



استفاده از شبکه عصبی برای تخمین درصد موفقیت کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما

روزبه مرادی^{۱*}، جمیله حمزه‌ای^۲

*^۱- استادیار، گروه هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران

^۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران

* نویسنده مخاطب: roozbeh_moradi_aerospace@yahoo.com

تعیین میزان موفقیت کنترل‌کننده یکی از مسائل مهم در حوزه کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما می‌باشد. دلیل اهمیت زیاد این موضوع نیز ماهیت تصادفی و از قبل پیش‌بینی نشده عیوب است. از طرفی، به دلیل وجود حالت‌های بسیار زیاد (تقریباً بی‌شمار) عیب، انجام شبیه‌سازی‌های متعدد و بررسی میزان موفقیت کنترل‌کننده در شرایط مختلف بروز عیب زمانبر خواهد بود. برای رفع این مشکل، در این مقاله از شبکه عصبی برای تعیین درصد موفقیت کنترل‌کننده تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما در شرایط مختلف رخداد عیب استفاده شده است. بدین صورت که ابتدا، شبکه عصبی تحت آموزش قرار گرفته و سپس، با بررسی‌های مختلف از عملکرد مناسب آن در پیش‌بینی موفقیت یا عدم موفقیت کنترل‌کننده اطمینان حاصل شده است. سپس، با توجه به سرعت بسیار زیاد شبکه آموزش دیده، بررسی متنوعی از میزان موفقیت کنترل‌کننده در طیف گسترده‌ای از عیوب انجام شده است. نتایج بدست آمده از نظر فیزیکی منطقی بوده و نشان می‌دهند که با افزایش شدت عیب، احتمال موفقیت کنترل‌کننده نیز کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال، فضاپیما، سرعت زاویه‌ای، شبکه عصبی

Using Neural Network to Estimate the Success Percent of Spacecraft Active Fault-Tolerant Controller

R. Morad^{*1}, J. Hamzeye²

1*. Assistant Professor, Aerospace group, Renewable Energies Department, Urmia University of Technology, Urmia, Iran

2. M. Sc. Student, Aerospace group, Renewable Energies Department, Urmia University of Technology, Urmia, Iran

*Corresponding Author: roozbeh_moradi_aerospace@yahoo.com

Determining the controller success percent is one of the important issues in spacecraft active fault-tolerant control. The importance of this subject is mainly related to the random and unpredictable nature of faults. On the other hand, since there exists a wide range of faults, various simulations and evaluating controller success percent will require a large amount of time. To resolve this problem, the present paper uses neural network to determine the controller success percent in various fault conditions. First, the neural network is trained and its performance in predicting controller efficiency is verified. Then, considering the high speed of the trained network, a thorough investigation is performed based on a wide range of faults. The obtained results are physically sensible and show that as the fault increases, the probability of controller success will decrease.

Keywords: Active Fault-Tolerant Control, Spacecraft, Angular Velocity, Neural Network

۱ مقدمه

در سال‌های اخیر، سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب توجه بسیاری از محققان را به خود جلب نموده‌اند. مهمترین علت این امر، نیاز به افزایش امنیت و قابلیت اطمینان در سیستم‌های کنترل است. هدف چنین سیستم‌هایی، نگه داشتن سیستم کنترل در شرایط عملکردی مطلوب و حفظ پایداری آن در هنگام رخداد عیب و خرابی در اجزای مختلف سیستم کنترل می‌باشد [۱].

تحمل‌پذیری عیب، مشخصه‌ای است که سامانه را قادر می‌سازد تا با به وجود آمدن عیب در اجزایش (یک یا چند عیب)، به صورت صحیح به کار خود ادامه دهد. در این دسته از سامانه‌ها، در صورت بروز عیب، در صورتی که کیفیت کلی سامانه کاهش یابد، میزان این کاهش، متناسب با میزان بزرگی شدت عیب است [۲-۵]. در حالی که در طراحی‌های ساده‌تر، این عیوب می‌توانند به طور کلی موجب از کار افتادن سامانه شوند. کنترل تحمل‌پذیر عیب در سیستم‌های هوافضایی و مخصوصاً در بحث کنترل وضعیت بسیار مورد تاکید قرار گرفته است [۶].

کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته فعال و غیر فعال تقسیم می‌گردد. در روش غیر فعال که با نام مقاوم نیز شناخته می‌شود، کنترلر ثابت بوده و به گونه‌ای طراحی می‌شود که سیستم در مقابل آسیب‌های از پیش تعیین شده مقاوم باشد. سیستم‌های سنتی، از استراتژی‌های غیر فعال با افزونگی‌های سخت‌افزاری یا روش‌های طراحی مقاوم برای جبران عیوب پیش‌بینی شده استفاده می‌کنند. در نقطه مقابل، روش‌های فعال با استفاده از ماژول‌های تشخیص و محل یابی عیب و پیکربندی مجدد کنترلر، اثر عیوب را کاهش می‌دهند [۷].

تاکنون مقالات زیادی در رابطه با مساله کنترل تحمل‌پذیر عیب فضاپیما با رویکرد استفاده از شبکه عصبی چاپ شده‌اند. می‌توان از بین جدیدترین کارهای انجام شده، به مقالات [۸-۱۰] اشاره نمود. در مقاله [۸]، از تخمین گر نوروادپتو برای تخمین اغتشاشات استفاده شده است. در مقاله [۹]، از شبکه عصبی برای تخمین عدم قطعیت‌های دینامیکی که بوسیله اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های اینرسی ایجاد می‌شوند استفاده شده است. در مقاله [۱۰]، ساختار کنترل مقاوم با استفاده از شبکه عصبی ایجاد شده است. لازم به ذکر است که این مقالات تنها نمونه‌هایی از جدیدترین مقالات موجود در این زمینه بوده و استفاده از شبکه عصبی در مساله کنترل تحمل‌پذیر عیب، با توجه به قابلیت‌های این روش امری مرسوم می‌باشد.

در مقاله حاضر، از شبکه عصبی و قابلیت‌های آن برای تخمین میزان موفقیت کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب فعال فضاپیما استفاده شده است. دلیل استفاده از شبکه عصبی برای انجام چنین کاری به این شرح است: به منظور ارزیابی میزان موفقیت

کنترل کننده در برابر دسته گسترده‌ای از عیوب تصادفی، می‌توان از شبیه‌سازی‌های متعدد استفاده نمود. با این حال، به دلیل گستردگی زیاد و غیر قابل پیش‌بینی بودن عیوب، این شبیه‌سازی‌ها به زمان اجرای زیادی نیاز دارند. شبکه عصبی این قابلیت را دارد که پس از آموزش صحیح، بتواند رفتار سیستم را در کسری از ثانیه پیش‌بینی کند. این موضوع نیز باعث کاهش بسیار شدید زمان اجرای شبیه‌سازی‌ها خواهد شد. با توجه به این قابلیت، در مقاله حاضر از شبکه عصبی استفاده شده و زمان اجرای شبیه‌سازی‌های متعدد برای تخمین میزان موفقیت کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب فعال کاهش چشمگیری یافته است. نتایج بدست آمده منطقی بوده و نشان می‌دهند که با افزایش شدت عیب، احتمال موفقیت کنترل کننده نیز کاهش می‌یابد.

۲ معادلات دینامیکی، مشخصات فضاپیما و

مدل عیب

معادله سرعت زاویه‌ای فضاپیما در دستگاه مختصات بدنی در فرم برداری به صورت زیر است [۱۱]:

$$\dot{\omega} = -J^{-1}(\omega \times J\omega) + J^{-1}u \quad (1)$$

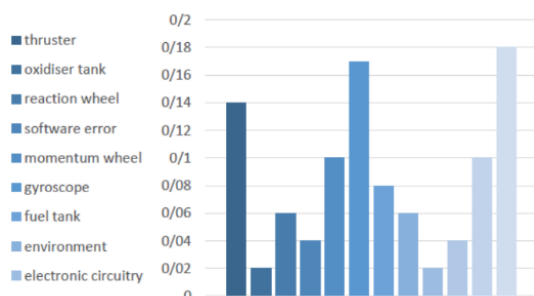
در این رابطه:

