵) بیان می‌گردد.

$$\begin{aligned}\dot{\zeta}_e(t) &= A(t)\zeta_e(t) + B_v(t)v + B_d d \\ \eta &= C\zeta_e\end{aligned}\quad (5)$$

**فرضیه ۲:** رابطه (۵) به‌طور کامل مشاهده‌پذیر است.

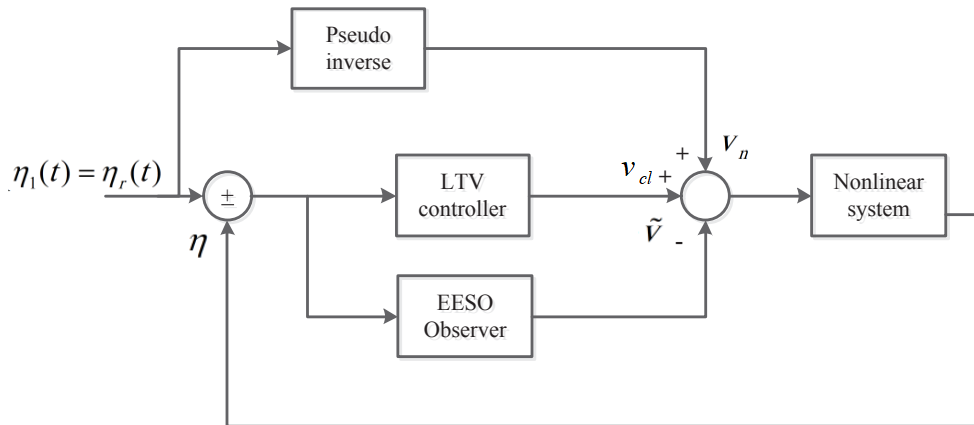
رابطه (۵) به‌عنوان سیستم واقعی<sup>۱</sup> در نظر گرفته شده است به‌عبارت‌دیگر اغتشاش‌های  $d$  شامل اغتشاش‌های کلی (اغتشاش‌های مطلوب و نامطلوب) است. بنابراین سیستم قابل‌انتظار<sup>۲</sup> مطابق با رابطه (۶) بیان می‌گردد.

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_1 = A(t)\zeta_1 + B_d d_1 \\ \eta_1(t) = \eta_r(t) = C\zeta_1 \end{cases}\quad (6)$$

که در آن  $d_1$  به‌عنوان اغتشاش‌های مطلوب و  $\zeta_1$  به‌عنوان حالت‌های قابل‌انتظار سیستم هستند. همان‌طور که مشاهده می‌گردد خروجی سیستم رابطه (۶) برابر با سیگنال مرجع است لذا به منظور حذف اغتشاش‌های نامطلوب از سیستم، قانون کنترلی مطابق رابطه (۷) طراحی می‌گردد. مطابق با این قانون کنترلی انتظار می‌رود که سیستم واقعی (رابطه (۵)) به سیستم قابل‌انتظار (رابطه (۶)) همگرا گردد.

1 Actual system  
2 Expected system





شکل ۲. ساختار کلی کنترل خطی ساز مسیر مبتنی بر مشاهده گر توسعه یافته تقویت شده

Fig. 2. Configuration of trajectory linearization control based enhanced extended state observer (TLC-EESO)

$$\begin{aligned} \bar{A} &= \begin{bmatrix} A_{n \times n} & (B_d)_{n \times 1} \\ 0_{n \times 1} & 0_{1 \times 1} \end{bmatrix} & \bar{B}_v &= \begin{bmatrix} (B_v)_{n \times 1} \\ 0_{1 \times 1} \end{bmatrix} \\ \bar{C} &= \begin{bmatrix} C_{1 \times n} & 0_{1 \times 1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10)$$

$$v = v_n + v_{cl} + \tilde{v} = v_n + K_I \int \zeta_e dt + K_P \zeta_e - \begin{bmatrix} K_\zeta & k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \zeta_e - \zeta_1 \\ d - d_1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در آن  $\zeta_e$  به عنوان تخمین  $\zeta_e$ ،  $\zeta_1$  به عنوان تخمین  $\zeta_1$ ،  $\hat{d}$  به عنوان تخمین  $d$ ،  $d_1$  به عنوان تخمین  $d$  و  $L$  به عنوان بهره‌های مشاهده گر است. لذا رابطه (۷) به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$v = v_n + v_{cl} + \tilde{v} = v_n + K_I \int \zeta_e dt + K_P \zeta_e - \begin{bmatrix} K_\zeta & k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\zeta}_e - \hat{\zeta}_1 \\ \hat{d} - \hat{d}_1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

که در آن  $K_\zeta$  به عنوان بهره کنترلی پس‌خور حالت،  $k_d$  به عنوان بهره جبران‌ساز اغتشاش‌ها،  $K_I$  به عنوان بهره انتگرالی و  $K_P$  به عنوان بهره تناسبی در نظر گرفته شده است. همان‌طور که مشخص است به منظور محاسبه قانون کنترلی رابطه (۷) لازم است که اختلاف بین حالت‌های سیستم واقعی و قابل‌انتظار موجود باشد ولی از آنجاکه محاسبه سیستم قابل‌انتظار کار دشواری است لذا بر اساس مشاهده گر توسعه یافته تقویت شده رابطه (۸) می‌توان این اختلاف را تخمین زد.

مطابق ساختار پیشنهاد شده در شکل ۲، این کنترل کننده از یک مسیر پیشرو (شبه معکوس)، مسیر پس‌خورد و بخش مشاهده گر تشکیل شده است. این روش تلفیقی در عین سادگی باعث افزایش پایداری و مقاومت در مقابل اغتشاش‌های اعمالی به سیستم می‌شود؛ لذا بر این اساس، الگوریتم طراحی کنترل خطی ساز مسیر مبتنی بر مشاهده گر توسعه یافته تقویت شده به صورت زیر است.

**گام اول:** خطی‌سازی معادلات غیرخطی حول مسیر مرجع؛ در این گام ابتدا نقاط کاری به صورت تابعی از زمان مشخص می‌گردد. اگر معادله غیرخطی به صورت رابطه (۱) بیان گردد. فرم خطی‌سازی شده معادله حول

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = \bar{A}(t)\zeta + \bar{B}_v v + L(\eta - \eta_1 - \hat{\eta}) \\ \hat{\eta} = \bar{C}\zeta \end{cases} \quad (8)$$

که در آن

$$\zeta = \begin{bmatrix} \hat{\zeta}_e - \hat{\zeta}_1 \\ \hat{d} - \hat{d}_1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

مسیر مرجع مطابق با رابطه (۳) خواهد بود.

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_e = \bar{A}(t)\bar{\zeta}_e + \bar{B}_v v + E h \\ \eta = \bar{C} \bar{\zeta}_e \end{cases} \quad (15)$$

**گام دوم:** باتوجه به اینکه قانون کنترلی حاصل جمع مسیر پیشرو، پس‌خور و مشاهده‌گر است لذا خواهیم داشت:

$$v = v_n + v_{cl} - \tilde{v}$$

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_1 = \bar{A}(t)\bar{\zeta}_1 + E h_1 \\ \eta_1 = \bar{C} \bar{\zeta}_1 \end{cases} \quad (16)$$

که  $v_n$  خروجی تابع تبدیل شبه معکوس،  $v_{cl}$  از قانون کنترلی انتگرالی تناسبی بدست می‌آید. لازم به ذکر است که بهره‌های کنترل کننده از تئوری پی‌دی مطابق با مرجع [۲۰] قابل محاسبه است.

**گام سوم:** در این گام ابتدا اغتشاش‌های نامطلوب وارد شده به سیستم توسط مشاهده‌گر تخمین زده می‌شود. بهره‌های مشاهده‌گر از روش جابجایی قطب‌ها قابل محاسبه است. این ضرایب بر اساس نقاط کاری مختلف مقادیر مختلفی خواهند داشت. در این مرحله  $\tilde{v}$  مطابق با رابطه (۸) قابل محاسبه است.

که در آن  $\bar{\zeta}_e = [\zeta_e, d]$ ،  $\bar{\zeta}_1 = [\zeta_1, d_1]$ ،  $h = d(d)/dt$  و همچنین  $\bar{A}, \bar{B}, \bar{C}$  و  $h_1 = d(d_1)/dt$  قابل محاسبه است. بنابراین معادلات خطای تخمین مطابق رابطه (۱۷) بدست می‌آید.

$$\dot{e}_o = (\bar{A} - L\bar{C})e_o - E(h - h_1) = A_o e_o - E h_o \quad (17)$$

#### ۴- تحلیل پایداری سیستم حلقه بسته کنترل خطی ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه یافته تقویت شده

خطاهای تخمین به صورت رابطه (۱۲) و رابطه (۱۳) بیان می‌گردد.

$$e_1 = \begin{bmatrix} \hat{\zeta}_e - \zeta_e \\ \hat{d} - d \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$e_2 = \begin{bmatrix} \hat{\zeta}_1 - \zeta_1 \\ \hat{d}_1 - d_1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

خطای تخمین مشاهده‌گر حالت توسعه یافته تقویت شده مطابق رابطه (۱۴) تعریف می‌شود.

$$e_o = e_1 - e_2 \quad (14)$$

با در نظر گرفتن ترم اغتشاشی به عنوان حالت افزوده معادلات رابطه‌های (۵) و (۶) به صورت زیر قابل بازنویسی هستند.

