



Time-delay compensation for networked hardware-in-the-loop simulation of a flight control system using polynomial prediction

M. Nasiri

Department of Mechanical Engineering, Golpayegan College of Engineering, Isfahan University of Technology, Golpayegan, Iran.

ABSTRACT: Hardware-in-the-loop simulation is an effective approach for testing the electronic controller of a closed-loop control system within a computer-based real-time simulation of the rest of the system. In this paper, the pitch attitude hold mode controller of an aircraft vehicle is tested using hardware-in-the-loop simulation. A computer is used for real-time simulation of flight, and an electronic board is employed for controller implementation. The controller and the simulator are connected using a network protocol. The hardware-in-the-loop simulation can achieve unstable behavior or inaccurate results due to the time-delay of network connection. The maximum allowable delay bound in networked connection is derived using the method of delayed differential equations. The sufficient conditions for the stability of linear time-delay systems are given. The proof makes use of Lyapunov–Krasovskii functional and the condition is expressed in term of linear matrix inequalities. Therefore, a polynomial-based predictor is designed for the time-delay compensation of network connection. The consistency of the experimental real-time simulation and off-line simulation shows the applicability of the presented method for mitigating the effect of time-delay in the networked hardware-in-the-loop simulation. Also, the uncertainty of the model due to stability and control derivatives are considered for analyzing the stability of the networked hardware-in-the-loop simulation.

Review History:

Received: Oct. 26, 2019
Revised: Mar. 29, 2020
Accepted: May, 03, 2020
Available Online: May, 14, 2020

Keywords:

Hardware-in-the-loop
Flight control
Network connection
Time-delay
Polynomial prediction

1. INTRODUCTION

Hardware-In-the-Loop (HIL) simulation is generally used to test the controller of a closed-loop control system through the simulation of the rest of the system in real-time. In a networked HIL simulation, the hardware is an electronic controller which connects to software models via a network connection. Several studies have reported the use of the HIL simulation approach for rapid prototyping of the flight control systems [1,2]. The performance and stability of the networked HIL simulation are usually affected by networked induced delays [2,3].

In this paper, a polynomial-based predictor is used for the time-delay compensation of network connection. The stability of networked HIL simulation is analyzed by consideration of uncertainties in the model.

2. NETWORKED HARDWARE-IN-THE-LOOP FRAMEWORK

The schematic of the networked HIL simulation framework for testing the flight control system is presented in Fig. 1. The aircraft is simulated numerically and the flight control system is implemented on a PC/104 hardware, as shown in Fig. 2.

3. MATHEMATICAL MODEL

A linear model of the aircraft is derived using aerodynamic

and control derivatives as Eqs. (1) to (3).

$$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) \quad (1)$$

$$B = [X_{\delta_e} \quad Z_{\delta_e} \quad M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} \quad 0 \quad 0]^T \quad (2)$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q + w_0 & -g \cos \theta_0 & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q + w_0 & -g \sin \theta_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

4. POLYNOMIAL PREDICTION

Using a standard least-squares polynomial derivation, given n number of previous data points $(x_0, y_0), \dots, (x_{n-1}, y_{n-1})$, number of P step-ahead prediction of y can be predicted as Eq. (4).

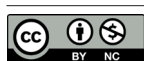
$$y' = t_p \left[(T^T T)^{-1} T^T \right] y \quad (4)$$

where y , t_p and T are as follows:

$$y = [y_0 \quad y_1 \quad \dots \quad y_{n-1}]^T \quad (5)$$

$$t_p = [1 \quad P\Delta t \quad \dots \quad P^N \Delta t^N] \quad (6)$$

*Corresponding author's email: m.nasiri@iut.ac.ir



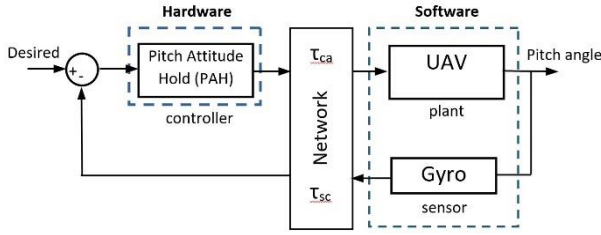


Fig. 1. Hardware-in-the-loop simulation of pitch attitude control system by networked connections

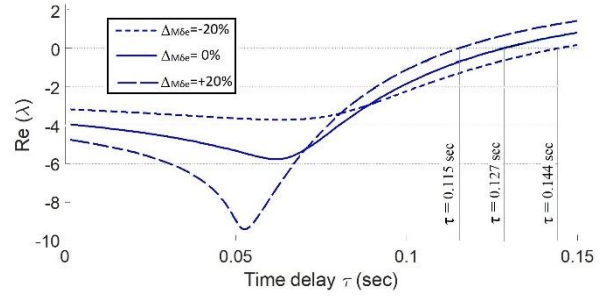


Fig. 4. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta M_{\delta e} = \pm 20\%$

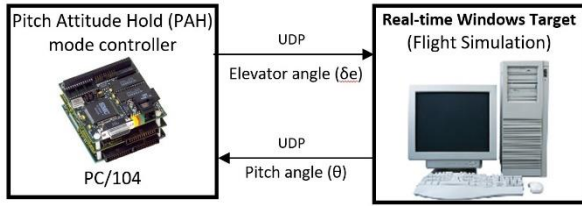


Fig.2. Framework of hardware-in-the-loop simulation of flight control system

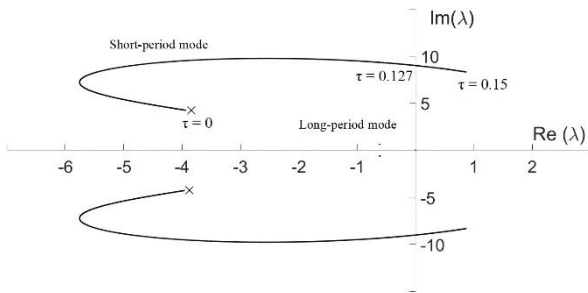


Fig. 3. Root locus of short and long period modes for time delay from $\tau = 0$ to $\tau = 0.15$ sec

By substituting Eq. (9) into Eq. (8), a retarded type Delay Differential Equation (DDE) is derived as follows:

$$\dot{X}(t) = A_0 X(t) + A_1 X(t - \tau) \quad , \quad A_1 = -BK \quad (10)$$

where, K includes feedback gains as follows:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & K_q & K_\theta & K_h \end{bmatrix} \quad (11)$$

The characteristic equation of Eq. (10) is derived as follows:

$$\det(\lambda I - A_0 - A_1 e^{-\tau \lambda}) = 0 \quad (12)$$

The characteristic Eq. (12) is simplified to a polynomial equation of degree five. The coefficients of the characteristic equation include exponential terms such as $e^{-\tau \lambda}$. The BIFTOOL toolbox is used to solve the characteristic equation [4]. Moreover, the stability of the delay differential Eq. (10) can be analyzed using Lyapunov-Krasovskii approach. The positive definite function $V(t, X)$ is defined as Eq. (13).

$$V(t, X) = X^T(t) P X(t) + \int_{t-\tau}^t X^T(s) Q X(s) ds \quad (13)$$

The time derivative of $V(t, X)$ is derived as follows.

$$\dot{V}(t, X) \leq \begin{bmatrix} X^T(t) & X^T(t - \tau) \end{bmatrix} W \begin{bmatrix} X(t) \\ X(t - \tau) \end{bmatrix} \quad (14)$$

The feasibility condition is also derived using the LMI as follows.

$$W = \begin{bmatrix} A_0^T P + P A_0 + Q & P A_1 \\ A_1^T P & 0 \end{bmatrix} \leq 0 \quad (15)$$

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 1 & -\Delta t & (-\Delta t)^2 & \dots & (\Delta t)^N \\ 1 & -2\Delta t & (-2\Delta t)^2 & \dots & (-2\Delta t)^N \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & -(n-1)\Delta t & [-(n-1)\Delta t]^2 & \dots & [-(n-1)\Delta t]^N \end{bmatrix} \quad (7)$$

5. STABILITY ANALYSIS

The state-space model of a Linear Time-Invariant (LTI) system, with a fixed time-delay ($\tau = P\Delta t$) in control input, can be written as Eq. (8).

$$\dot{X}(t) = A_0 X(t) + B u(t - \tau) \quad (8)$$

Using a state feedback controller, the control input is derived as Eq. (9).

$$u(t - \tau) = -K X(t - \tau) \quad (9)$$

6. RESULTS AND DISCUSSION

The root locus, due to variation of the actuator time delay, is plotted in Fig.3. The short-period root branches cross the imaginary axis for $\tau = 0.127$ sec. The Real part of short period roots for uncertainty $\Delta M_{\delta e} = \pm 20\%$ is shown in Fig. 4. The increase of $M_{\delta e}$ results in a decrease in critical time delay. The

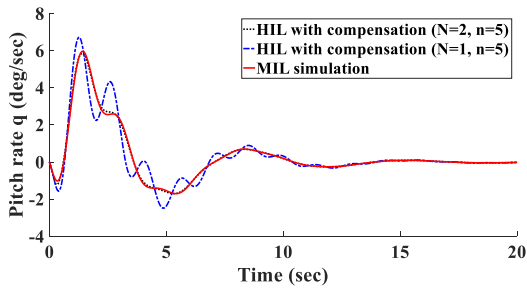


Fig. 5. Pitch rate trajectory in HIL simulation with first and second-order polynomial compensators versus Model-In-the-Loop (MIL) simulation

result of HIL simulation with polynomial prediction is shown in Fig. 5.

7. CONCLUSIONS

The networked hardware-in-the-loop simulation achieves unstable behavior due to the time-delay of network connection. The uncertainty ΔX_q , ΔZ_g and $\Delta Z_{\delta e}$ have more effects rather than others on the critical time delay of the networked HIL simulation. The prediction using five

pervious points ($n=5$) and first/second-order polynomials have been used. The first-order polynomial ($N=1$) has 32% mean error while the mean error of the second-order polynomial ($N=2$) is 3%.