$\omega^T = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]$: بردار سرعت زاویه‌ای فضاپیما؛
ماتریس ممان اینرسی:

$$J = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 449.5 & 0 & 0 \\ 0 & 264.5 & 0 \\ 0 & 0 & 312.5 \end{bmatrix} \text{ (kg.m}^2\text{)}$$

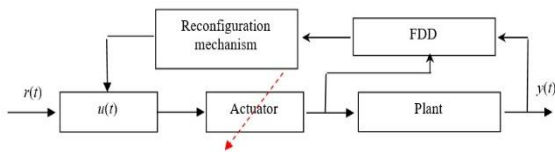
$u^T = [u_1 \quad u_2 \quad u_3]$: گشتاورهای کنترلی؛

لازم به ذکر است که فضاپیمای مورد بررسی در این مقاله یک ماهواره است که مشخصات ممان اینرسی آن از مرجع [۱۲] انتخاب شده است. در این مقاله، فرض شده که عیب در ناحیه عملگر رخ می‌دهد. با توجه به شکل ۱، عیب در ناحیه عملگر یکی از دلایل عمده خرابی و از کار افتادن سیستم کنترل وضعیت می‌باشد [۱۳].



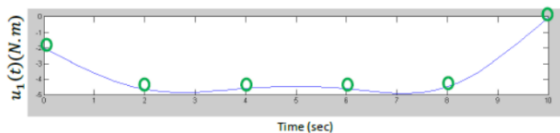
شکل ۱- عوامل موثر در خرابی سیستم کنترل وضعیت

۱- فضاپیما در مدار دایروی با ارتفاع ۴۰۰ کیلومتر از زمین قرار دارد.
۲- سرعت زاویه‌ای اولیه (در اثر اختلال در تزریق مداری) به ترتیب حول محورهای اول، دوم و سوم بدنی ۵، ۶ و ۴- درجه بر ثانیه است.
۳- بیشترین گشتاور قابل تولید حول هر محور اصلی برابر ۱۰ نیوتن-متر است.
۴- مدت زمان قابل قبول برای انجام ماموریت ۵۰ ثانیه است.
از بین موارد ۱ تا ۴، مورد ۱ از مرجع [۱۲] بوده و سایر موارد فرض مقاله حاضر هستند.
ساختار کنترل کننده به صورت نشان داده شده در شکل ۲ در نظر گرفته شده است [۱۳]:



شکل ۲- ساختار کنترل کننده

فلش خط-چین نشان دهنده رخداد عیب در ناحیه عملگر است. وظیفه مکانیزم پیکربندی مجدد، اصلاح $u(t)$ تا زمان برآورده شدن قیود مساله خواهد بود. برای تولید سیگنال کنترلی در فضای پیوسته، در این مقاله از مفهوم نقاط گره استفاده شده است. نقاط گره (دایره-های توخالی) در شکل ۳ نشان داده شده‌اند (در این شکل زمان نهایی ۱۰ ثانیه است. در حالی که در مساله حاضر، زمان نهایی ۵۰ ثانیه در نظر گرفته شده است):



شکل ۳- گشتاور کنترلی $u_1(t)$ (دایره‌ها نقاط گره را نشان می‌دهند)

پس از تعیین نقاط گره، سیگنال کنترلی پیوسته خواهد شد. در این مقاله، برای پیوسته نمودن سیگنال کنترلی از ابزار اسپلاین مکعبی^۳ نرم‌افزار متلب استفاده شده است. افزایش تعداد نقاط گره باعث افزایش تعداد مجهولات مساله و در عین حال افزایش تنوع در تولید فرامین کنترلی خواهد شد. بنابراین، انتخاب تعداد مناسب نقاط گره مساله مهمی است. بر اساس شبیه‌سازی‌های انجام گرفته و به صورت تجربی، ۶ نقطه برای مساله حاضر کافی می‌باشد. محدوده‌های بالا و پایین نقاط گره بر اساس بیشترین و کمترین مقدار گشتاور قابل تولید توسط عملگرها تعیین می‌گردند. فرض می‌شود در ابتدای حل، مقدار گره‌ها و در نتیجه فرامین کنترلی برابر صفر هستند. به تجربه و