که در آن ماتریس  $A_o$  به ازای مقادیر بردار  $L$  هرویتز است. **قضیه ۱:** با فرض اینکه  $h_o$  کراندار باشد در این صورت یک پارامتر ثابت  $\sigma > 0$  در زمان محدود  $T_1 > 0$  وجود دارد به نحوی که  $\|e\| \leq \sigma, \forall t \geq T_1 > 0$  باشد. علاوه بر این  $\sigma = O(1/\omega_o^k)$  به ازای  $\omega > 0$  تعریف می‌شود. لازم به ذکر است که پارامتر  $k$  به عنوان یک عدد مثبت صحیح در نظر گرفته شده است [۲۰].

بر اساس قضیه ۱، با افزایش پهنای باند مشاهده‌گر ( $\omega$ )، اغتشاش‌ها دقیق‌تر و سریع‌تر تخمین زده می‌شوند. با تعریف خطای کنترلی به صورت رابطه (۱۸)، معادله دینامیکی خطای کنترلی مطابق رابطه (۱۹) بدست می‌آید.

$$e_c = \zeta - \zeta_1 \quad (18)$$

$$\dot{e}_c = (A + K_p - B_v K_\zeta) e_c - B_v K e_o - (B_d + B_v k_d)(d - d_1) + B_v K_I \int e_c dt \quad (19)$$

با تعریف  $E_c = \left[ \int e_c dt \quad e_c \right]^T$  به صورت زیر بازنویسی می‌گردد:

با فرض اینکه  $\lambda_{\max} = \max\{\text{Re}[\sigma(A_c)]\}$  منفی‌ترین قسمت حقیقی مقادیر ویژه  $A_c$  باشد. تابع لیاپانوف به صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$V_1 = \frac{1}{2} E_c^T P_1 E_c \quad (23)$$

$\dot{V}_1$  مطابق با رابطه (۲۱) به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \frac{1}{2} E_c^T (A_c^T P_1 + P_1 A_c) E_c + \\ & E_c^T P_1 \bar{B}_v e_0 + E_c^T P_1 (\bar{B}_d) (d - d_1) = \\ & -\frac{1}{2} E_c^T Q E_c + E_c^T P_1 \bar{B}_v e_0 \\ & + E_c^T P_1 \bar{B}_d (d - d_1) \leq -\|E_c\|^2 \|P_1\| \lambda_{\max} + \\ & \|E_c\| \|P_1\| \|e_0\| + 2\|E_c\| \|P_1\| \|D\| \leq 0 \end{aligned} \quad (24)$$

بنابراین در یک‌زمان محدود، نرم خطای کنترل به شکل رابطه (۲۵) است.

$$\|\dot{E}_c\| \leq \frac{\|e_0\| + 2D}{|\lambda_{\max}|} \quad (25)$$

با در نظر گرفتن قضیه (۲) رابطه (۲۵) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\|\dot{E}_c\| \leq \frac{\sigma + 2D}{|\lambda_{\max}|} \quad (26)$$

بنابراین از رابطه (۲۶) می‌توان نتیجه گرفت که نرم خطای کنترل کران‌دار است؛ بنابراین بر اساس قضیه ۱ همچنین می‌توان نتیجه گرفت که با فرض اینکه  $h(t)$  کراندار باشد در اینصورت پهنای باند مشاهده‌گر توسعه یافته تقویت‌شده و پهنای باند کنترل کننده‌ای وجود دارد که به ازای آن خطای کنترل سیستم حلقه بسته کراندار است به عبارت دیگر به ازای ورودی کراندار خروجی سیستم حلقه بسته کراندار است.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{e}_c \\ e_c \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ B_v K_I & A + K_P - B_v K_\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \int e_c dt \\ e_c \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 \\ -B_v K \end{bmatrix} e_0 + \begin{bmatrix} 0 \\ -(B_d + B_v k_d) \end{bmatrix} (d - d_1) \\ \dot{E}_c = & A_c E_c + \bar{B}_v e_0 + \bar{B}_d (d - d_1) \end{aligned} \quad (20)$$

**فرضیه ۳:** فرض می‌شود که اغتشاش‌های کلی  $d(t)$  و مشتق زمانی‌اش  $h(t)$  شرایط ذیل را ارضاء نماید:

۱- اغتشاش‌ها و مشتق‌هایش کران‌دار باشد یعنی:  $|d(t)| \leq D$  و  $|h(t)| \leq H$  برای  $t \geq 0$ .

۲- در حالت پایدار دارای مقادیر ثابتی هستند یعنی:  $\lim_{t \rightarrow \infty} d(t) = D_d$  و  $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{d}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} h(t) = 0$ .

**قضیه ۲:** با در نظر گرفتن فرض ۳، اگر بهره مشاهده‌گر  $L$  و بهره پس‌خور  $K_\zeta$  به نحوی انتخاب گردند که  $A_o = \bar{A} - LC$  و  $A_c$  هر دو ماتریس‌های هرویتز باشند، آنگاه پایداری کراندار خطای تخمین  $e$  و خطای کنترل  $E_c$  تحت قانون کنترلی رابطه (۱۱) به ازای هر اغتشاش کلی و مشتقش تضمین می‌گردد.

**اثبات قضیه ۲:** با ترکیب خطای تخمین رابطه (۱۷) و خطای کنترل رابطه (۲۰) سیستم حلقه بسته زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{E}_c \\ \dot{e}_o \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} A_c & \bar{B}_v \\ 0 & \bar{A} - LC \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_c \\ e_o \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 & \bar{B}_d \\ -E & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h - h_1 \\ d - d_1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (21)$$

از آنجا که هر دو ماتریس  $A_c$  و  $A_o = \bar{A} - LC$  هرویتز هستند، می‌توان اثبات کرد که ماتریس  $\begin{bmatrix} A_c & \bar{B}_v \\ \cdot & \bar{A} - LC \end{bmatrix}$  نیز هرویتز است. با فرض اینکه مقادیر ویژه  $A_c$  در سمت راست محور موهومی قرار گرفته باشد، آنگاه ماتریس مثبت معین  $P_1$  را می‌توان برای هر ماتریس معین  $Q_1$  مطابق رابطه (۲۱) یافت.

$$A_c^T P_1 + P_1 A_c = -Q_1 \quad (22)$$

مشتق حالت اسمی  $\bar{x}$  در رابطه (۲۸) از طریق شبه معکوس محاسبه می‌شود که تابع تبدیل آن به شکل رابطه (۲۹) بیان می‌شود [۲۰].

$$G(S) = \frac{5s}{s+5} \quad (29)$$

مطابق با الگوریتم بیان شده در بخش سوم، ابتدا رابطه (۲۷) حول مسیر نامی مطابق با رابطه (۳) خطی‌سازی می‌شود.

$$\begin{cases} \dot{x} = ax + bu \\ y = x \end{cases} \quad (30)$$

که در آن  $a = -\frac{4\pi \cos(4\pi\bar{x})}{4\pi\bar{x}^2 + 1} + \frac{8\pi\bar{x} \sin(4\pi\bar{x})}{(4\pi\bar{x}^2 + 1)^2} - \gamma \sin(\gamma\bar{x})\bar{u}$  و  $b = 2 + \cos(\gamma\bar{x})$  است.

در ادامه، عملکرد کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده تحت اغتشاش وارد شده به سیستم غیرخطی سنجیده می‌شود. مطابق با روش پیشنهادی ابتدا معادله حالت توسعه‌یافته به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B_u u + E h \\ y = C\bar{x} \end{cases} \quad (31)$$

که در آن  $\bar{x} = [x, d]^T$ ،  $A = \begin{bmatrix} a & \cdot \\ \cdot & \cdot \end{bmatrix}$ ،  $B_u = \begin{bmatrix} 1 \\ \cdot \end{bmatrix}$ ،  $E = \begin{bmatrix} \cdot \\ 1 \end{bmatrix}$ ،  $h = \dot{d}$  و  $C = [1 \quad \cdot]$  است. لذا پارامترهای تخمینی رابطه (۳۱) بر اساس مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده به صورت رابطه (۳۲) بدست می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + B_u \tilde{u} + L(y - y_r - \hat{y}) \\ \hat{y} = C\hat{x} \end{cases} \quad (32)$$

که در آن  $\hat{x} = [\hat{x}, \hat{d}]^T$  مقادیر تخمینی و  $L$  بهره مشاهده‌گر است. در نهایت مطابق با رابطه (۱۱) قانون کنترلی به صورت رابطه (۳۳) بدست می‌آید.

## ۵- پیاده‌سازی الگوریتم کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده و شبیه‌سازی عددی

به منظور بررسی توانایی روش کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده در دفع اغتشاش‌های وارد شده به سیستم در مقایسه با سایر روش‌های کنترلی، در اولین قسمت از این بخش یک مثال عددی و در ادامه یک شبیه‌سازی کاربردی مربوط به وسیله هوایی بیان شده است.

### ۵-۱- مثال عددی

برای بررسی اثربخشی روش ارائه شده یک مثال عددی در نظر گرفته شده است که مطابق رابطه (۲۷) است.