8. REFERENCES

- [1] M.A. Dehghani, M.B. Menhaj, H. Ghaderi, A hardware in the loop simulation testbed for vision-based leader-follower formation flight, *Mechatronics*, 47 (2017) 223-232.
- [2] Z. Veraszto, G. Stepan, Hardware-in-the-loop Experiments in Presence of Delay, *Procedia IUTAM*, 22 (2017) 24-30.
- [3] C. Qi, F. Gao, X. Zhao, Q. Wang, A. Ren, Hybrid Smith predictor and phase lead based divergence compensation for hardware-in-the-loop contact simulation with measurement delay, *Acta Astronautica*, 147 (2018) 175-182.
- [4] K. Engelborghs, T. Luzyanina, D. Roose, Numerical bifurcation analysis of delay differential equations using DDE-BIFTOOL, *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, 28(1) (2002) 1-21.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Nasiri, Time-delay compensation for networked hardware-in-the-loop simulation of a flight control system using polynomial prediction. *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(special issue 2) (2021) 263-266.

DOI: [10.22060/mej.2020.17283.6562](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17283.6562)





جبران سازی تأخیر زمانی در شبیه سازی سخت افزار در حلقه تحت شبکه سیستم کنترل پرواز با استفاده از روش پیش بینی چندجمله ای

مصطفی نصیری

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی گلپایگان، دانشگاه صنعتی اصفهان، گلپایگان، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۸/۰۴

بازنگری: ۱۳۹۹/۰۱/۱۰

پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۱۴

ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۰۲/۲۵

کلمات کلیدی:

شبیه سازی سخت افزار در حلقه

سیستم کنترل پرواز

ارتباط شبکه

تأخیر زمانی

پیش بینی چندجمله ای

خلاصه: شبیه سازی سخت افزار در حلقه روشی برای تست سخت افزار کنترل کننده یک سیستم کنترل حلقه بسته به صورت واقعی در کنار شبیه سازی نرم افزاری بقیه اجزای سیستم است. در این مقاله به شبیه سازی سخت افزار در حلقه سیستم کنترل زاویه فراز یک هواپیما پرداخته می شود. این سیستم شامل یک کامپیوتر برای شبیه سازی زمان- واقعی پرواز و یک برد الکترونیکی به عنوان سیستم کنترل پرواز است که با پروتکل شبکه به هم متصل شده اند. تأخیر زمانی ناشی از اتصال کامپیوتر شبیه سازی پرواز و سخت افزار در سیستم حلقه بسته می تواند باعث کاهش عملکرد سیستم و یا حتی ناپایداری شود. برای جبران سازی و اثر تأخیر زمانی در عملکرد سیستم، از روش پیش بینی چندجمله ای استفاده شده است. با استفاده از این روش پیش بینی، نتایج شبیه سازی سخت افزار در حلقه با نتایج شبیه سازی کامپیوتری بدون تأخیر زمانی مقایسه گردیده است. نتایج حاصل از شبیه سازی سخت افزار در حلقه بیانگر عملکرد مناسب پیش بینی کننده چندجمله ای در جبران اثر تأخیر زمانی ایجاد شده است. همچنین عدم قطعیت در مدل هواپیما که ناشی از مشتقات پایداری و کنترل است در تأخیر زمانی بحرانی، بررسی شده است و بعضی از مشتقات پایداری و کنترل هواپیما که تأثیر بیشتری بر تأخیر زمانی بحرانی در شبیه سازی سخت افزار در حلقه تحت شبکه دارند، بدست آمده است.

۱- مقدمه

روش های شبیه سازی را می توان بسته به زمان شبیه سازی، به انواع مختلفی چون شبیه سازی بدون در نظر گرفتن محدودیت های زمانی، شبیه سازی زمان واقعی^۱ و شبیه سازی سریعتر از زمان واقعی تقسیم بندی نمود. شبیه سازی زمان واقعی به معنای آن است که شبیه سازی یک جزء از سیستم به نحوی انجام گیرد که سیگنال های ورودی و خروجی شبیه سازی، از نظر زمانی مشابه سیستم واقعی باشد. شبیه سازی های زمان واقعی را می توان به سه دسته زیر تقسیم نمود [۱].

الف- کنترل کننده در حلقه^۲: که در آن سیستم واقعی با یک

1 Real-time

2 Controller-in-the-loop (CIL)

کنترل کننده شبیه سازی شده مرتبط می شود.

ب- سخت افزار در حلقه^۳: که در آن سیستم شبیه سازی شده با یک کنترل کننده واقعی مرتبط می شود.

ج- نرم افزار در حلقه^۴: که در آن سیستم و کنترل کننده هر دو به صورت زمان واقعی شبیه سازی می شوند. این شبیه سازی عموماً به عنوان مرحله قبل از مرحله سخت افزار در حلقه انجام می گیرد.

شبیه سازی سخت افزار در حلقه یکی از ابزارهای مهم در طراحی و توسعه سیستم های کنترل الکترونیک است. شبیه سازی سخت افزار در حلقه یک روش مؤثر برای تست و توسعه سیستم کنترل است که در آن، سخت افزار سیستم کنترل به صورت فیزیکی واقعی به شبیه سازی

3 Hardware-in-the-loop (HIL)

4 Software-in-the-loop (SIL)

* نویسنده عهده دار مکاتبات: m.nasiri@iut.ac.ir



در مهندسی همزمان را فراهم نموده است. هم‌اکنون شرکت‌های مختلفی در حال فعالیت بر روی تولید بستر شبیه‌سازهای سخت‌افزار در حلقه انعطاف پذیر می‌باشند. در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، عوامل مختلف می‌توانند تأثیرگذار باشند که از جمله آنها می‌توان به دقت عملگر و سنسور، پردازشگر سیگنال، روش انتگرال‌گیری، مدل ریاضی و پهنای باند شبکه اشاره کرد [۲].

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه به طور سنتی برای تست و ارزیابی سخت‌افزار سیستم‌های کنترل الکترونیک به کار رفته است. در این شبیه‌سازی، سخت‌افزار سیستم کنترل به صورت واقعی در کنار شبیه‌سازی زمان واقعی بقیه اجزای سیستم عمل می‌کند. این روش شبیه‌سازی به طور گسترده برای تست سیستم کنترل پرواز هواپیماهای بدون سرنشین نیز استفاده شده است و بسته به کاربرد، از پروتکل‌های ارتباطی متنوعی استفاده شده است. کمالی و جین [۳] برای ارزیابی سیستم کنترل پرواز یک هواپیمای بدون سرنشین از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده کرده‌اند. ارتباط بین کامپیوتر شبیه‌ساز پرواز هواپیما و سیستم کنترل پرواز با استفاده از پروتکل‌های سریال و همچنین داده‌های آنالوگ انجام شده است. جراح و حسن [۴] به ارائه الگوریتمی برای ایجاد مسیرهای سه بعدی بهینه برای حرکت یک هواپیمای بدون سرنشین در نزدیکی زمین و با عبور از موانع پرداخته‌اند. برای ارزیابی این الگوریتم از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است. داده‌های مربوط به جایرو، شتاب‌سنج، سرعت‌سنج، زاویه تیل و ارتفاع به صورت آنالوگ، داده‌های مربوط به موقعیت و زاویه هدینگ از طریق پروتکل سریال به اتوپیلوت ارسال می‌شود. از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه به ویژه در تست الگوریتم حرکت هواپیماهای بدون سرنشین در پروازهای هماهنگ نیز استفاده شده است. کومار و کوارسان [۵] برای بررسی الگوریتم حرکت هماهنگ هواپیماهای میکرو بدون سرنشین، قبل از انجام تست‌های پروازی، از شبیه‌سازی پروسور در حلقه استفاده نموده‌اند. الگوریتم حرکت با استفاده از نرم‌افزار متلب در یک کامپیوتر پیاده‌سازی شده و این کامپیوتر به پروسورهای اتوپیلوت هواپیمای پیرو متصل شده است. مقایسه نتایج نرم‌افزار در حلقه و پروسور در حلقه نشان دهنده عملکرد مناسب الگوریتم ردیابی هواپیما با کمترین خطا است. علاوه بر سیستم کنترل پرواز، روش سخت‌افزار در حلقه برای ارزیابی سیستم کنترل الکترونیک سوخت موتور نیز به طور

بقیه اجزای سیستم متصل می‌شود. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ساختاری برای تست یک سخت‌افزار با شبیه‌سازی قسمت‌های باقیمانده و در نظر گرفتن اثرات متقابل بین سخت‌افزار و نرم‌افزار است. علت نیاز به زمان-واقعی بودن شبیه‌سازی آن است که در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، قسمتی از اجزای سیستم به صورت واقعی هستند و لازم است شبیه‌سازی به صورت زمان-واقعی اجرا شود تا قابلیت هماهنگی با سیستم واقعی را داشته باشد. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در اصل یک سیستم کنترل است که در آن اجزای مدل‌سازی شده به سخت‌افزار واقعی فرمان داده و آن را ملزم به ردیابی فرمان صادر شده می‌نماید. بنابراین، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌تواند چارچوب بسیار خوبی برای تولید اولیه، کالیبراسیون و اعتبارسنجی سیستم‌های کنترلی باشد. این تکنولوژی به طور کلی دارای مزایایی چون، صرفه جویی در وقت و هزینه، سرعت تولید بالاتر، امکان تکرارپذیری، غیر مخرب بودن، ایمنی بالاتر و همچنین امکان تست در شرایط مختلف محیطی و کاری است. امروزه این روش در صنایع مختلفی چون صنایع هوافضا [۱] و همچنین صنایع خودرو [۲] کاربرد دارد.