ترتیب نوشته‌ها از بالا به پایین و ترتیب میله‌ها از چپ به راست می‌باشد (تراستر بالاترین نوشته و اولین میله از سمت چپ و مدار الکترونیکی پائین‌ترین نوشته و آخرین میله از سمت چپ). این شکل نشان می‌دهد که تقریباً ۴۵ درصد خرابی سیستم کنترل وضعیت ناشی از عیب عملگر (مجموع سهم تراستر، چرخ واکنشی، چرخ مومنتوم و ژيروسکوپ) می‌باشد. با توجه به این نکته، در این مقاله فرض شده عیب در ناحیه عملگر رخ داده است. کاهش در بیشترین گشتاور تولیدی نیز به عنوان مدل عیب در نظر گرفته شده است [۱۴] این مساله در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت. محدوده ورودی‌های کنترلی پس از بروز عیب به صورت رابطه (۲) در نظر گرفته شده است:

$$sat_f(u_i) = \begin{cases} u_i & \text{if } -u_{max_{f,i}} \leq u_i \leq u_{max_{f,i}} \\ u_{max_{f,i}} & \text{if } u_i > u_{max_{f,i}} \\ -u_{max_{f,i}} & \text{if } u_i < -u_{max_{f,i}} \end{cases} \quad i = 1, 2, 3 \quad (2)$$

در این رابطه، بیشترین گشتاور کنترلی تولید شده توسط عملگر i ام، پس از رخداد عیب (که با زیرنویس f نشان داده شده است) می‌باشد. ارتباط بین $u_{max_{f,i}}$ و u_{max_i} (بیشترین گشتاور کنترلی قابل تولید توسط عملگر i ام، پیش از رخداد عیب) به صورت رابطه (۳) در نظر گرفته شده است:

$$u_{max_{f,i}} = a_i u_{max_i}, \quad 0 \leq a_i \leq 1, \quad i = 1, 2, 3 \quad (3)$$

در این رابطه، a_i ضریب کارایی عملگر است که برای عملگر سالم: $a_i = 1$ و عملگر از کار افتاده: $a_i = 0$. به عبارتی دیگر، رخداد عیب، میزان گشتاور ماکزیممی که توسط عملگرهای ۱ و ۲ و ۳ ایجاد می‌گردد را تحت تاثیر قرار داده و کاهش می‌دهد. به عنوان مثال، در صورتی که ذکر شود عملگر دوم به میزان ۷۰٪ کارایی خود را از دست داده است، می‌توان نتیجه گرفت:

$u_{max_{f,2}} = 0.3u_{max_2}$
و در صورتی که بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر دوم، پیش از رخداد عیب برابر ۱۰ نیوتن-متر باشد، نتیجه زیر حاصل خواهد شد:

$$u_{max_{f,2}} = 0.3u_{max_2} = 3 \text{ N.m}$$

به عبارتی، بیشترین گشتاور قابل تولید توسط عملگر دوم، پس از رخداد عیب برابر ۳ نیوتن-متر خواهد بود.

۳ کنترل کننده و قیود در نظر گرفته شده

هدف کنترل کننده، پایداری سرعت‌های زاویه‌ای فضاپیما پس از بروز عیب در ناحیه عملگرها می‌باشد. فرض شده:

3. Cubic Spline

1. Reconfiguration mechanism
2. Node

با استفاده از سعی و خطا، مشاهده شده است که این فرض دارای اعتبار خوبی است. قیود نهایی تعریف شده برای مسئله بصورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

با استفاده از سعی و خطا، مشاهده شده است که این فرض دارای اعتبار خوبی است.

$$\max \left(\left| \omega_{i,t=t_f} \right| \right) < 0.1 \text{ deg/sec}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (7)$$

رابطه (۷) شاخص امکان‌پذیری می‌باشد. شاخص امکان‌پذیری دارای دو مقدار است: یک (ارضا قید (۷)) و صفر (عدم ارضا قید (۷)). بنابراین، کنترلر در صورتی موفق خواهد بود که قید (۷) ارضا گردد.