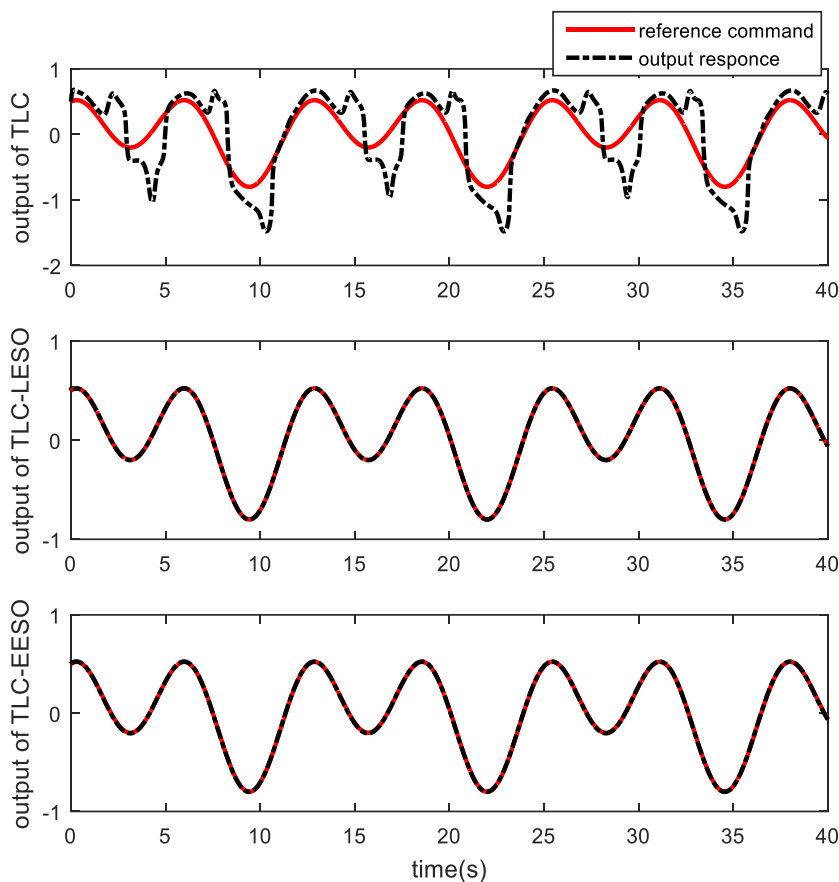
$$\begin{cases} \dot{\zeta} = -\frac{\sin(4\pi\zeta)}{4\pi\zeta^2 + 1} + (2 + \cos(7\zeta))u + 1.5\sin(2\zeta + 1) + 2\sin(t) \\ y = \zeta, \zeta(0) = 0.5 \end{cases} \quad (27)$$

که در آن  $u$  نشان دهنده ورودی،  $\zeta$  بیانگر حالت سیستم و  $y$  بیانگر خروجی سیستم است. رابطه (۲۷) در فرم فضای حالت به صورت رابطه زیر قابل باز نویسی است:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g_1(x)u + g_2(x)d \\ y = x \end{cases}$$

که در آن  $x = \zeta$ ،  $g_1(x) = 2 + \cos(\gamma\zeta)$ ،  $g_2(x) = 1$ ،  $f(x) = -\frac{\sin(4\pi x)}{4\pi x^2 + 1}$  و  $d = 1/5 \sin(2\zeta + 1) + 2\sin(t)$  است. مطابق با روش طراحی کنترل خطی‌ساز مسیر، ورودی اسمی سیستم، بدون در نظر گرفتن عبارت اغتشاش‌ها (عبارت  $d$  در رابطه (۲۷)) به صورت رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \bar{u} &= \frac{1}{g_1(\bar{x})}(\dot{\bar{x}} - f(\bar{x})) \longrightarrow \\ \bar{u} &= \frac{1}{2 + \cos(7\zeta)} \left[ \dot{\zeta} + \frac{\sin(4\pi\zeta)}{4\pi\zeta^2 + 1} \right] \end{aligned} \quad (28)$$



شکل ۳. نتایج شبیه‌سازی TLC، TLC-LESO و TLC-EESO

Fig. 3. Simulation results for TLC, TLC-EESO and TLC-LESO

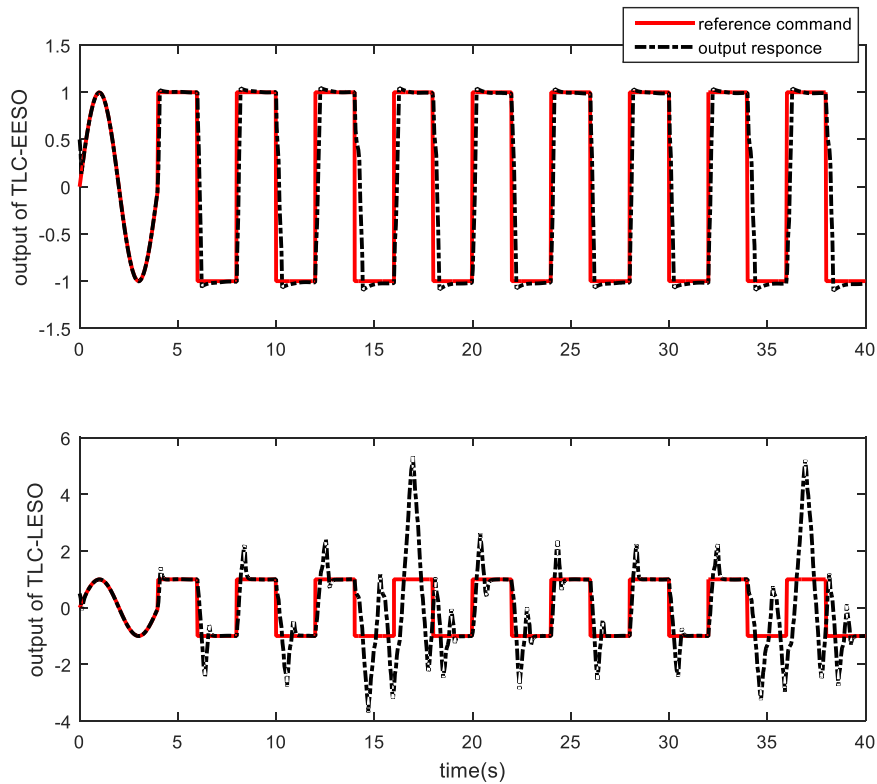
عملکرد ردیابی روش کنترل خطی‌ساز مسیر، کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته خطی مرجع [۲۰] و کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده تحت اغتشاش وارد شده به سیستم مطابق شکل ۳ با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

با توجه به نتایج شبیه‌سازی شکل ۳ مشاهده می‌شود که کنترل خطی‌ساز مسیر بدون مشاهده‌گر در حضور اغتشاش‌ها عملکرد مناسبی نداشته اما خروجی روش پیشنهادی و روش مرجع [۲۰] هر دو می‌توانند تحت سناریوی فوق مسیر مرجع را به خوبی ردیابی کنند. در همین حال، برای تأکید بر مزیت روش پیشنهادی، خطاهای ردیابی سیستم حلقه بسته روش پیشنهادی و مرجع [۲۰] در شکل ۴ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود عملکرد روش کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته

$$u = \bar{u} + u_{lc} - \tilde{u} = \frac{1}{2 + \cos(7\zeta)} \times \left[ \dot{\zeta} + \frac{\sin(4\pi\bar{\zeta})}{4\pi\bar{\zeta}^2 + 1} \right] + [k_I \quad k_P] \begin{bmatrix} \int \zeta_e dt \\ \zeta_e \end{bmatrix} - [K_x, k_d] \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{d} \end{bmatrix} \quad (33)$$

مسیر مرجع مطابق با رابطه (۳۴) بیان می‌گردد.

$$y_r = 0.3 \sin(t/2) + 0.5 \cos(t) \quad (34)$$



شکل ۴. نتایج شبیه‌سازی بر اساس TLC-LESO و TLC-EESO

Fig. 4. Simulation results for TLC-LESO and TLC-EESO

مسیر پرواز،  $S$  مساحت مرجع،  $D$  فاصله مرجع،  $m$  جرم،  $I_y$  ممان اینرسی،  $\rho$  چگالی هوا و  $g$  شتاب جاذبه است.

به‌زای  $|\alpha| \leq 20^\circ$  ضرایب آیرودینامیکی نیروی محوری بی بعد ( $C_A$ )، نیروی عمودی ( $C_N$ ) و گشتاور پیچشی ( $C_M$ ) به صورت رابطه (۳۶) است.

$$\begin{cases} C_A = a_a \\ C_N = a_n \alpha^3 + b_n \alpha |\alpha| + c_n (2 - M/3) \alpha + d_n \delta \\ C_M = a_m \alpha^3 + b_m \alpha |\alpha| + c_m (-7 + 8M/3) \alpha + d_m \delta + e_m \omega_z \end{cases} \quad (36)$$

که در آن  $a_k, b_k, c_k, d_k$  و  $e_k$  ضرایب ثابت چندجمله‌ای آیرودینامیکی است،  $M$  عدد ماخ،  $\delta$  انحراف بالکها است. دینامیک عملگر براساس انحراف بالکها به صورت رابطه (۳۷) است.