سخت‌افزار در حلقه یکی از متداول‌ترین روش‌های تست اجزای ساخته شده و بررسی هماهنگی و عملکرد آنها در حین کار کل سیستم است. در این روش ما به شبیه‌سازی کامل و دقیقی از مدل مورد بررسی خود که می‌تواند هواپیما، خودرو و غیره باشد نیاز داریم. پس از تهیه این مدل، با وارد کردن اجزای ساخته شده مثل عملگرها، سیستم‌های کنترل الکترونیکی و یا سیستم‌های هیدرولیکی و پنوماتیکی، می‌توان به تست آنها در شبیه‌سازی پرداخته و از طراحی و ساخت انجام گرفته اطمینان حاصل نمود. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه باید در برگیرنده مدار حلقه بسته و یا اثر متقابل بین سیستم واقعی و اجزای شبیه‌سازی شده باشد. به طور خلاصه شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ساختاری را برای طراحی و تست اولیه اجزای موجود در قسمت سخت‌افزار با در نظر گرفتن اثرات متقابل بین سخت‌افزار و نرم‌افزار فراهم می‌کند. امروزه پیشرفت‌های صورت گرفته، درهایی را برای تغییر ماهیت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه از ابزاری برای تست کنترل‌کننده به ابزاری برای ترکیب واقعی اجزای مختلف سیستم باز کرده است. این پیشرفت به ویژه در طراحی و تست سیستم جلوبرندگی خودروهای مدرن بسیار حائز اهمیت بوده و ابزاری موثر

تصاویر گرفته شده توسط دوربین تصاویر واقعی دارای نویز، مشکلات لنز و غیره بوده و این داده‌ها در سیستم کنترل استفاده می‌شود. بنابراین در این شبیه‌سازی دوربین بصورت واقعی در بین شبیه‌سازی بقیه اجزای سیستم به کار می‌رود و در واقع یک شبیه‌سازی دوربین در حلقه است. ونبو و کیانگ [۱۱] برای طراحی سیستم کنترل، هدایت و ناوبری هواپیمای پرتابی کوچک از شبیه‌سازی سخت افزار در حلقه استفاده نموده‌اند. قسمت سخت‌افزاری شامل سیستم هدایت و ناوبری و همچنین عملگر سرو مربوط به سطح کنترلی سکان عمودی است. در این شبیه‌سازی از میز سه درجه آزادی برای شبیه‌سازی چرخش استفاده شده است و عملکرد جاپروها و شتاب‌سنج‌ها نیز در نظر گرفته شده است. در این شبیه‌سازی حجم محاسباتی در دستگاه اینرسی و بدنی مقایسه شده است که بیانگر کاهش حجم محاسباتی در دستگاه اینرسی است. واسنیوسکی و همکاران [۱۲] برای ارزیابی عملکرد عملگرهای هیدرولیکی نصب شده بر روی سکان عمودی هواپیما که به منظور کاهش نوسانات عرضی هواپیما به کار می‌رود، از روش شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده نموده‌اند. این میرا کننده بر اساس نرخ تغییرات زاویه گردش که توسط جاپرو نوری اندازه‌گیری می‌شود به اعمال نیرو توسط عملگرهای هیدرولیکی به سطح سکان عمودی می‌پردازد. میراکننده باید در مواقع خرابی، اتصال آن از سکان عمودی قطع شده و پدال‌ها مستقیم با سکان عمودی متصل شوند. گید و همکاران [۱۳] برای بررسی کامپیوتر پرواز یک هواپیمای میکرو بدون سرنشین از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه کمک گرفته‌اند. برای شبیه‌سازی زمان واقعی پرواز از ساختار میزبان و هدف استفاده شده است. در این ساختار سخت‌افزار شامل کامپیوتر پرواز، سروموتورها و همچنین ایستگاه زمینی است. ارتباط بین کامپیوتر شبیه‌ساز هدف و سخت افزار، با کارت‌های داده‌برداری ورودی و خروجی آنالوگ و همچنین با پروتکل سریال انجام گرفته است.

در شبیه‌سازی سخت افزار در حلقه، برای ارتباط سخت‌افزار و نرم‌افزار از پروتکل‌های مختلفی استفاده می‌شود. بسته به نوع پروتکل استفاده شده، در ارتباط می‌تواند اتلاف داده و یا تأخیر زمانی ایجاد شود. در پژوهش‌های گذشته از روش‌های مختلفی برای جبران‌سازی اتلاف داده و به ویژه تأخیر زمانی استفاده شده است. بربرا و همکاران [۱۴] به طراحی و پیاده‌سازی سیستم کنترل یک بالگرد چهار پره

گسترده‌ای استفاده شده است. اخیراً ارتباط شبکه به طور گسترده‌ای در شبیه‌سازی‌های سخت‌افزار در حلقه برای اتصال اجزای مختلف شبیه‌سازی استفاده شده است [۶]. کیو و همکاران [۷] برای ارزیابی عملکرد سیستم کنترل تناسبی انتگرالی مشتقی موتور توربوپن هوایی و همچنین الگوریتم فیلتر کالمن تشخیص عیب آن از روش سخت‌افزار در حلقه استفاده کرده‌اند. ارتباط بین نرم‌افزار و سخت‌افزار و نرم‌افزار از طریق شبکه انجام شده است.

استفاده از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در سال‌های اخیر علاوه بر تست سیستم‌های الکترونیکی، در تست سیستم‌های مکانیکی نیز کاربرد فراوانی یافته است. در صورتی که شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای تست سیستم‌های مکانیکی استفاده شود آنگاه نیاز به عملگرها و سنسورهای اضافه برای اتصال سیستم تحت تست و شبیه‌سازی نرم‌افزاری وجود دارد. بردلی و همکاران [۸]، موتور و پیل سوختی یک هواپیمای بدون سرنشین کوچک را با استفاده از تست سخت‌افزار در حلقه مورد ارزیابی قرار داده‌اند. موتور و پیل سوختی بصورت واقعی در میان شبیه‌سازی پرواز هواپیما مورد ارزیابی قرار گرفته است. بارهای الکتریکی و مکانیکی در شرایط مختلف پروازی شبیه‌سازی شده و به موتور اعمال می‌شود. با استفاده از این بستر تست می‌توان به بررسی عملکرد و مصرف پیل سوختی در پروازهای با مداومت پروازی زیاد پرداخت. کارپنکو و سپهری [۹]، از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای تست عملگر هیدرولیکی سطوح کنترلی یک هواپیما استفاده کرده‌اند. با توجه به اینکه عملگرهای هیدرولیکی جزئی از سیستم کنترل پرواز می‌باشند بنابراین ایجاد خطا در این سیستم هیدرولیکی می‌تواند در کیفیت پروازی هواپیما و محدودیت در مانورهای پروازی موثر باشد. بستر تست سخت‌افزار در حلقه می‌تواند خطاهای شایع در دراپور شیرهای سروو را شبیه‌سازی نماید. علاوه بر این، یک سیستم مجزا برای شبیه‌سازی گشتاورهای لولایی طراحی گردیده است که در هر موقعیت پروازی می‌تواند گشتاور آیرودینامیکی لازم را بر لولای سطوح کنترلی اعمال کند. گنز و همکاران [۱۰] از تست سخت‌افزار در حلقه برای تست سیستم کنترل پرواز بر اساس بینایی یک هواپیمای بدون سرنشین استفاده نموده‌اند. سیستم کنترل پرواز بر اساس بینایی را می‌توان با ایجاد یک محیط مجازی تست نمود. در این تست، تصویری از محیط سه بعدی بر روی یک صفحه بزرگ انداخته شده و توسط دوربین واقعی از آن فیلمبرداری می‌شود.

را با استفاده از تحلیل دوشاخگی هاف^۳ بررسی نموده‌اند. ریکوبونو و همکاران [۲۰]، پایداری و دقت یک شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه شامل یک توربین واقعی و یک سیستم تولید قدرت شبیه‌سازی شده را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این شبیه‌سازی اثر تأخیر زمانی، خطای سنسور و رفتار غیرخطی تفویض‌کننده که برای اتصال سخت‌افزار و نرم‌افزار به کار رفته است، بررسی شده است.

در این مقاله، از روش پیش‌بینی چندجمله‌ای برای جبران تأخیر زمانی ناشی از ارتباط شبکه در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است و اثر عدم قطعیت در مدل‌سازی، بر پایداری شبیه‌سازی مورد بررسی قرار گرفته است. در این شبیه‌سازی، سخت‌افزار سیستم کنترل پرواز یک هواپیمای بدون سرنشین با استفاده از روش سخت‌افزار در حلقه تست و ارزیابی شده و اثر عدم قطعیت ناشی از مشتقات پایداری و کنترل هواپیما بر روی تأخیر زمانی بحرانی مورد بررسی قرار گرفته است. برای اتصال سیستم کنترل و شبیه‌ساز زمان-واقعی، از ارتباط شبکه استفاده شده است. استفاده از ارتباط شبکه باعث ایجاد تأخیر زمانی در هر دو مسیر پیش‌خور و پس‌خور می‌شود.

۲- ساختار شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه تحت شبکه سیستم کنترل پرواز

شکل ۱ بیانگر سیستم کنترل زاویه فراز^۴ هواپیما است. زاویه فراز توسط جاپرو اندازه‌گیری شده و با مقدار مطلوب مقایسه می‌شود. کنترل‌کننده زاویه فراز با استفاده از سیگنال خطای بدست آمده (e)، فرمان زاویه سکان افقی (δe) را صادر می‌کند.