$$\begin{aligned} \omega_{t=t_f} &= 0 & (4) \\ \mathbf{u}_{t=t_f} &= 0 & (5) \end{aligned}$$

t_f : زمان نهایی (مدت زمان سپری شده تا لحظه پایدار شدن سرعت‌های زاویه‌ای می‌باشد)
با توجه به رابطه (۱)، برقراری قیود (۴) و (۵)، به رابطه (۶) منجر خواهد شد:

$$\dot{\omega}_{t=t_f} = 0 \quad (6)$$

۴ شبیه‌سازی

۱.۴ مرحله اول

در این مرحله، برای عیوب تصادفی، شبیه‌سازی‌هایی انجام گرفته و سپس، مقدار شاخص امکان‌پذیری، در دو حالت ۱ (ارضا قید (۷))
• (عدم ارضا قید (۷))
در جدول ذخیره می‌شوند. به عنوان مثال، برای ۵۰ شبیه‌سازی، جدول ۱ تولید خواهد شد:

ارضا شدن رابطه (۶) (یا بطور معادل روابط (۴) و (۵)) بدین معنی است که سرعت‌های زاویه‌ای با شتاب صفر به مبدا رسیده و آنجا قرار خواهند گرفت.

با توجه به شکل ۳ و این مساله که محدوده‌های بالا و پایین نقاط گره جزو معلومات و ورودی‌های مساله هستند، همواره می‌توان از ارضا قید (۵) اطمینان حاصل نمود (قرار دادن حدود بالا و پایین نقطه گره در

جدول ۱ - مقادیر شاخص امکان‌پذیری برای عیوب مختلف (۵۰ شبیه‌سازی)

حالت ۱	حالت ۲	حالت ۳	حالت ۴	حالت ۵	حالت ۶	حالت ۷	...	حالت ۵۰
۰/۲۶	۰/۴۴	۰/۸۷	۰/۶۳	۰/۶۷	۰/۶۹	۰/۲۲	...	۰/۷۹
۰/۱۵	۰/۵۲	۰/۵۱	۰/۹۵	۰/۲۸	۰/۰۶	۰/۶۶	...	۰/۹۴
۰/۲۸	۰/۴۵	۰/۹۴	۰/۲۴	۰/۶۷	۰/۲۵	۰/۸۴	...	۰/۳۲
۱	۱	۱	۱	۱	۰	۱	...	۱

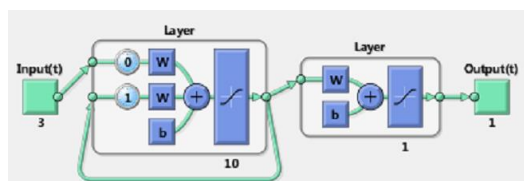
بر اساس جدول ۱، حالت‌های ششم و هفتم به ترتیب نشان دهنده عدم ارضا و ارضا قید (۷) هستند.

۲.۴ مرحله دوم

از میان روش‌های موجود، در این مقاله با استفاده از روش Elman backprop (یکی از زیرمجموعه‌های جعبه ابزار شبکه عصبی متلب)، شبکه عصبی آموزش داده شده است. پارامترهای شبکه عصبی در جدول ۲ ارائه شده‌اند:

جدول ۲ - پارامترهای شبکه عصبی

Training function	TRAINLM
Adaptive learning function	LEARNGDM
Performance function	MSE
Number of layers	2
Number of neurons	10
Transfer function	TANSIG



شکل ۴ - ساختار شبکه عصبی

در این رابطه، c_s و c_m به ترتیب مقدار شاخص امکان پذیری (صفر و یک) بر اساس شبیه سازی سیستم و شبکه عصبی آموزش دیده می باشند. در شبیه سازی های ۱، ۳، ۴، ۱۴، ۲۷ و ۵۰ که خطای تخمین نسبتاً زیاد است، قید (۷) ارضا نشده است. با این حال، در سایر شبیه سازی ها که قید (۷) ارضا شده است، شبکه عصبی توانسته با دقت بسیار زیادی (خطا کمتر از ۰٫۱) شرایط را پیش بینی کند. بنابراین می توان گفت، در صورتی که خطا نزدیک صفر باشد (کمتر از ۰٫۱)، قید (۷) ارضا شده است. مزیت استفاده از شبکه عصبی در تحلیل میزان موفقیت کنترل کننده سرعت بالای آن است. به طور خاص، این مساله برای تعیین میزان موفقیت کنترل کننده در طیف گسترده ای از عیوب دارای اهمیت زیادی می باشد.