تقویت‌شده به مراتب بهتر از مشاهده‌گر حالت توسعه یافته خطی است.

۵-۲ طراحی کنترل‌کننده کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده برای یک وسیله هوایی مدل غیرخطی وسیله هوایی در بخش طولی مطابق با رابطه (۳۵) بیان می‌گردد.

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{\rho V^2 S}{2m} (C_A \cos \alpha - C_N \sin \alpha) - g \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = -\frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha) + \omega_z + \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\omega}_z = \frac{\rho V^2 S D}{2I_y} C_M \\ \dot{\gamma} = \frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha) - \frac{g}{V} \cos \gamma \end{cases} \quad (35)$$

که در آن  $V$  سرعت،  $\alpha$  زاویه حمله،  $\omega_z$  نرخ تغییرات پیچ،  $\gamma$  زاویه

جدول ۱. مشخصات ضرایب آیرودینامیکی و پارامترهای ساختاری

Table 1. Aerodynamic polynomial coefficients and Structural parameters

عنوان	مشخصه	مقدار	واحد	عنوان	مشخصه	مقدار	واحد
$S$	سطح مرجع	۰/۰۴۰۸۷۷	$m^2$	$a_a$	ضرایب چندجمله‌ای	-۰/۳	---
$D$	فاصله مرجع	۰/۲۲۸۶	m	$a_m$	ضرایب چندجمله‌ای	۴۰/۴۴۰	$rad^{-3}$
$m$	جرم	۲۰۴/۰۲۳	kg	$b_m$	ضرایب چندجمله‌ای	-۶۴/۰۱۵	$rad^{-2}$
$I_y$	ممان اینرسی	۲۴۷/۴۴	$kg.m^2$	$c_m$	ضرایب چندجمله‌ای	۲/۹۲۲	$rad^{-1}$
$g$	شتاب جاذبه	۹/۸	$m/s^2$	$d_m$	ضرایب چندجمله‌ای	-۱۱/۸۰۳	$rad^{-1}$
$\xi$	نسبت میرایی عملگر	۰/۷	---	$e_m$	ضرایب چندجمله‌ای	-۱/۷۱۹	$rad^{-1}s$
$\omega_a$	فرکانس طبیعی عملگر	۵۰	rad/s				
$a_n$	ضرایب چندجمله‌ای	-۱۹/۳۷۳	$rad^{-3}$				
$b_n$	ضرایب چندجمله‌ای	۳۱/۰۲۳	$rad^{-2}$				
$c_n$	ضرایب چندجمله‌ای	۹/۷۱۷	$rad^{-1}$				
$d_n$	ضرایب چندجمله‌ای	۱/۹۴۸	$rad^{-1}$				

که در آن:

$$\delta'' = -\omega_a^2 \delta - 2\xi \omega_a \delta' + \omega_a^2 \delta_c \quad (37)$$

$$b_\alpha = -\frac{\rho V^2 S}{2m} c_n \left(2 - \frac{M}{3}\right),$$

$$b_\delta = -\frac{\rho V^2 S}{2m} d_n, \quad a_\omega = \frac{\rho V^2 S D}{2I_y} e_m$$

$$a_\alpha = \frac{\rho V^2 S D}{2I_y} c_m \left(-7 + \frac{8M}{3}\right),$$

$$a_\delta = \frac{\rho V^2 S D}{2I_y} d_m$$

که در آن  $\xi$  نسبت میرایی و  $\omega_a$  فرکانس طبیعی است. ورودی کنترلی  $\delta_c$  محدود به بازه  $\pm 30^\circ$  درجه است. مقادیر ضرایب آیرودینامیکی و پارامترهای ساختاری مطابق جدول ۱ بیان شده است.

فرض می‌شود که وسیله هوایی بدون زاویه غلت، زاویه سرش جانبی، بدون نرخ چرخش و نرخ گردش باشد. کانال فراز وسیله هوایی به صورت رابطه زیر است.

رابطه (۴۰) برای طراحی مشاهده‌گر و اتوپیلوت استفاده می‌شود.

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + B_d d \\ y = Cx \end{cases} \quad (40)$$

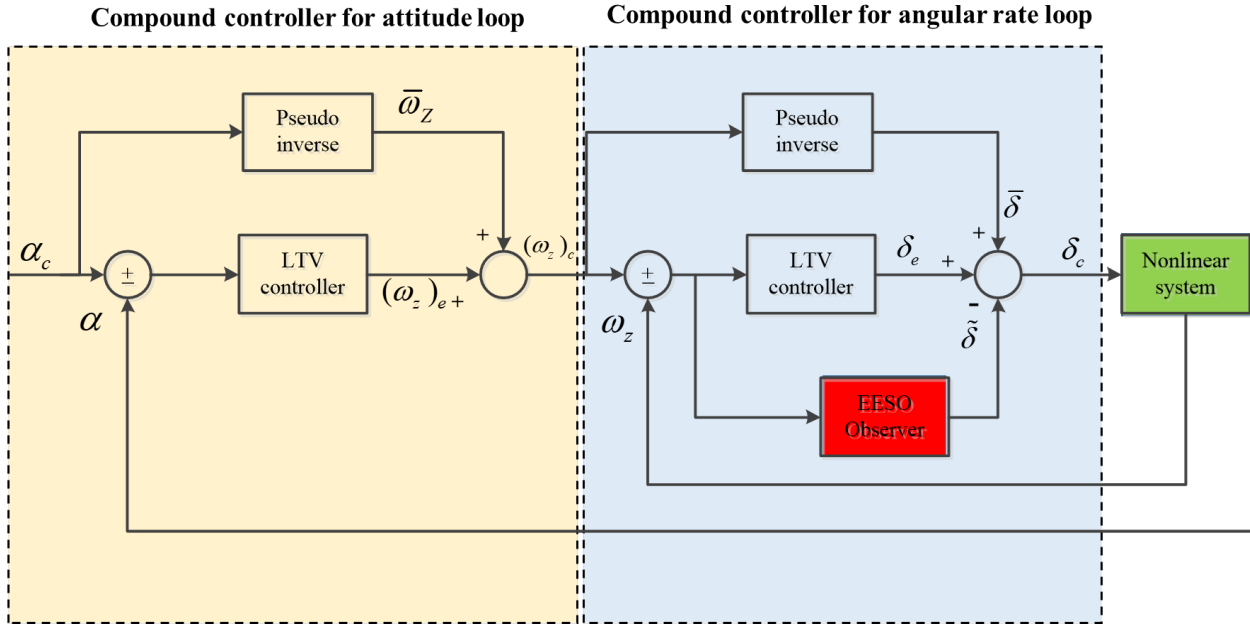
$$\begin{cases} \theta = \gamma + \alpha \\ \dot{\theta} = \omega_z \end{cases} \quad (38)$$

که در آن  $x = [\alpha \quad \dot{\theta}]$

ارتفاع پروازی ۶۰۹۶ متر با سرعت ۳ ماخ فرض می‌شود. رابطه (۳۵) بر اساس روش اغتشاش‌های کوچک به صورت رابطه (۳۹) خطی‌سازی می‌گردد.

$$C = [1 \quad 0], B_d = [1 \quad 0]^T, B = \begin{bmatrix} b_\delta \\ a_\delta \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} b_\alpha & 1 \\ -a_\alpha & a_\omega \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \dot{\theta} + b_\alpha \alpha + b_\delta \delta \\ \dot{\theta} = a_\omega \theta + a_\alpha \alpha + a_\delta \delta \end{cases} \quad (39)$$



شکل ۵. ساختار کنترل کننده TLC-EESO برای وسیله هوایی

Fig. 5. Configuration of TLC-EESO for air vehicle

به منظور طراحی مسیر پس خور، معادله دیفرانسیل غیرخطی زاویه حمله در رابطه (۳۵) به صورت زیر بازنویسی می شود.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha) + \\ \omega_z + \frac{g}{V} \cos \gamma &= f_1(\alpha, V, \gamma) + g_1(\alpha, V, \gamma) \omega_z \end{aligned} \quad (42)$$

با تعریف بردار خطا  $\alpha_e = \alpha - \alpha_c$  و خطی سازی معادله خطا، معادله خطی شده مطابق رابطه (۴۳) است.

$$\dot{\alpha}_e = b_\alpha \alpha_e + (\omega_z)_e \quad (43)$$

در ادامه بردار خطای افزوده به صورت  $\alpha_a = \left[ \int \alpha_e^T dt \quad \alpha_e^T \right]^T$  تعریف می شود و معادله خطای افزوده مطابق رابطه (۴۴) خواهد بود.

$$\dot{\alpha}_a = A_\alpha \alpha_a + B_\alpha (\omega_z)_e \quad (44)$$

که در آن

$d$  و شامل دینامیک های مدل نشده، عدم قطعیت های پارامتری ناشی از تخمین توابع مثلثاتی و اغتشاش های خارجی مانند تندباد است. شکل ۵ ساختار کنترل خطی ساز مسیر مبتنی بر مشاهده گر توسعه یافته تقویت شده برای یک وسیله هوایی را نشان می دهد. مطابق این ساختار، کنترل کننده از دو حلقه وضعیت و حلقه نرخ زاویه ای تشکیل شده است. حلقه نرخ زاویه ای برای ردیابی از انحراف زاویه بالکها و حلقه وضعیت برای ردیابی فرمان مرجع وضعیت از فرمان مرجع نرخ زاویه ای به عنوان ورودی کنترلی استفاده می نماید. به منظور دفع اغتشاش ها از ساختار مشاهده گر حالت توسعه یافته تقویت شده استفاده شده است.