در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه تحت شبکه مطابق شکل ۲، ارسال داده از کنترل‌کننده به عملگر (مسیر پیش‌خور) و از سنسور به کنترل‌کننده (مسیر پس‌خور) از طریق شبکه انجام می‌شود. تأخیر

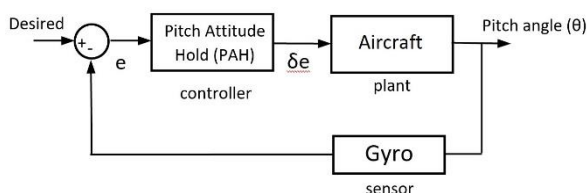


Fig. 1. Pitch Attitude Hold (PAH) mode control system

شکل ۱: سیستم کنترل زاویه فراز

پردازش و برای ارزیابی سیستم کنترل و الگوریتم سمت‌یابی بالگرد از روش شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده نموده‌اند. برای ارتباط کامپیوتر شبیه‌ساز و سخت‌افزار سیستم کنترل از ارتباط شبکه استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهد که در ارتباط شبکه حدود ۱۰٪ داده‌ها تلف می‌شود ولی روش کنترلی ارائه‌شده در مقابل اتلاف داده‌ها مقاوم است. کی و همکاران [۱۵، ۱۶] از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای بررسی مکانیزم برخورد و ارتباط مکانیکی^۱ دو فضاپیما استفاده کرده‌اند. در این شبیه‌سازی تأخیر زمانی در ارسال داده بین مکانیزم مکانیکی و شبیه‌سازی کامپیوتری دو فضاپیما، باعث ناپایداری می‌شود. نتایج آنها نشان می‌دهد که استفاده از جبران‌کننده پیش‌فاز به تنهایی نمی‌تواند تأخیر زمانی سیستم در فرکانس‌های بالا را جبران کند. آنها برای جبران تأخیر زمانی از ترکیب جبران‌ساز پیش‌فاز و تخمین اسمیت استفاده کرده‌اند. با بررسی زاویه فراز جبران‌ساز، شرایط پایداری شبیه‌سازی نیز بدست آمده است. در مرجع [۱۷] میراکننده پس‌فاز پره یک نوع بالگرد در محیط آزمایشگاه و با استفاده از تست سخت‌افزار در حلقه توضیح داده شده است. انتهای دمپر با استفاده از یک یوغ به نیروسنج متصل شده است. برای اعمال نیروی حاصل از پره به دمپر، از یک عملگر هیدرولیکی استفاده شده است. با استفاده از نتایج تست عملگر یک تابع تبدیل مرتبه اول برای آن بدست آمده است. این عملگر یک سیستم انتقال اضافی است و اثر دینامیکی آن با استفاده از یک جبران‌کننده پیش‌فاز حذف شده است. دهقانی و همکاران [۱۸] برای تست سیستم ردیاب تصویری در پرواز هماهنگ هواپیماهای بدون سرنشین از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده کرده‌اند. با این روش آنها توانسته‌اند اثر عدم قطعیت‌هایی چون تأخیر دوربین و نویز مربوط به اندازه‌گیری‌ها را در شبیه‌سازی مورد مطالعه قرار دهند. نتایج بیانگر تطابق خوب شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه است. در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، قسمت واقعی یک سیستم پیوسته و قسمت شبیه‌سازی شده یک سیستم گسسته است. بنابراین برای تبدیل سیگنال‌های گسسته به سیگنال‌های پیوسته نیاز به نگهدارنده است. وراستو و استیفان [۱۹]، به بررسی اثر نگهدارنده مرتبه اول^۲ در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پردازش و محدودیت‌های شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه

3 Hopf bifurcation
4 Pitch attitude hold (PAH)

1 Docking
2 Zero order hold (ZOH)

اعمال فرضیاتی رفتار کلی هواپیما را از جمع رفتار هر یک از اجزاء آن استنتاج نمود. از آنجا که ضرائب آئرویدینامیک و مشتقات پایداری اغلب در دستگاه مختصات باد یا پایداری بیان می‌شود، بنابراین لازم است محاسبه نیروها و گشتاورهای آئرویدینامیکی در دستگاه مختصات بدنی و با استفاده از روابط تبدیل بین این دستگاه‌های مختصات انجام گیرد. ضرائب آئرویدینامیکی که برای محاسبه نیروها و گشتاورهای آئرویدینامیک به کار گرفته می‌شوند از برهم‌گذاری اثرات مختلف تولید نیرو و ممان آئرویدینامیکی، نظیر اثرات زاویه حمله، زاویه سرش جانبی مطابق رابطه (۳) و سرعت‌های زاویه‌ای خطی، نرخ تغییر زوایای حمله و سرش جانبی و بالاخره اثرات مربوط به میزان زوایای سطوح کنترلی محاسبه می‌شوند.

$$F_A = F_A(M, \alpha, \beta) \quad , \quad M_A = M_A(M, \alpha, \beta) \quad (۳)$$

نیروها و گشتاورهای جلوبردنگی (F_T, M_T) نیز وابسته به عدد ماخ (M) و ارتفاع هواپیما (H) مطابق رابطه (۴) هستند. سیستم موتور هواپیما دارای حجم نسبتاً بزرگی بوده و مکانیزم ایجاد نیروی پیشران در آن به نحوی است که نمی‌توان یک نقطه خاص از آن را به عنوان نقطه اثر نیروی پیشران در نظر گرفت. اما برای ساده‌سازی محاسبه مؤلفه‌های نیرو و ممان حاصل از موتور، فرض می‌شود که موتور تنها در یک نقطه نسبت به مرکز جرم هواپیما قرار دارد و آن نقطه اثر نیروی پیشران موتور در نظر گرفته می‌شود. در اکثر هواپیماها راستای موتور و در نتیجه راستای بردار نیروی پیشران حاصل از آن نیز با محورهای بدنی هواپیما اختلاف دارد که اثر آن در نظر گرفته شده است.

$$F_T = F_T(M, H) \quad , \quad M_T = M_T(M, H) \quad (۴)$$

در شبیه‌سازی پرواز هواپیما، برای بدست آوردن مدل فضای حالت، بردار متغیرهای حالت به شکل رابطه (۵) انتخاب می‌گردد.

$$X = [u \quad w \quad q \quad \dot{q} \quad h]^T \quad (۵)$$

با در نظر گرفتن زاویه سکان افقی (δ_e) به عنوان ورودی سیستم و استفاده از بردار متغیرهای حالت مطابق رابطه (۵)، مدل فضای حالت به شکل رابطه (۶) بدست می‌آید.

$$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) \quad (۶)$$

ماتریس‌های A و B با استفاده از روابط (۷) و (۸) بدست می‌آیند [۲۲].

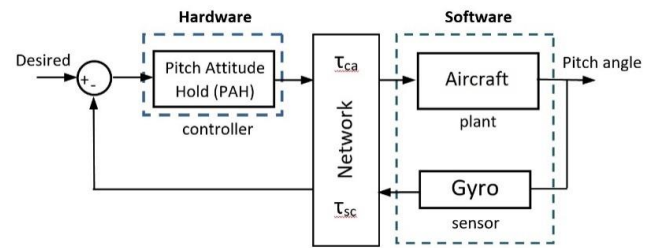


Fig. 2. Hardware-in-the-loop simulation of pitch attitude control system by networked connections

شکل ۲: شبیه‌سازی سخت افزار در حلقه سیستم کنترل زاویه فراز با ارتباط تحت شبکه

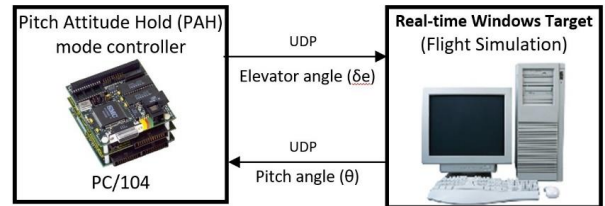


Fig. 3. Framework of hardware-in-the-loop simulation of flight control system

شکل ۳: ساختار کلی شبیه‌سازی سخت افزار در حلقه سیستم کنترل پرواز

زمانی در مسیر پیش‌خور با τ_{ca} و در مسیر پس‌خور با τ_{sc} نشان داده شده است. در این شبیه‌سازی، سخت افزار فقط شامل سیستم کنترل پرواز است.

شکل ۳ شمای کلی ساختار سخت‌افزار در حلقه برای تست سیستم کنترل پرواز با استفاده از شبیه‌سازی پرواز نشان داده شده است. همانطور که در شکل مشخص است، برای ارتباط بین پروسور کنترل پرواز و شبیه‌ساز پرواز از ارتباط شبکه استفاده شده است.

۳- مدل‌سازی ریاضی

با اعمال قانون دوم نیوتن و در نظر گرفتن نیروهای آئرویدینامیک، جلوبردنگی و ثقل و همچنین استفاده از دستگاه مختصات بدنی متصل به هواپیما، معادله انتقالی حرکت هواپیما به صورت معادله (۱) بدست می‌آید [۲۱].

$$\dot{V} = -\frac{\dot{m}}{m}V - \omega \times V + [DCM]^T g + \frac{1}{m}(F_A + F_T) \quad (۱)$$

و معادلات حرکت دورانی با استفاده از قانون اوپلر حاکم به صورت معادله (۲) خواهد بود.

$$\dot{\omega} = -I^{-1} [\omega \times (I\omega)] + I^{-1} (M_A + M_T) \quad (۲)$$

با استفاده از روش جمع مشارکت اجزاء می‌توان نیروها و گشتاورهای آئرویدینامیکی (F_A, M_A) اعمالی به هواپیما را تقریب زده و سپس با

$$a = (T^T T)^{-1} T^T y \quad (13)$$

اگر y_0 سیگنال زمان جاری $t_0=0$ و y_i سیگنال‌های مربوط به زمان‌های پیشین ($t_i = -i\Delta t$) باشد آنگاه ماتریس T به شکل رابطه (۱۴) خواهد شد.