۳.۴ مرحله سوم

در آخرین مرحله، ابتدا بر اساس شبکه عصبی آموزش دیده در مرحله ۲، برای بازه های مختلف عیب، مقادیر شاخص امکان پذیری (صفر یا یک) بدست خواهند آمد. به دلیل سرعت بالای شبکه عصبی، زمان مورد نیاز برای شبیه سازی های متعدد بسیار کوتاه خواهد بود. سپس، تعداد حالات ارضا قید (۷) بر تعداد کل شبیه سازی ها تقسیم خواهند شد. این عدد، تقریبی از احتمال ارضا قید (۷) یا موفقیت کنترل کننده در بازه عیب در نظر گرفته شده را ارائه خواهد داد.

به عنوان مثال، همین پروسه برای شبکه آموزش دیده انجام شده و نتایج به صورت نشان داده شده در جدول ۳ بدست آمده اند:

جدول ۳- احتمال ارضا شدن قید (۷) در بازه های مختلف عیب

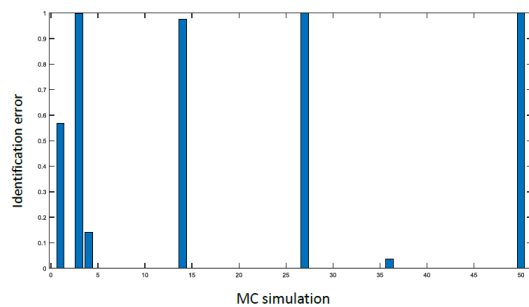
[0 1]	[0.8 1]	[0.6 0.8]	[0.4 0.6]	[0.2 0.4]	[0 0.2]	a_1
[0 1]	[0.8 1]	[0.6 0.8]	[0.4 0.6]	[0.2 0.4]	[0 0.2]	a_2
[0 1]	[0.8 1]	[0.6 0.8]	[0.4 0.6]	[0.2 0.4]	[0 0.2]	a_3
۷۵	۱	۱	۱	۱	۳۷	درصد احتمال ارضا شدن قید (۷)

زمان و فرصت بیشتری برای بدست آوردن سیگنال کنترلی مورد نیاز برای ارضا قید (۷) را خواهد داشت.

۵. نتیجه گیری

از جمله مسائل مهم در حوزه کنترل تحمل پذیر عیب فعال فضاپیما، مساله تعیین میزان موفقیت کنترل می باشد. مبنای کار این مقاله بدست آوردن احتمال موفقیت کنترل در طیف گسترده ای از عیوب بوده است. به دلیل ماهیت تصادفی و تنوع زیاد عیوب، شبیه سازی های متعدد برای تعیین درصد موفقیت کنترل کننده

در شکل ۴ ملاحظه می گردد که شبکه عصبی از دو لایه تشکیل شده است. لایه اول از سمت چپ لایه مخفی عبوده و از ۱۰ نورون تشکیل شده و لایه دوم از سمت چپ لایه خروجی ۷ است. تعداد ورودی و خروجی به ترتیب برابر سه (ضرایب a_1, a_2, a_3) و یک (مقدار شاخص امکان پذیری) است. شبکه Elman با یک یا تعداد بیشتری لایه مخفی می تواند هر ارتباط ورودی-خروجی دینامیک را بصورت مطلوب فرا بگیرد، در صورتی که نورون های کافی در لایه های مخفی وجود داشته باشند [۱۵]. شکل ۵ احتمال موفق بودن شبکه عصبی در شناسایی مقدار شاخص امکان پذیری را در ۵۰ شبیه سازی نشان می دهد:



شکل ۵- خطای شناسایی شبکه عصبی برای ۵۰ بار شبیه سازی

در این شکل، خطای شناسایی بصورت زیر تعریف شده است:

$$e(i) = |c_s(i) - c_m(i)|, \quad 1 \leq i \leq 50 \quad (8)$$

بر اساس جدول ۳، ملاحظه می گردد که با افزایش شدت عیوب (کوچکتر شدن مقادیر a و b در بازه $[a \ b]$)، احتمال ارضا شدن قید (۷) (یا بطور معادل احتمال موفقیت کنترل) کاهش می یابد. ستون اول از سمت چپ نیز در بازه کلی $[0 \ 1]$ احتمال ارضا قید (۷) را بررسی نموده که برابر ۷۵ درصد است.