#### ۵-۲-۱ طراحی حلقه وضعیت

در این بخش، قانون کنترلی به منظور ردیابی وضعیت مرجع  $(\alpha_c)$  طراحی می شود. مطابق با سیستم غیرخطی رابطه (۳۵)، تابع کنترلی نرخ زاویه ای اسمی (بدون در نظر گرفتن اغتشاش ها) به صورت رابطه (۴۱) محاسبه می گردد.

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_z &= \dot{\alpha}_c + \\ \frac{\rho V S}{2m} (C_A \sin \alpha_c + C_N \cos \alpha_c) - \frac{g}{V} \cos \gamma \end{aligned} \quad (41)$$



که در آن  $(\dot{\omega}_z)_c$  از معادله شبه انتگرال بدست می‌آید. معادله خطای خطی‌سازی شده مطابق رابطه (۵۱) است.

$$(\dot{\omega}_z)_a = A_\omega (\omega_z)_a + B_\omega \delta_e \quad (51)$$

که در آن  $(\omega_z)_e = (\omega_z)_c - \omega_z$  و

$$A_\omega = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & a_\omega \end{bmatrix}, B_\omega = \begin{bmatrix} 0 \\ a_\delta \end{bmatrix} \quad (52)$$

با روش مشابه طراحی کنترل حلقه وضعیت، بهره پس‌خور متغیر با زمان کنترل‌کننده به صورت زیر است.

$$\delta_e = -K_{\omega,l} \int (\omega_z)_e^T dt - K_{\omega,p} \times (\omega_z)_e^T \equiv -K_\omega(t) (\omega_z)_a \quad (53)$$

که در آن

$$K_{\omega,l} = \frac{\omega_{n,\omega}^2}{a_\delta}, K_{\omega,p} = \frac{2\zeta_\omega \omega_{n,\omega} + a_\omega}{a_\delta} \quad (54)$$

در رابطه بالا  $\zeta_\omega$  و  $\omega_{n,\omega}$  به نحوی انتخاب می‌گردد که پایداری و رفتار دینامیکی سیستم حلقه بسته مناسب باشد. در ادامه، به منظور حذف اغتشاش‌های نامطلوب اعمال شده به سیستم وسیله هوایی، مشاهده‌گر حالت توسعه یافته تقویت شده به کارگیری می‌شود؛ لذا بر اساس رابطه (۱۱)،  $\tilde{\delta}$  به صورت زیر بدست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\alpha}}_e \\ (\dot{\omega}_z)_e \\ (d-d_1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{2 \times 2} & (B_d)_{2 \times 1} \\ 0_{1 \times 1} & 0_{1 \times 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\alpha}_e \\ (\omega_z)_e \\ (d-d_1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{2 \times 1} \\ 0_{1 \times 1} \end{bmatrix} + L(\alpha - \alpha_c - \hat{\alpha}_e) \quad (55)$$

که در آن  $A, B_d$  و  $B$  مطابق رابطه (۴۰) محاسبه می‌شود. بر این اساس با فرض درستی قضیه ۲،  $\tilde{\delta}$  به صورت رابطه زیر بدست می‌آید.

$$A_\alpha = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & b_\alpha \end{bmatrix}, B_\alpha = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (45)$$

قانون کنترلی متغیر با زمان مطابق رابطه (۴۶) طراحی می‌شود.

$$(\omega_z)_e = -K_{\alpha,l} \int \alpha_e^T dt - K_{\alpha,p} \alpha_e^T \equiv -K_\alpha(t) \alpha_a \quad (46)$$

به طوری که

$$\dot{\alpha}_a = [A_\alpha - B_\alpha K_\alpha] \alpha_a = A_1 \alpha_a \quad (47)$$

که در آن

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_{n,\alpha}^2 & -2\zeta_\alpha \omega_{n,\alpha} \end{bmatrix} \quad (48)$$

بدیهی است که معادله حلقه بسته (۴۷) یک سیستم خطی متغیر با زمان است و قطب‌های آن به نحوی انتخاب می‌گردد که ماتریس  $A_1$  هرویتز باشد. رفتار دینامیکی سیستم را می‌توان با انتخاب مناسب  $\zeta_\alpha$  و  $\omega_{n,\alpha}$  طراحی کرد؛ به‌ازای  $\zeta_\alpha$  داده شده بزرگتر منجر به همگرایی سریعتر سیستم می‌شود. از رابطه (۴۷) ماتریس پس‌خور متغیر با زمان  $K_\alpha(t)$  می‌تواند به صورت رابطه زیر محاسبه گردد.

$$K_{\alpha,l} = \omega_{n,\alpha}^2, K_{\alpha,p} = 2\zeta_\alpha \omega_{n,\alpha} + b_\alpha \quad (49)$$

بر اساس ساختار کنترل خطی‌ساز مسیر، سرعت زاویه نامی  $(\omega_z)_c = (\omega_z)_e + \bar{\omega}_z$ ، به عنوان فرمان ورودی حلقه کنترل نرخ زاویه‌ای است.

### ۵-۲-۲- طراحی حلقه نرخ زاویه‌ای

حلقه نرخ زاویه‌ای نیز مشابه حلقه وضعیت طراحی می‌گردد؛ بنابراین، انحراف نامی زاویه بالک‌ها به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\bar{\delta} = \left( \frac{\rho V^2 S D}{2 I_y} \right)^{-1} (\dot{\omega}_z)_c - \frac{a_m}{d_m} \alpha_c^3 - \quad (50)$$

$$\frac{b_m}{d_m} \alpha_c |\alpha_c| - \frac{c_m}{d_m} (-7 + 8M/3) \alpha_c - \frac{e_m}{d_m} (\omega_z)_c$$

جدول ۲. اغتشاش‌های داخلی و خارجی اعمالی به سیستم در سناریوی‌های مختلف

Table 2. Internal and external disturbances applied to the system in different scenarios

سناریوی سوم	سناریوی دوم	سناریوی اول	نوع اغتشاش
۱۰- در صد در $\omega_a, \xi, I_y, D, S, m$	۱۰- در صد در $\omega_a, \xi, I_y, D, S, m$	ندارد	عدم قطعیت در پارامترهای ساختاری
۵۰ در صد در ضرایب $C_A, C_N, C_M$	۵۰ و ۷۵ در صد در ضرایب $C_A, C_N, C_M$	ندارد	عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی
سینوسی با دامنه ۸ درجه و فرکانس ۰/۲۵ هرتز	ندارد	ندارد	تند باد
۲ میلی ثانیه	۲ میلی ثانیه	۲ میلی ثانیه	تأخیر زمانی در عملگر

کرده‌اند ولی مطابق با شکل (د) روش کنترل‌کننده ورودی اغتشاش‌های معادل مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده در ثانیه ۶ و ۸ که هنگامی که سیستم فرمان مربعی را ردیابی می‌کند نرخ تغییرات زاویه پیچ بیشتری تولید می‌کند که همین امر باعث تلاش کنترلی بیشتر سیستم می‌گردد که این امر در شکل (ه) قابل مشاهده است.

$$\tilde{\delta} = -[K_x \quad k_d] \begin{bmatrix} \hat{\alpha}_e \\ (\hat{\omega}_z)_e \\ (d - d_1) \end{bmatrix} \quad (56)$$

به‌منظور ارزیابی روش کنترل پیشنهادی، عملکرد این روش کنترلی با کنترل‌کننده ورودی اغتشاش‌های معادل مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده<sup>۱</sup> بیان شده در مرجع [۱] مقایسه شده است. بدین منظور سه سناریوی مختلف جهت ارزیابی دو روش کنترلی در نظر گرفته شده است که در ادامه مقاله هر کدام از سناریوها توضیح داده می‌شود. لازم به ذکر است که جدول ۲ اغتشاش‌های داخلی و خارجی اعمالی به سیستم در سناریوی‌های مختلف را نشان می‌دهد.

#### ۵-۲-۴- شبیه‌سازی با در نظر گرفتن اغتشاش‌های داخلی

به‌منظور بررسی مقاوم بودن روش پیشنهادی در حضور اغتشاش‌های داخلی، ۱۰- درصد عدم قطعیت در پارامترهای ساختاری (از جمله  $\omega_a, \xi, I_y, D, S, m$ )، ۵۰+ درصد عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی  $C_A, C_N$  و همچنین ۵۰- درصد عدم قطعیت در ضریب گشتاور  $C_M$  در نظر گرفته شده است. نتایج نشان داده شده در شکل ۷-الف نشان می‌دهد که عدم قطعیت‌های پارامتری و آیرودینامیکی برای روش کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده تفاوتی با نتایج بدون اغتشاش داخلی ندارد اما در مقابل، روش کنترل خطی‌ساز مسیر و کنترل‌کننده ورودی اغتشاش‌های معادل مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده در ردیابی فرمان موج مربع، نوسانی می‌شوند. علاوه بر این، به منظور بررسی بیشتر مقاومت روش TLC-EESO علاوه بر در نظر گرفتن عدم قطعیت در پارامترهای ساختاری به میزان ۱۰- درصد عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی به میزان ۷۵ درصد افزایش پیدا می‌کند.