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 1 & -\Delta t & (-\Delta t)^2 & \dots & (\Delta t)^N \\ 1 & -2\Delta t & (-2\Delta t)^2 & \dots & (-2\Delta t)^N \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & -(n-1)\Delta t & [-(n-1)\Delta t]^2 & \dots & [-(n-1)\Delta t]^N \end{bmatrix} \quad (14)$$

برای پیش‌بینی مقدار y در زمان $t=t_0+\tau$ ، با فرض $t_0=0$ داریم:

$$y' = a_0 + a_1\tau + a_2\tau^2 + \dots + a_N\tau^N \quad (15)$$

با تعریف بردار زمانی پیش‌بینی t_p به صورت زیر

$$t_p = [1 \quad P\Delta t \quad \dots \quad P^N \Delta t^N] \quad (16)$$

مقدار پیش‌بینی شده برای y پس از گذشت زمان τ به صورت رابطه (۱۷) خواهد بود.

$$y' = t_p a \quad (17)$$

با جایگذاری مقدار a از رابطه (۱۳) در رابطه (۱۷)، پیش‌بینی مقدار y پس از زمان τ با رابطه (۱۸) بدست می‌آید.

$$y' = t_p \left[(T^T T)^{-1} T^T \right] y \quad (18)$$

۵- بررسی پایداری

در مدل فضای حالت، یک سیستم خطی غیر متغیر با زمان و با چندین تأخیر زمانی ثابت (τ_i) به صورت معادله (۱۹) است.

$$\dot{X}(t) = A_0 X(t) + \sum_{i=1}^k A_i X(t - \tau_i) \quad (19)$$

که $X \in \mathbb{R}^n$ ، $A_i \in \mathbb{R}^{n \times n}$ و $\tau_i \in \mathbb{R}^+$ هستند. در اینجا X بردار متغیرهای حالت و n نیز بیانگر تعداد تأخیرهای زمانی مختلف موجود در سیستم است. معادله (۱۹) به معادله دیفرانسیل تأخیری معروف است و با توجه به اینکه تأخیر زمانی در مشتق متغیرهای حالت ظاهر نشده است، این معادله دیفرانسیل تأخیری از نوع پس‌مانده^۱ است. معادله مشخصه معادلات دیفرانسیل (۱۹) به صورت معادله (۲۰) بدست

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_g + w_0 & -g \cos \theta_0 & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_g + w_0 & -g \sin \theta_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_g + M_w u_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (Y)$$

۴- روش پیش‌بینی چندجمله‌ای

در یک سیستم کنترل همیشه یک تأخیر زمانی برای رسیدن خروجی سیستم به مقدار فرمان ورودی وجود دارد. اگر فرمان ورودی به اندازه زمان T پیش‌بینی شود و مقدار پیش‌بینی شده به عنوان فرمان ورودی جدید به سیستم اعمال شود در اینصورت تأخیر زمانی سیستم حذف خواهد شد [۲۳]. در پیش‌بینی فرمان ورودی با استفاده از روش چندجمله‌ای، چندجمله‌ای‌های درجه بالاتر دقت بیشتری نسبت به چند جمله‌ای‌های درجه پایین‌تر دارند. البته با بالا رفتن درجه چند جمله‌ای، حجم محاسبات بالا رفته و محدوده پایداری کم می‌شود. مقدار تأخیر سیستم را می‌توان بر حسب گام زمانی به صورت رابطه (۹) بیان نمود.

$$\tau = P \Delta t \quad (9)$$

که در این رابطه، T تأخیر زمانی و Δt گام زمانی است. یک روش برای پیدا کردن منحنی برازش به چند نقطه، روش کمترین مربعات است که در این روش مجموع مربعات انحراف نقاط از خط منحنی، مینیمم می‌شود. یک چندجمله‌ای از درجه N بر حسب t بصورت رابطه (۱۰) است.

$$y = a_0 + a_1 t + \dots + a_N t^N \quad (10)$$

اگر n نقطه با مختصات‌های (t_0, y_0) تا (t_{n-1}, y_{n-1}) و با ضرایب a_0 تا a_n داشته باشیم، در این صورت معادله منحنی به صورت رابطه (۱۱) خواهد بود.

$$\begin{bmatrix} y_0 \\ \cdot \\ \cdot \\ y_{n-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & t_0 & \dots & t_0^N \\ 1 & t_1 & \dots & t_1^N \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & t_{n-1} & \dots & t_{n-1}^N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ \vdots \\ a_N \end{bmatrix} \quad (11)$$

رابطه (۱۱) را می‌توان به شکل ماتریسی مطابق رابطه (۱۲) نوشت.

$$y = T a \quad (12)$$

که در اینجا $y \in \mathbb{R}^n$ ، $T \in \mathbb{R}^{n \times (N+1)}$ هستند. برای بدست آوردن بردار ضرایب a می‌توان از رابطه (۱۳) استفاده نمود [۲۳].

می‌آید [۲۴].

$$\det\left(\lambda I - A_0 - \sum_{i=1}^k A_i e^{-\tau_i \lambda}\right) = 0 \quad (20)$$

مقادیر $\lambda \in \mathbb{R}$ که از حل معادله (۲۰) بدست می‌آید، مقادیر ویژه سیستم هستند که این مقادیر می‌تواند برای بررسی پایداری مورد استفاده قرار گیرد. در صورتی که این مقادیر در سمت چپ صفحه مختلط قرار گیرند آنگاه سیستم پایدار خواهد بود. با در نظر گرفتن زاویه سکان افقی (δe) به عنوان ورودی سیستم و استفاده از بردار متغیرهای حالت مطابق رابطه (۵)، مدل فضای حالت به شکل رابطه (۲۱) بدست می‌آید.

$$\dot{X}(t) = A_0 X(t) + Bu(t - \tau) \quad (21)$$

در صورتی که از کنترل‌کننده فیدبک حالت استفاده شود آنگاه سیگنال ورودی کنترلی به صورت زیر خواهد بود.

$$u(t - \tau) = -K X(t - \tau) \quad (22)$$

و بنابراین معادله حالت به شکل زیر خواهد شد.

$$\dot{X}(t) = A_0 X(t) + A_1 X(t - \tau) \quad (23)$$

که A_0 بیانگر ضرایب فضای حالت برای متغیرهای بدون تأخیر زمانی و A_1 بیانگر ضرایب برای متغیرهای همراه با تأخیر زمانی ثابت τ است. در این سیستم تأخیر زمانی ناشی از انتقال داده‌ها به کنترل‌کننده با تأخیر زمانی ناشی از دریافت سیگنال کنترلی از کنترل‌کننده، برابر در نظر گرفته شده است. بنابراین در رابطه (۱۹)، $k=1$ در نظر گرفته شده است. ماتریس‌های A_0 و A_1 با استفاده از روابط (۲۴) و (۲۵) بدست می‌آیند.

$$A_0 = A \quad (24)$$

$$A_1 = -BK \quad (25)$$

با توجه به اینکه سیستم کنترل ارتفاع هواپیما دارای دو حلقه داخلی مربوط به زاویه θ و سرعت زاویه‌ای q است و بنابراین بردار K جهت کنترل ارتفاع هواپیما به صورت زیر است:

$$K = [0 \quad 0 \quad K_q \quad K_\theta \quad K_h] \quad (26)$$

با توجه به ماتریس‌های A_0 و A_1 بدست‌آمده، معادله مشخصه حاکم بر سیستم به صورت معادله (۲۷) خواهد بود.

$$\det(\lambda I - A_0 - A_1 e^{-\tau \lambda}) = 0 \quad (27)$$

که λ مقادیر ویژه بوده که از حل معادله جبری غیرخطی (۲۷)

بدست می‌آیند. برای حل این معادله از نرم افزار متلب و جعبه ابزار تحلیل دوشاخگی استفاده شده است [۲۵].

برای بررسی پایداری سیستم با تأخیر زمانی (۲۳)، تابع لیاپانوف به شکل زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$V(t, X) = X^T(t)PX(t) + \int_{t-\tau}^t X^T(s)QX(s)ds \quad (28)$$

که P و $Q \in \mathbb{R}^{n \times n}$ ماتریس‌های معین مثبت هستند. با مشتق‌گیری از تابع لیاپانوف نسبت به زمان داریم:

$$\dot{V}(t, X) = 2X^T(t)P\dot{X}(t) + X^T(t)QX(t) - (1-d)X^T(t-\tau)QX(t-\tau) \quad (29)$$

با فرض آنکه $\dot{\tau} \leq d$ و همچنین با جایگذاری $\dot{X}(t)$ از رابطه (۲۳) در رابطه (۲۹)، خواهیم داشت:

$$\dot{V}(t, X) \leq 2X^T(t)P[A_0 X(t) + A_1 X(t-\tau)] + X^T(t)QX(t) - (1-d)X^T(t-\tau)QX(t-\tau) \quad (30)$$

رابطه (۳۰) را می‌توان به شکل ماتریسی زیر نوشت:

$$\dot{V}(t, X) \leq \begin{bmatrix} X(t) \\ X(t-\tau) \end{bmatrix}^T W \begin{bmatrix} X(t) \\ X(t-\tau) \end{bmatrix} \quad (31)$$

که ماتریس W و شرط نامساوی ماتریس خطی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$W = \begin{bmatrix} A_0^T P + PA_0 + Q & PA_1 \\ A_1^T P & -(1-d)Q \end{bmatrix} \leq 0 \quad (32)$$

امکان پذیری شرط (۳۲) به معنای شرط کافی برای پایداری مجانبی یکنواخت سیستم با تأخیر زمانی است.

۶- نتایج

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه سیستم کنترل زاویه فراز یک هواپیمای بدون سرنشین انجام شده است. این شبیه‌سازی شامل یک کامپیوتر برای شبیه‌سازی زمان واقعی پرواز و سخت‌افزار سیستم کنترل پرواز است که با پروتکل ارتباط شبکه به هم متصل شده‌اند. تأخیر زمانی ناشی از اتصال کامپیوتر شبیه‌سازی پرواز و سخت‌افزار کنترل‌کننده در سیستم کنترل حلقه بسته می‌تواند باعث کاهش عملکرد سیستم و یا حتی ناپایداری شود. تأخیر زمانی ناشی از ارتباط شبکه مقداری تصادفی است ولی در اینجا تأخیر زمانی ثابت و برابر ۰/۱۲۷ ثانیه، بر اساس نتایج تجربی در نظر گرفته شده است. در جدول (۱)، مشتقات پایداری و کنترل یک هواپیمای نمونه آورده شده است.