با افزایش تعداد ارزیابی تابع، می توان احتمال ارضا شدن قید (۷) (یا بطور معادل احتمال موفقیت کنترل کننده) را افزایش داد. ارزیابی تابع به تعداد دفعاتی گفته می شود که قید (۷) توسط حلگر مورد ارزیابی قرار می گیرد. بدیهی است با افزایش این پارامتر، حلگر

- [6] S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, and D. Zhou, "A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 63, no. 5, pp. 3311-3320, 2016.
- [7] J. Jiang and X. Yu, "Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches," *Annual Reviews in control*, vol. 36, no. 1, pp. 60-72, 2012.
- [8] C. Zhang, M.-Z. Dai, J. Wu, B. Xiao, B. Li, and M. Wang, "Neural-networks and event-based fault-tolerant control for spacecraft attitude stabilization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 114, p. 106746, 2021.
- [9] K. Lu, T. Li, and L. Zhang, "Active attitude fault-tolerant tracking control of flexible spacecraft via the Chebyshev neural network," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, no. 4, pp. 925-933, 2019.
- [10] C. Tan, G. Xu, L. Dong, H. Zhao, J. Li, and S. Zhang, "Neural network-based finite-time fault-tolerant control for spacecraft without unwinding," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, pp. 1-10, 2021.
- [11] P. H. Zipfel, *Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics*. Aiaa, 2000.
- [12] D. Wang, Y. Jia, L. Jin, and S. Xu, "Control analysis of an underactuated spacecraft under disturbance," *Acta Astronautica*, vol. 83, pp. 44-53, 2013.
- [13] M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures," *Acta Astronautica*, vol. 64, no. 2-3, pp. 195-205, 2009.
- [14] T. Miksch and A. Gambier, "Fault-tolerant control by using lexicographic multi-objective optimization," in *2011 8th Asian Control Conference (ASCC)*, 2011, pp. 1078-1083: IEEE.
- [15] R. MATLAB and S. T. Release, "The MathWorks, Inc., Natick, Massachusetts, United States," ed, 2019.

بسیار زمانبر خواهند بود. برای کاهش بسیار چشمگیر این زمان، در این مقاله از شبکه عصبی استفاده گردید. بدین صورت که ابتدا، شبکه عصبی آموزش دیده و سپس از عملکرد مناسب آن در پیش-بینی رفتار کنترلر اطمینان حاصل شد. سپس، با توجه به سرعت بسیار زیاد شبکه آموزش دیده و بر مبنای شبیه‌سازی‌های متعدد، بررسی متنوعی از میزان موفقیت کنترلر پیشنهاد شده در طیف گسترده‌ای از عیوب انجام پذیرفت. در انتها ملاحظه گردید که استفاده از شبکه عصبی به نتایج منطقی در مدت زمان بسیار کوتاهی منجر می‌شود.

۵ منابع

- [1] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annual reviews in control*, vol. 32, no. 2, pp. 229-252, 2008.
- [2] J. Jiang and Y. Zhang, "Graceful performance degradation in active fault-tolerant control systems," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 35, no. 1, pp. 275-280, 2002.
- [3] Y. Zhang and J. Jiang, "Fault tolerant control system design with explicit consideration of performance degradation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 39, no. 3, pp. 838-848, 2003.
- [4] Y. Zhang, J. Jiang, Z. Yang, and A. Hussain, "Managing performance degradation in fault tolerant control systems," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 38, no. 1, pp. 424-429, 2005.
- [5] J. Jiang and Y. Zhang, "Accepting performance degradation in fault-tolerant control system design," *IEEE transactions on control systems technology*, vol. 14, no. 2, pp. 284-292, 2006.