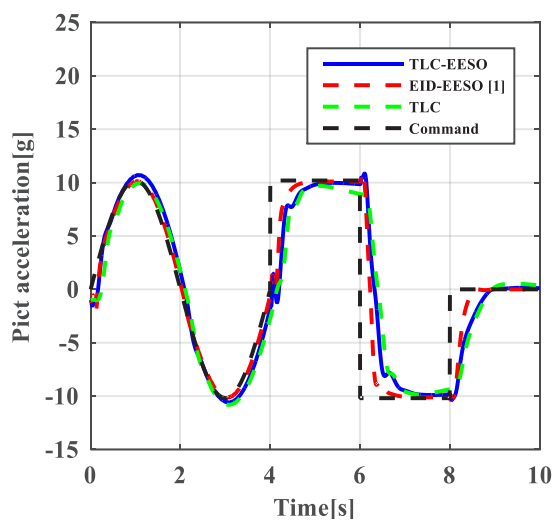
نتایج شکل ۷-ب نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در حضور اغتشاش‌های داخلی، نسبت به دو روش دیگر مقاوم است. در حالی که در همان حالت، شتاب روش کنترل خطی‌ساز مسیر و کنترل‌کننده ورودی اغتشاش‌های معادل مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده به شدت نوسانی می‌گردند. همانطور که از شکل‌های ۷ مشاهده می‌شود روش‌های

#### ۵-۲-۳- شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن اغتشاش‌ها

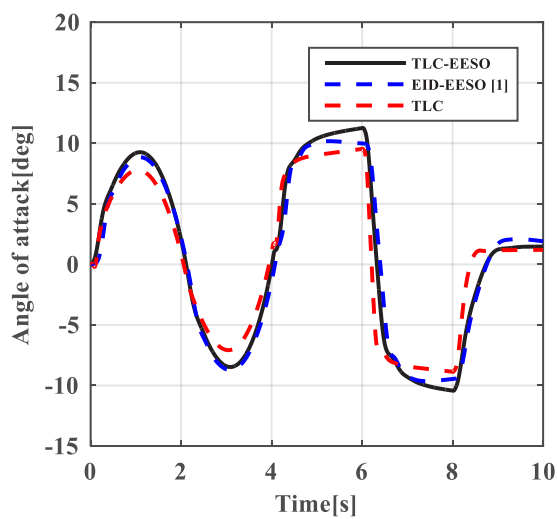
در غیاب اغتشاش‌های داخلی و خارجی، پاسخ سیستم حلقه بسته به فرمان سینوسی و مربعی در شکل ۶ نشان داده شده است.

با وجود تغییرات قابل توجه از نظر ماک و ارتفاع پروازی و زاویه حمله، کنترل‌کننده پیشنهادی فرمان ورودی مرجع را با دقت ردیابی می‌کند. در شکل ۶ تاریخچه زمانی شتاب، زاویه حمله، عدد ماک، زاویه پیچ و انحراف بالک برای سه روش کنترل خطی‌ساز مسیر، کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده و کنترل‌کننده ورودی اغتشاش‌های معادل مبتنی بر مشاهده‌گر توسعه‌یافته تقویت‌شده برای شرایط نامی با یکدیگر مقایسه شده است. شکل (الف) هر سه روش مسیر مرجع را به‌خوبی ردیابی

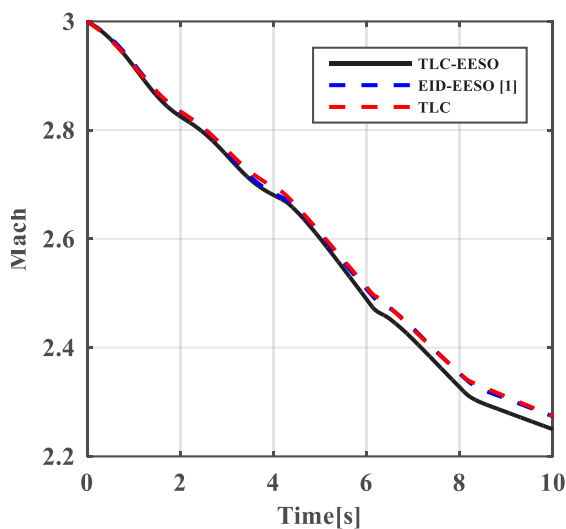
1 Equivalent input disturbance based enhanced extended state observer (EESO-EID)



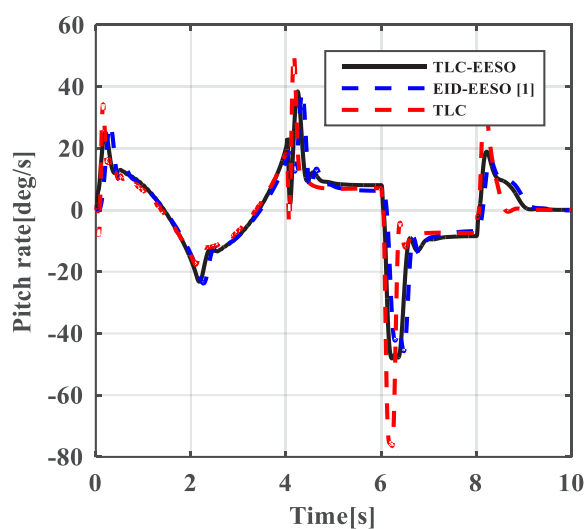
الف) تاریخچه زمانی شتاب وسیله هوایی در محور عمودی  
a. Acceleration histories of air vehicle vs time



ب) تاریخچه زمانی زاویه حمله  
b. Angle of attack histories vs time



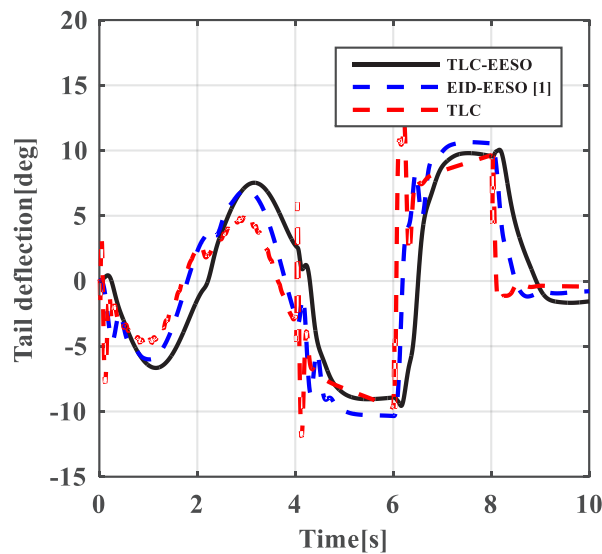
ج) تاریخچه تغییرات عدد ماخ بر حسب زمان  
c. Mach number histories vs time



د) تاریخچه تغییرات نرخ زاویه پیچ بر حسب زمان  
d. Pitch rate histories vs time

شکل ۶. پاسخ سیستم حلقه بسته به فرمان موج سینوسی و مربعی در شرایط نامی (بدون حضور اغتشاش‌ها). (ادامه دارد)

Fig. 6. Configuration of TLC-EESO for air vehicle. (Continue)



ه) تاریخچه تغییرات انحراف بالک‌ها بر حسب زمان  
e. Tail deflection histories vs time

شکل ۶. پاسخ سیستم حلقه بسته به فرمان موج سینوسی و مربعی در شرایط نامی (بدون حضور اغتشاش‌ها).

Fig. 6. Configuration of TLC-EESO for air vehicle.