با استفاده از داده‌های جدول (۱)، ماتریس‌های A_0 ، A_1 به صورت

جدول ۱: مشتقات پایداری و کنترل هواپیما
Table 1. Stability and control derivatives of the aircraft

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
-۰/۰۰۴	X_u	-۰/۱۰۹	Z_u	-۰/۰۰۲	M_u	-۰/۵۵۵	K_q
-۰/۰۷۸	X_w	-۰/۷۹۹	Z_w	-۰/۰۲۵	M_w	-۰/۸۶۹	K_θ
-۱۰/۰۳۰	X_q	۱۱۳/۱۳۹	Z_q	-۰/۱۳۷	M_q	-۰/۲۷۸	K_h
-۰/۸۲۲	X_{δ_e}	-۱۵/۰۴۹	Z_{δ_e}	-۹/۰۸۷	M_{δ_e}	۱۱۴	U_0

سیستم به ازای تغییر تأخیر زمانی رسم شده است. جفت ریشه‌های مود پریود بلند به ازای تغییر تأخیر زمانی، جابجایی زیادی ندارند و بنابراین در شکل (۴) مشابه یک نقطه مشاهده می‌شوند. ولی جفت ریشه‌های مود پریود کوتاه با افزایش تأخیر زمانی ابتدا کمی به سمت چپ و سپس به سمت راست متمایل می‌شوند و ناپایدار می‌شوند. شکل ۵ قسمت حقیقی ریشه‌های مود پریود بلند و مود پریود کوتاه را نشان می‌دهد. قسمت حقیقی مود پریود بلند تقریباً جابجایی بسیار ناچیز داشته و در ۰/۶- باقی‌مانده است. قسمت حقیقی مود پریود کوتاه تغییر قابل توجهی داشته و در تأخیر زمانی ۰/۱۲۷ ثانیه ناپایدار می‌شود. در حرکت طولی یک ریشه در مبدأ مختصات وجود دارد که به ازای تغییر تأخیر زمانی جابجایی ندارد.

زیر بدست می‌آید:

$$A_y = \begin{bmatrix} -0.004 & 0.078 & -10.308 & -9.772 & 0 \\ -0.109 & -0.779 & 113.139 & -0.852 & 0 \\ 0.002 & -0.025 & -0.137 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 114 & 0 \end{bmatrix}, A_z = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0.715 & 0.229 & 0.013 \\ 0 & 0 & -13.087 & -4.189 & -0.248 \\ 0 & 0 & -7.902 & -2.529 & -0.149 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

با فرض $\dot{t}=0$ و $d=0$ ، با حل مسئله امکان‌پذیری (۳۲)،

ماتریس‌های P و Q به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$P = \begin{bmatrix} 0.0052 & -0.0001 & 0.0006 & 0.0598 & 0.0004 \\ -0.0001 & 0.0000 & -0.0000 & -0.0008 & -0.0000 \\ 0.0006 & -0.0000 & 0.0001 & 0.0067 & 0.0000 \\ 0.0598 & -0.0008 & 0.0067 & 0.6885 & 0.0051 \\ 0.0004 & -0.0000 & 0.0000 & 0.0051 & 0.0000 \end{bmatrix}, Q = \begin{bmatrix} 0.0018 & -0.0001 & 0.0002 & 0.0245 & 0.0001 \\ -0.0001 & 0.0000 & -0.0001 & -0.0021 & -0.0000 \\ 0.0002 & -0.0001 & 0.0007 & 0.0067 & 0.0000 \\ 0.0245 & -0.0021 & 0.0067 & 0.4146 & 0.0011 \\ 0.0001 & -0.0000 & 0.0000 & 0.0011 & 0.0000 \end{bmatrix} \quad (34)$$

معادله مشخصه دینامیک هواپیما در حرکت طولی دارای یک جفت ریشه به نام مود پریود بلند و یک جفت ریشه به نام مود پریود کوتاه است. در شکل ۴ مکان هندسی ریشه‌های معادله مشخصه

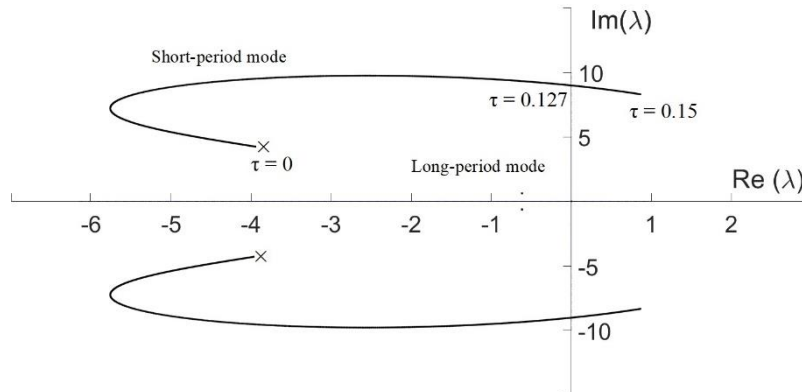


Fig. 4. Root locus of short and long period modes for time delay $\tau = 0 - 0.15$ sec

شکل ۴: مکان هندسی ریشه‌های معادله مشخصه (مود پریود کوتاه و مود پریود بلند) به ازای تغییر تأخیر زمانی از ۰ تا ۰/۱۵ ثانیه

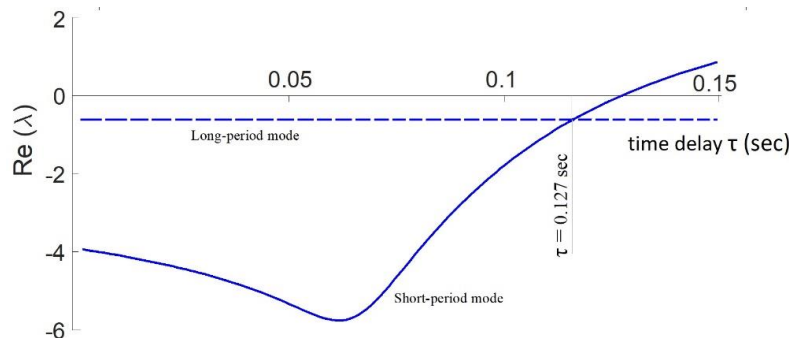


Fig. 5. Real part of short and long period modes for time delay $\tau = 0 - 0.15$ sec

شکل ۵: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های معادله مشخصه (مود پریود کوتاه و مود پریود بلند) به ازای تغییر تأخیر زمانی از ۰ تا ۱۵/۰ ثانیه

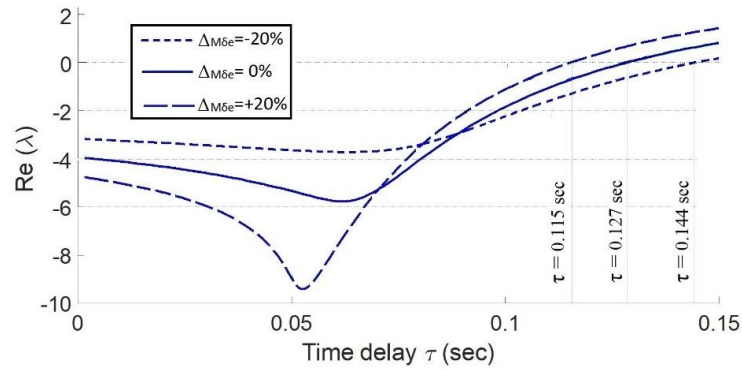


Fig. 6. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta M\delta e = \pm 20\%$

شکل ۶: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta M\delta e = \pm 20\%$

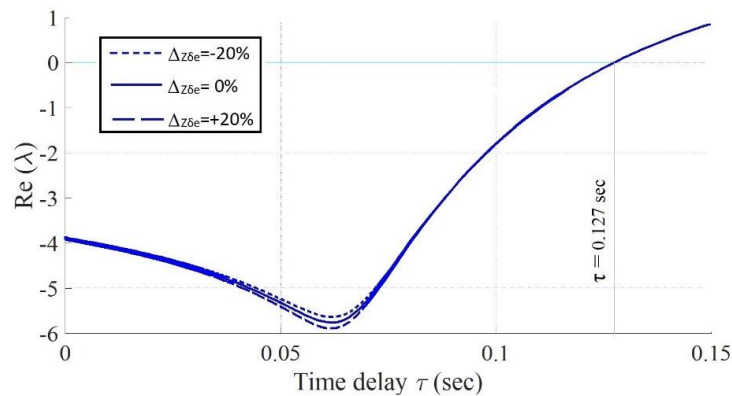


Fig. 7. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta Z\delta e = \pm 20\%$

شکل ۷: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta Z\delta e = \pm 20\%$

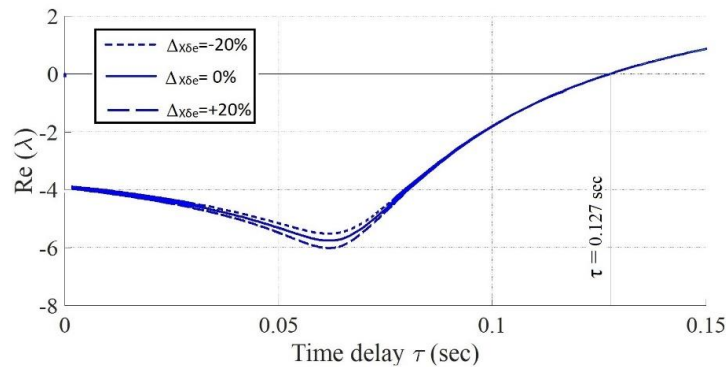


Fig. 8. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta X\delta e = \pm 20\%$

شکل ۸: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta X\delta e = \pm 20\%$

بحرانی برابر ۰/۱۲۷ ثانیه است و با عدم قطعیت $\Delta M_{\delta e} = -20\%$ تأخیر زمانی بحرانی ۹/۴٪ کاهش داشته و برابر ۰/۱۱۵ ثانیه شده است ولی با عدم قطعیت $\Delta M_{\delta e} = 20\%$ تأخیر زمانی بحرانی ۱۳/۴٪ افزایش داشته و برابر ۰/۱۴۴ ثانیه شده است. شکل‌های ۷ و ۸ نشان می‌دهد که عدم قطعیت $\pm 20\%$ در مشتقات کنترلی $X_{\delta e}$ و $Z_{\delta e}$ تأثیر قابل

تأثیر عدم قطعیت در مدل سیستم بر روی تأخیر زمانی بحرانی سیستم نیز بررسی شده است. ابتدا به بررسی اثر عدم قطعیت در مشتقات کنترلی طولی هواپیما پرداخته شده است. شکل ۶ تأثیر عدم قطعیت در مشتق کنترلی $M_{\delta e}$ در مود پریود کوتاه نشان داده شده است. به ازای مقادیر نامی مشتقات پایداری و کنترل، تأخیر زمانی