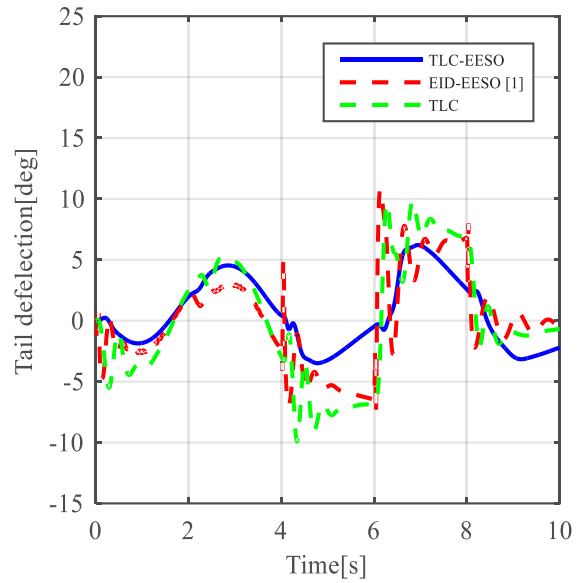
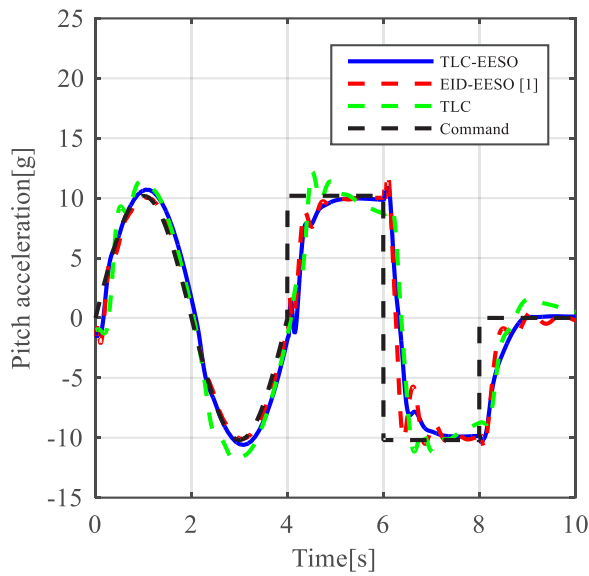
#### ۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک روش کنترل ترکیبی جدید همراه با مزایای کنترل خطی‌ساز مسیر و مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده پیشنهاد گردید. اغتشاش‌های نامطلوب که مانع تحقق هدف کنترلی می‌گردد، توسط مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده تخمین زده و ساختار این روش کنترلی بیان و پایداری سیستم حلقه بسته اثبات گردید. به‌منظور بررسی کارآمدی روش پیشنهادی، کنترل‌کننده مذکور تحت یک مثال عددی با کنترل‌کننده‌های خطی‌ساز مسیر و کنترل خطی‌ساز مسیر مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته خطی مقایسه گردید و مطابق نتایج به‌دست‌آمده این روش در مقابل اغتشاش‌ها نسبت به دو روش دیگر مقاوم‌تر بود. همچنین به‌منظور بررسی قابلیت‌های بیشتر کنترل‌کننده پیشنهادی، این کنترل‌کننده برای یک وسیله هوایی شبیه‌سازی گردید نتایج حاصل در حضور اغتشاش‌های داخلی مانند عدم قطعیت در پارامترهای ساختاری به میزان ۱۰ درصد و ضرایب آیرودینامیکی به میزان ۵۰ الی ۷۵ درصد و اغتشاش خارجی مانند تند باد شبیه‌سازی گردید و نتایج حاصل بیانگر این امر است که به دلیل تخمین اغتشاش‌های نامطلوب سیستم توسط روش کنترل پیشنهادی از

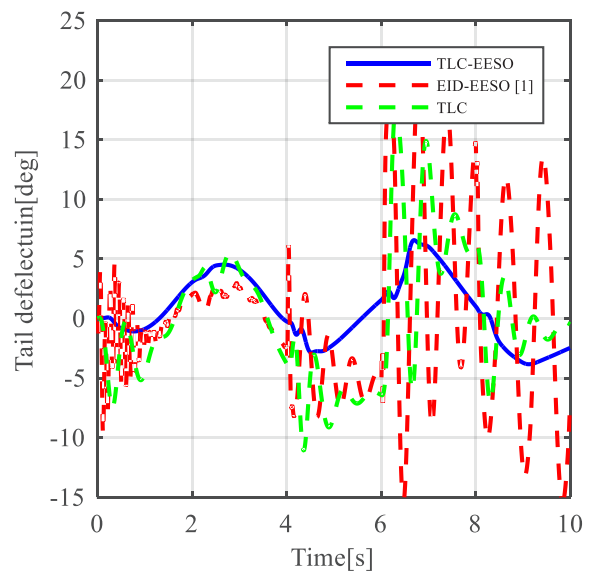
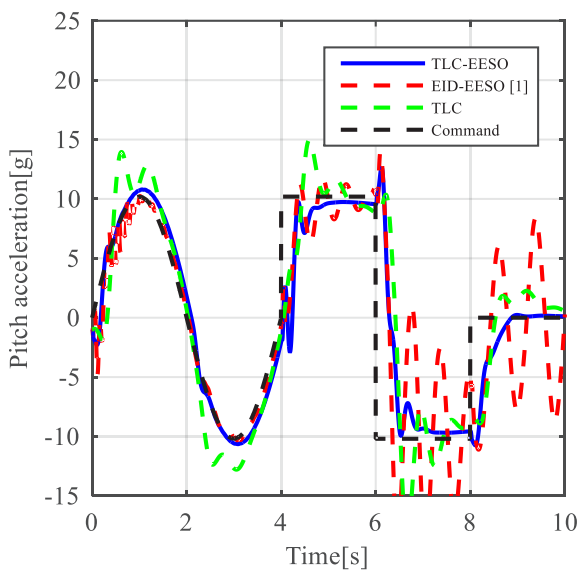
کنترلی دیگر در مقایسه با روش کنترل پیشنهادی نیازمند تلاش کنترلی بسیار زیادی بوده به‌خصوص زمانی که سیستم مسیر موج مربعی را ردگیری می‌نماید.

#### ۵-۲-۵ شبیه‌سازی با در نظر گرفتن اغتشاش‌های داخلی و خارجی

در این بخش، علاوه بر اغتشاش‌های داخلی، اغتشاش‌های خارجی نیز مورد توجه قرار می‌گیرد. تند باد را می‌توان به صورت یک رابطه سینوسی با دامنه ۸ درجه و فرکانس  $0.25$  هرتز مدل‌سازی نمود که این اغتشاش خارجی با خروجی عملگر جمع می‌شود. از شکل ۸ مشاهده شده است که ایجاد اغتشاش خارجی منجر به انحراف اولیه آشکار در منحنی‌های شتاب بدست آمده برای هر دو خلبان خودکار می‌شود. پس از کمی تنظیم، خلبان خودکار پیشنهادی در این مقاله قادر است شتاب فرمان را با دقت رضایت بخش دوباره ردیابی کند. اما برای خلبان خودکار دو روش دیگر، هنگام ردیابی دستور موج مربع، نوسان شدید مشاهده می‌شود. لازم به ذکر است که مطابق شکل ۸ سیستم تحت کنترل پیشنهادی دارای تلاش کنترلی ۵۰ درصد کمتر نسبت به دو روش دیگر بیان شده است.



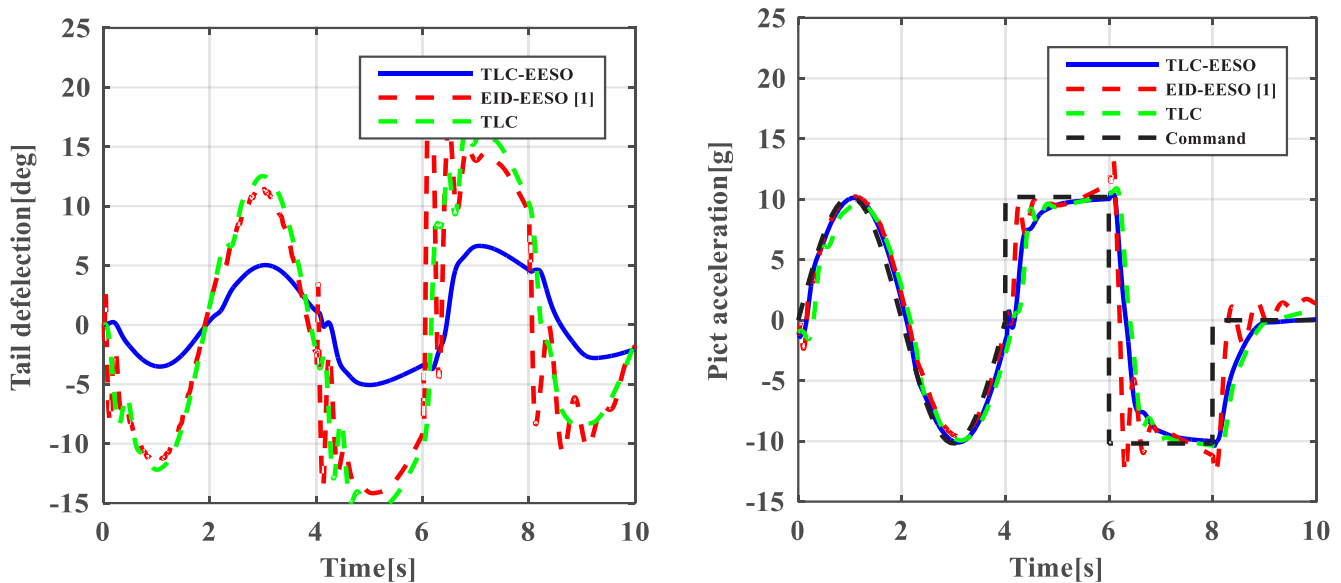
(الف)



(ب)

شکل ۷. الف: تاریخچه زمانی شتاب و انحراف بالک در حضور ۵۰ درصد عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیک و ۱۰ درصد در پارامترهای ساختاری. ب: تاریخچه زمانی شتاب و انحراف بالک در حضور ۷۵ درصد عدم قطعیت در ضرایب آیرودینامیکی و ۱۰ درصد در پارامترهای ساختاری

Fig. 7. a. Acceleration and tail defection histories in the presence of 50% uncertainties in aerodynamic coefficients and 10% uncertainties in structural parameters. b. Acceleration and tail defection histories in the presence of 75% uncertainties in aerodynamic coefficients and 10% uncertainties in structural parameters.