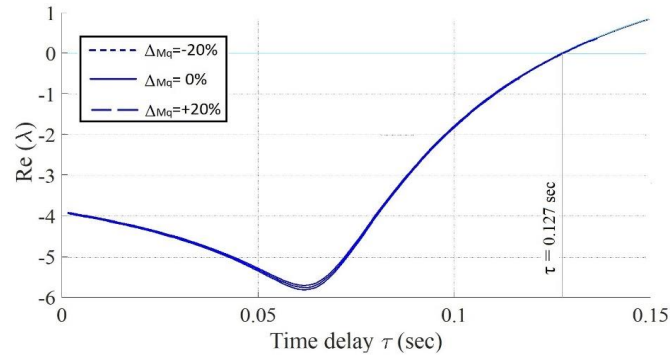


Fig. 9. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta M_q = \pm 20\%$

شکل ۹: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta M_q = \pm 20\%$

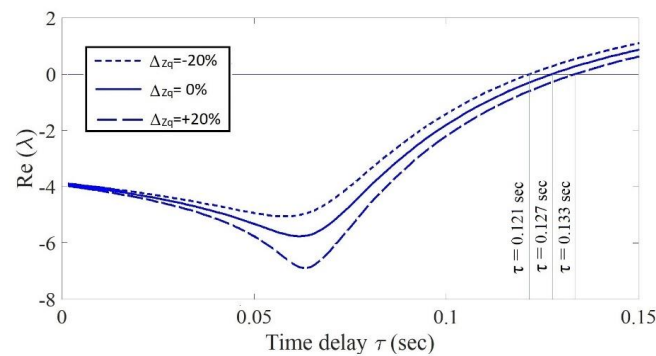


Fig. 10. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta Z_q = \pm 20\%$

شکل ۱۰: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta Z_q = \pm 20\%$

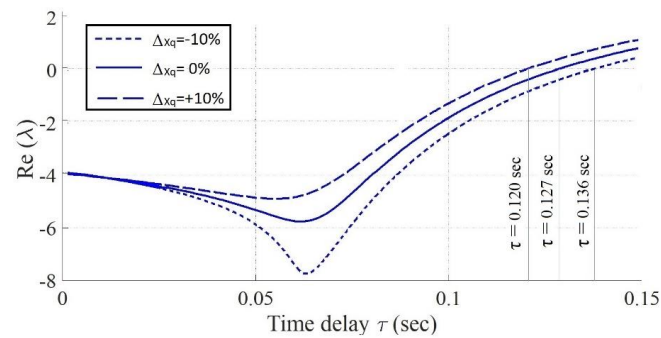


Fig. 11. Real part of short period roots for uncertainty $\Delta X_q = \pm 10\%$

شکل ۱۱: قسمت حقیقی مکان هندسی ریشه‌های مود پریود کوتاه به ازای عدم قطعیت $\Delta X_q = \pm 10\%$

بحرانی ۴/۷٪ افزایش داشته و برابر ۰/۱۳۳ ثانیه شده است. شکل ۱۱ نشان می‌دهد که تأثیر عدم قطعیت در X_q بسیار بیشتر از تأثیر عدم قطعیت ناشی از بقیه مشتقات پایداری و کنترل است. با عدم قطعیت $\Delta X_q = -10\%$ ، تأخیر زمانی بحرانی ۷/۱٪ افزایش داشته و برابر ۰/۱۳۶ ثانیه شده است ولی با عدم قطعیت $\Delta X_q = +10\%$ ، تأخیر زمانی بحرانی ۵/۵٪ کاهش داشته و برابر ۰/۱۲۰ ثانیه شده است. در اینجا شبیه‌سازی پرواز به صورت زمان واقعی با استفاده از

توجهی در تأخیر زمانی بحرانی ندارد.

اثر عدم قطعیت‌ها در مشتقات پایداری هواپیما در حرکت طولی نیز بررسی شده است. مطابق شکل ۹، عدم قطعیت در M_q و به اندازه $\Delta M_q = -20\%$ تأثیر قابل توجهی در مود پریود کوتاه ندارد. در شکل ۱۰ تأثیر عدم قطعیت Z_q نشان داده شده است. با عدم قطعیت $\Delta Z_q = -20\%$ ، تأخیر زمانی بحرانی ۴/۷٪ کاهش داشته و برابر ۰/۱۲۱ ثانیه شده است ولی با عدم قطعیت $\Delta Z_q = +20\%$ ، تأخیر زمانی

با استفاده از ۵ داده قبلی برای تخمین سیگنال در ۱۵۰ میلی ثانیه آینده استفاده می‌شود. نتایج حاصل از این جبران‌سازی در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ بر روی متغیرهای مختلف پروازی نشان داده شده است. در اینجا برای بررسی صحت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، نتایج این شبیه‌سازی با نتایج شبیه‌سازی مدل در حلقه مقایسه گردیده است. در روش پیشگویی چند جمله‌ای از ۵ نقطه قبلی ($n=5$) و چندجمله‌ای مرتبه یک ($N=1$) و چند جمله‌ای مرتبه دو ($N=2$) استفاده شده است. چند جمله‌ای مرتبه یک دارای خطای ۳۲٪ ولی چندجمله‌ای مرتبه دو دارای خطای کمتر از ۳٪ است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با افزایش مرتبه چندجمله‌ای از مرتبه دو به مرتبه بالاتر باعث افزایش خطای شبیه‌سازی می‌شود.

نرم‌افزار متلب و استفاده از جعبه‌ابزار زمان واقعی بر روی یک کامپیوتر رومیزی اجرا می‌شود. الگوریتم کنترل پرواز نیز که فقط شامل مدل کنترل ارتفاع است، بر روی پروسوسور پیاده‌سازی شده است. با توجه به اینکه ارتباط کامپیوتر پرواز و پروسوسور کنترل پرواز با استفاده از پروتکل شبکه انجام می‌شود، یک تأخیر زمانی در ارسال و دریافت داده‌ها با مقدار میانگین حدود ۱۵۰ میلی‌ثانیه ایجاد می‌شود. این تأخیر زمانی باعث کاهش پایداری سیستم حلقه بسته و عملکرد نامناسب سیستم کنترل پرواز در طی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌شود. در اینجا شبیه‌سازی با زمان نمونه برداری ثابت و برابر ۳۰ میلی‌ثانیه انجام می‌گیرد. با توجه به اینکه تأخیر زمانی حدود ۵ برابر دوره نمونه برداری است، بنابراین از چندجمله‌ای‌های مرتبه یک و دو

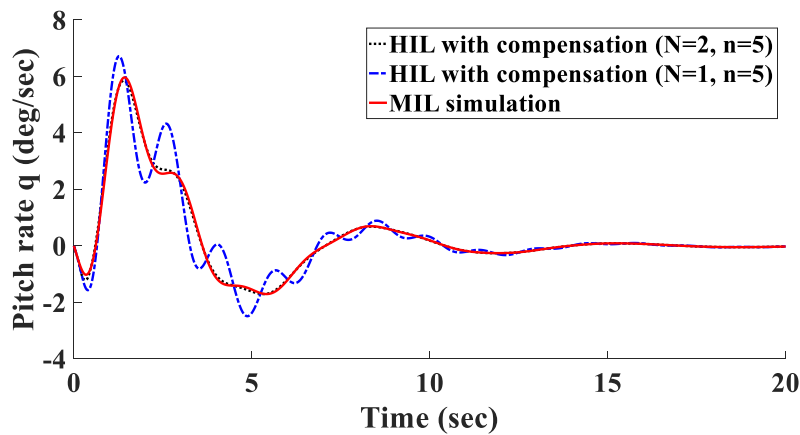


Fig. 12. Pitch rate trajectory in Hardware-In-the-Loop (HIL) simulation with first and second order polynomial compensators versus Model-In-the-Loop (MIL) simulation

شکل ۱۲: نرخ زاویه فراز در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با جبران‌کننده چند جمله‌ای با مرتبه‌های یک و دو و مقایسه با شبیه‌سازی مدل در حلقه

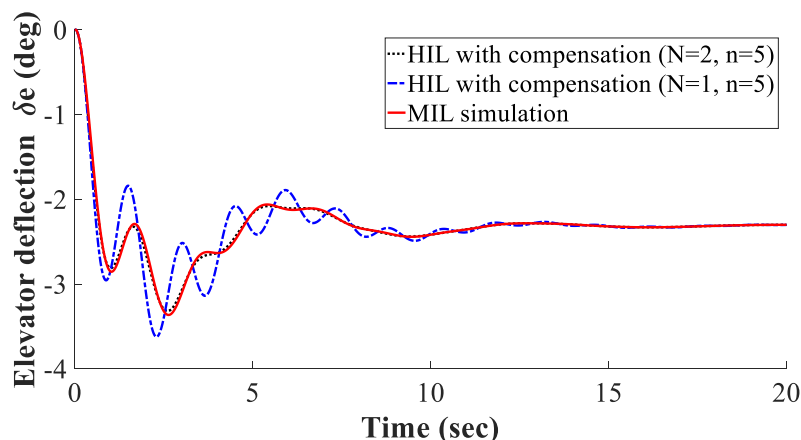


Fig. 13. Elevator deflection trajectory in Hardware-In-the-Loop (HIL) simulation with first and second order polynomial compensators versus Model-In-the-Loop (MIL) simulation

شکل ۱۳: زاویه سکان افقی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با جبران‌کننده چند جمله‌ای با مرتبه‌های یک و دو و مقایسه با شبیه‌سازی مدل در حلقه