شکل ۸. تاریخچه شتاب و انحراف بالک در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری و اغتشاش‌های خارجی

Fig. 8. Acceleration and tail defection histories in the presence of parametric uncertainties and external disturbances

### ۷- فهرست علائم

#### علائم انگلیسی

ماتریس بردار حالت	$A$
ضریب چندجمله‌ای ضرایب آیرودینامیکی	$a$
ماتریس بردار ورودی	$B$
ضریب چندجمله‌ای ضرایب آیرودینامیکی	$b$
ماتریس خروجی حالت	$C$
ضریب چندجمله‌ای ضرایب آیرودینامیکی	$c$
ماتریس خروجی حالت / فاصله مرجع، $m$ / کران بالای اغتشاش	$D$
اغتشاش	$d$
ماتریس بردار افزوده	$E$
بردار خطا / ضریب چندجمله‌ای ضرایب آیرودینامیکی	$e$

پایداری و مقاومت بیشتری در مقابل اغتشاش‌های داخلی، خارجی و عدم قطعیت‌های پارامتری نسبت به کنترل‌کننده مرجع [۱] دارا است. همچنین این امر باعث گردیده است که تلاش کنترلی روش پیشنهادی تقریباً ۵۰ درصد نسبت به کنترل‌کننده‌های دیگر بیان شده در این مقاله کمتر باشد. با توجه به سادگی و فرم ساده این روش کنترلی امکان پیاده‌سازی این روش کنترلی به صورت زمان-واقعی برای سیستم‌های صنعتی امکان‌پذیر است که این امر یک مزیت بسیار مهمی در مقایسه با روش‌های کنترلی تلفیق شده با مشاهده‌گرهای شبکه‌عصبی و فازی است.

در فعالیت‌های آتی، به منظور افزایش کارایی سیستم علاوه بر استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته تقویت‌شده از روش‌های خطی‌سازی دقیق‌تر بجای بسط تیلور در طراحی کنترل‌کننده و همچنین مشاهده‌گر گسترده در صورت تعدد سنسورها استفاده می‌گردد.

$f$	تابع غیرخطی	$\omega$	سرعت زاویه‌ای، rad/s / پهناى باند
$G$	تابع تبدیل		
$g$	شتاب جاذبه، m/s <sup>۲</sup>	<b>زیرنویس</b>	
$h$	تابع غیرخطی/مشتق اغتشاش‌ها	$A$	نیروی محوری
$H$	کران بالای اغتشاش‌ها	$a$	ضریب نیروی محوری/ عملگر
$I$	ممان اینرسی، m <sup>۴</sup>	$c$	فرمان مرجع
$K$	بهره پس‌خور حالت	$d$	طراحی
$L$	بهره مشاهده‌گر	$e$	خطا
$M$	عدد ماخ	$I$	انتگرال‌گیر
$m$	جرم، kg	$M$	گشتاور پیچشی
$P$	ماتریس معین مثبت	$m$	ضریب گشتاور پیچشی
$S$	سطح مرجع، m <sup>۴</sup>	$N$	نیروی نرمال
$t$	زمان، S	$n$	ضریب نیروی نرمال
$u$	بردار ورودی	$P$	تناسبی
$V$	سرعت، m/s / تابع لیاپانوف	$r$	مرجع
$X$	بردار حالت	$v$	بردار ورودی
$y$	بردار خروجی	$y$	محور مختصات
	<b>علائم یونانی</b>	$z$	محور مختصات
$\alpha$	زاویه حمله، rad	<b>بالانویس</b>	
$\gamma$	زاویه مسیر، rad	$\wedge$	پارامتر تخمینی
$\delta$	زاویه انحراف بالک، rad	-	افزوده / شرایط نامی
$\eta$	بردار خروجی	T	ترانهاده
$\theta$	زاویه فراز، rad / پارامتر متغیر با زمان		
$\lambda$	مقادیر ویژه		
$\xi$	ضریب میرایی		
$\rho$	چگالی		
$\sigma$	شبه مشتق تابع ضربه		
$\omega$	سرعت زاویه‌ای، rad/s / پهناى باند		
	<b>زیرنویس</b>		
$A$	نیروی محوری		

### منابع

- [1] J. Tian, S. Zhang, H. Yang, Enhanced extended state observer based control for missile acceleration autopilot, ISA transactions, 96 (2020) 143-154.
- [2] B. Qiu, G. Wang, Y. Fan, D. Mu, X. Sun, Robust path-following control based on trajectory linearization control for unmanned surface vehicle with uncertainty of model and actuator saturation, IEEJ Transactions on Electrical and Electronic Engineering, 14(11) (2019) 1681-1690.
- [3] Z. Gao, On the centrality of disturbance rejection in automatic control, ISA transactions, 53(4) (2014) 850-

- Linearization Control of Hypersonic Entry Flight Using Extended State Observer and Time-varying Bandwidth, IFAC Proceedings Volumes, 46(20) (2013) 182-187.
- [15] M. Mazare, M. Taghizadeh, Active Fault Tolerant Control of Wind Turbine Systems using Disturbance Observer-based Sliding Mode and Time Delay Estimation, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, (2021).
- [16] D. Mu, G. Wang, Y. Fan, B. Qiu, X. Sun, Adaptive course control based on trajectory linearization control for unmanned surface vehicle with unmodeled dynamics and input saturation, Neurocomputing, 330 (2019) 1-10.
- [17] P. Guo, K. Xu, H. Deng, H. Liu, X. Ding, Modeling and control of a hexacopter with a passive manipulator for aerial manipulation, Complex & Intelligent Systems, 7(6) (2021) 3051-3065.
- [18] B. Qiu, G. Wang, Y. Fan, D. Mu, X. Sun, Robust adaptive trajectory linearization control for tracking control of surface vessels with modeling uncertainties under input saturation, IEEE Access, 7 (2018) 5057-5070.
- [19] D. Mu, G. Wang, Y. Fan, A Time-Varying Lookahead Distance of ILOS Path Following for Unmanned Surface Vehicle, Journal of Electrical Engineering & Technology, 15(5) (2020) 2267-2278.
- [20] S. Xingling, W. Honglun, Trajectory linearization control based output tracking method for nonlinear uncertain system using linear extended state observer, Asian Journal of Control, 18(1) (2016) 316-327.
- [21] M. Doostmohammadian, H.R. Rabiee, H. Zarrabi, U.A. Khan, Distributed estimation recovery under sensor failure, IEEE Signal Processing Letters, 24(10) (2017) 1532-1536.
- [22] M. Doostmohammadian, U.A. Khan, On the genericity properties in distributed estimation: Topology design and sensor placement, IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 7(2) (2013) 195-204.
- [23] X. Wu, A nonlinear flight controller design for an advanced flight control test bed by trajectory linearization method, Ohio University, 2004.
- 857.
- [4] L. Guo, S. Cao, Anti-disturbance control theory for systems with multiple disturbances: A survey, ISA transactions, 53(4) (2014) 846-849.
- [5] B. Li, Q. Hu, Y. Yang, Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization, Aerospace Science and Technology, 84 (2019) 204-213.
- [6] K.J. Astrom, B. Wittenmark, Adaptive Control, in, Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 1994.
- [7] T.M. Adami, J.J. Zhu, 6DOF flight control of fixed-wing aircraft by trajectory linearization, in: Proceedings of the 2011 American Control Conference, IEEE, 2011, pp. 1610-1617.
- [8] B. Zhu, W. Huo, Trajectory linearization control for a quadrotor helicopter, in: IEEE ICCA 2010, IEEE, 2010, pp. 34-39.
- [9] Z. Zheng, W. Huo, Z. Wu, Trajectory tracking control for underactuated stratospheric airship, Advances in Space Research, 50(7) (2012) 906-917.
- [10] Y. De-qing, W. Yi-yin, C. Nai-gang, Research on Integrated Design of Guidance and Control for Hypersonic Vehicle Based on Trajectory Linearization Control Method, in: 2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS), IEEE, 2019, pp. 450-456.
- [11] N. Lasemi, H.R. Shaker, Spacecraft attitude control: Application of fine trajectory linearization control, Advances in Space Research, 68(9) (2021) 3663-3676.
- [12] D. Mu, G. Wang, Y. Fan, Path Following Control Strategy for Underactuated Unmanned Surface Vehicle Subject to Multiple Constraints, IEEE Transactions on Electrical and Electronic Engineering, 17(2) (2022) 229-241.
- [13] B. Qiu, G. Wang, Y. Fan, Predictor LOS-based trajectory linearization control for path following of underactuated unmanned surface vehicle with input saturation, Ocean Engineering, 214 (2020) 107874.
- [14] Z. Pu, G. Fan, X. Tan, J. Yi, Robust Trajectory



چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

*J. Hosseinpour, S. H. Sadati, Y. Abbasi, F. Allahverdizadeh, Enhanced Extended State Observer Based on Trajectory Linearization Control for External and Internal Disturbances, Amirkabir J. Mech Eng., 54(6) (2022) 1319-1340.*

**DOI:** [10.22060/mej.2019.15465.6128](https://doi.org/10.22060/mej.2019.15465.6128)