روش چندجمله‌ای در پیشگویی سیگنال، جبران‌سازی تأخیر زمانی انجام گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با شبیه‌سازی مدل در حلقه، بیانگر عملکرد مناسب روش جبران‌سازی ارائه شده است. در روش پیشگویی چند جمله‌ای از ۵ نقطه قبلی و چندجمله‌ای‌های مرتبه یک و دو استفاده شده است. چندجمله‌ای مرتبه یک دارای خطای ۳۲٪ ولی چندجمله‌ای مرتبه دو دارای خطای کمتر از ۳٪ است. علاوه بر این، اثر عدم قطعیت در مدل هواپیما نیز بر تأخیر زمانی بحرانی در نظر گرفته شده است. عدم قطعیت در مدل ناشی از مشتقات پایداری و کنترل در نظر گرفته شده است. نتایج مربوط به مکان هندسی ریشه‌ها نشان می‌دهد که افزایش تأخیر زمانی، مود پررود کوتاه را ناپایدار می‌کند ولی تأثیری بر مود پررود بلند ندارد. همچنین، مشتقات پایداری X_q ، $Z_{\delta e}$ و Z_q نسبت به مشتقات پایداری و کنترل دیگر هواپیما در حرکت طولی، به ترتیب

برای بررسی تأثیر جبران کننده تأخیر زمانی بر عملکرد شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، در شکل‌های (۱۴) و (۱۵)، نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با جبران کننده و بدون جبران کننده مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه بدون جبران کننده بیانگر ناپایداری شبیه‌سازی است. این ناپایداری به دلیل تأخیر زمانی در ارتباط شبکه است.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله به شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه سیستم کنترل پرواز یک هواپیما پرداخته شد. در این شبیه‌سازی، تأخیر زمانی ناشی از ارسال و دریافت سیگنال توسط ارتباط شبکه بین کامپیوتر شبیه‌ساز پرواز و پروسسور کنترل پرواز، باعث عملکرد ضعیف سیستم کنترل پرواز و ناپایداری شبیه‌سازی می‌شود. بنابراین با استفاده از

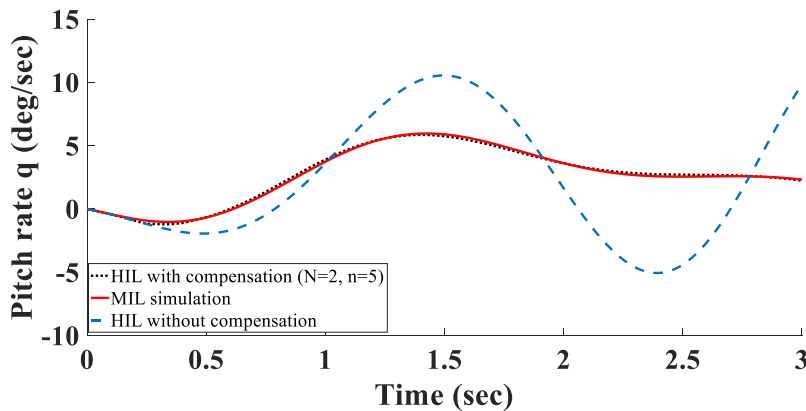


Fig. 14. Pitch rate in hardware-in-the-loop simulation with and without compensator
شکل ۱۴: نرخ زاویه فراز در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با جبران کننده و بدون جبران کننده

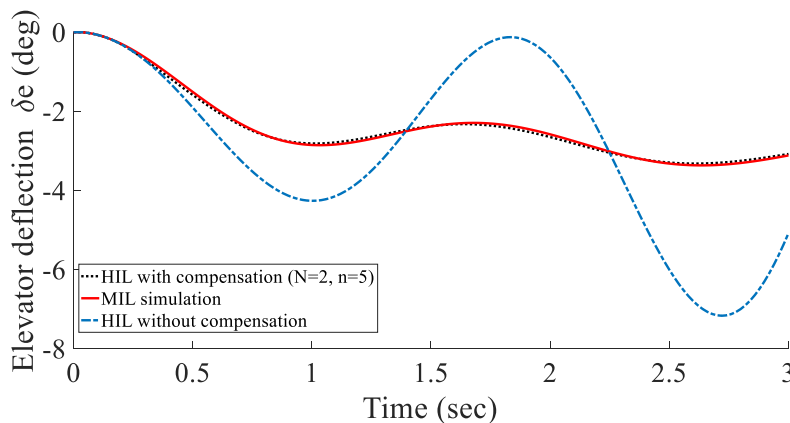


Fig. 15. Elevator deflection in hardware-in-the-loop simulation with and without compensator
شکل ۱۵: زاویه سکان افقی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با جبران کننده و بدون جبران کننده

تأثیر بیشتری در تأخیر زمانی بحرانی دارند.

منابع

- 1056.
- [11]H. Wenbo, Z. Qiang, The hardware-in-the-loop simulation on the control system of a small launch vehicle, *Procedia Engineering*, 1871-1867 (2012) 29.
- [12]L. Waszniowski, Z. Hanzálek, J. Doubrava, Aircraft Control System Validation via Hardware-in-the-Loop Simulation, *Journal of aircraft*, 1468-1466 (2011) (4)48.
- [13]M.M. Gade, S. Hangal, D. Krishnan, H. Arya, Development of obstacle avoidance controller for MAVs: Testing in hardware-in-loop simulation, *IFAC-PapersOnLine*, (1)49 418-413 (2016).
- [14]C. Berbra, D. Simon, S. Gentil, S. Lesecq, Hardware in the loop networked control and diagnosis of a quadrotor drone, in: the 7th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes, Barcelone, Espagne, Citeseer, 2009.
- [15]C. Qi, F. Gao, X. Zhao, A. Ren, Q. Wang, Q. Sun, Y. Hu, L. Qiao, Smith predictor based delay compensation for a hardware-in-the-loop docking simulator, *Mechatronics*, 76-63 (2016) 36.
- [16]C. Qi, F. Gao, X. Zhao, Q. Wang, A. Ren, Hybrid Smith predictor and phase lead based divergence compensation for hardware-in-the-loop contact simulation with measurement delay, *Acta Astronautica*, -175 (2018) 147 182.
- [17]M. Wallace, D. Wagg, S. Neild, An adaptive polynomial based forward prediction algorithm for multi-actuator real-time dynamic substructuring, *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 3826-3807 (2005) (2064)461.
- [18]M.A. Dehghani, M.B. Menhaj, H. Ghaderi, A hardware in the loop simulation testbed for vision-based leader-follower formation flight, *Mechatronics*, -223 (2017) 47 232.
- [19]Z. Veraszto, G. Stepan, Hardware-in-the-loop Experiments in Presence of Delay, *Procedia IUTAM*, 22 30-24 (2017).
- [20]A. Riccobono, A. Helmedag, A. Berthold, N.R. Averous, R.W. De Doncker, A. Monti, Stability and accuracy considerations of power hardware-in-the-loop test
- [1]R. Isermann, J. Schaffnit, S. Sinsel, Hardware-in-the-loop simulation for the design and testing of engine-control systems, *Control Engineering Practice*, -643 (1999) (5)7 653.
- [2]H.K. Fathy, Z.S. Filipi, J. Hagena, J.L. Stein, Review of hardware-in-the-loop simulation and its prospects in the automotive area, in: *Modeling and simulation for military applications*, International Society for Optics and Photonics, 2006, pp. 62280E.
- [3]C. Kamali, S. Jain, Hardware in the Loop Simulation for a Mini UAV, *IFAC-PapersOnLine*, 705-700 (2016) (1)49.
- [4]M.A. Al-Jarrah, M. Hasan, HILS setup of dynamic flight path planning in 3D environment with flexible mission planning using Ground Station, *Journal of the Franklin Institute*, 65-45 (2011) (1)348.
- [5]D. Kumar, G. Kumaresan, Processor-in-loop simulation for formation flying of multiple unmanned MAVs, *IFAC-PapersOnLine*, 693-688 (2016) (1)49.
- [6]M. Amoozadeh, B. Ching, C.-N. Chuah, D. Ghosal, H.M. Zhang, VENTOS: Vehicular Network Open Simulator with Hardware-in-the-Loop Support, *Procedia Computer Science*, 68-61 (2019) 151.
- [7]X.-J. Qiu, W.-H. Zheng, Y.-T. Tang, F. Lu, The Test Verification Design Method Based on Rapid Prototyping Technology of Aero-engine, *Procedia Engineering*, 99 990-981 (2015).
- [8] T.H. Bradley, B.A. Moffitt, D.N. Mavris, T.F. Fuller, D.E. Parekh, Hardware-in-the-loop testing of a fuel cell aircraft powerplant, *Journal of Propulsion and Power*, (6)25 1344-1336 (2009).
- [9]M. Karpenko, N. Sepehri, Hardware-in-the-loop simulator for research on fault tolerant control of electrohydraulic actuators in a flight control application, *Mechatronics*, 1077-1067 (2009) (7)19.
- [10]N. Gans, W. Dixon, R. Lind, A. Kurdila, A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles, *Mechatronics*, -1043 (2009) (7)19

- using real-time dynamic substructuring, *Journal of Sound and Vibration*, 754-737 (2007) (5-3)307.
- [24] R. Sipahi, S.-I. Niculescu, C.T. Abdallah, W. Michiels, K. Gu, Stability and stabilization of systems with time delay, *IEEE Control Systems Magazine*, 65-38 (2011) (1)31.
- [25] K. Engelborghs, T. Luzyanina, D. Roose, Numerical bifurcation analysis of delay differential equations using DDE-BIFTOOL, *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, 21-1 (2002) (1)28.
- benches for wind turbines, *IFAC-PapersOnLine*, (1)50 10984-10977 (2017).
- [21] B.L. Stevens, F.L. Lewis, E.N. Johnson, *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems*, John Wiley & Sons, 2015.
- [22] J. Roskam, *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, DARcorporation, 1998.
- [23] M. Wallace, D. Wagg, S. Neild, P. Bunniss, N. Lieven, A. Crewe, *Testing coupled rotor blade-lag damper vibration*

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Nasiri, *Time-delay compensation for networked hardware-in-the-loop simulation of a flight control system using polynomial prediction. Amirkabir J. Mech Eng., 53(special issue 2) (2021) 1111-1124.*

DOI: [10.22060/mej.2020.17283.6562](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17283.6562)

