



Reliability Analysis of An Inertial Navigation System and its Active Fault Detection and Isolation Unit

M. A. Farsi*, A. Alikhani, M. Nemati

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: Inertial navigation systems are one of the main components in advanced equipment navigation systems such as drones and satellites. Therefore, their reliability is very important for system mission success. For increasing the reliability while developing advanced sensors, the issue of sensor placement and arrangement, the use of redundancy, and error detection should also be considered. This paper evaluates different sensor configurations and reliability analyses of fault detection and isolation of an inertial navigation system. First, the design of the navigation system is analyzed in terms of the location of the sensors, then the detection and fault detection unit based on the excess sensors. The system's reliability is calculated based on exponential distribution and reliability block diagram, and then the reliability fault detection unit is calculated using the Monte Carlo method. The sensitivity analysis has been performed, and the results show that the reliability depends on the noise value. Because the reliability of this system is a function of the fault detection and its threshold values, the optimal values for fault detection threshold are obtained using two iterative methods and estimating the minimum nonlinear squares.

Review History:

Received: Feb. 15, 2021

Revised: Jun. 22, 2021

Accepted: Jul. 17, 2021

Available Online: Apr. 18, 2022

Keywords:

Inertial sensor

Monte Carlo simulation

Reliability

Fault detection

Isolation unit

1- Introduction

Due to the increasing complexity and risk of modern control systems and the demand for increased quality, reliability, availability, and security, it has become necessary to pay attention to fault tolerance in control systems. The fault-tolerant control system is resistant to fault or failure. In many aerospace applications, the reliability requirements of inertial navigation systems are more stringent than those of single sensors; Using redundancy sensor configuration creates fault tolerance. The location of the sensors also directly affects the reliability and accuracy of the navigation system. The reliability of inertial measurement systems that use redundant sensors is much higher than measurement systems consisting of single sensors [1]. Many studies have been done to model navigation systems and different methods. It has been used for modeling [2-4]. However, their location has been less studied in terms of reliability.

Reliability can be expressed as probabilistic or definite. A definite statement of reliability must know how and why the system fails and how the system should be designed and tested to prevent failure.

This article examines fault detection, then the different arrangements that are presented, and the reliability of each arrangement is investigated.

2- Fault Detection and Isolation

Fault detection and detection are generally performed using mathematical modeling or data-based methods. Each of these methods has its advantages and disadvantages; for example, insufficient accuracy in mathematical modeling due to simplifications and assumptions made for the detector and error detection unit is a serious problem, on the other hand, lack of data and information poses a serious challenge to the use of method-based methods. Data-based methods are divided into two general categories: statistical methods and machine learning. Researchers have recently considered machine learning methods such as support vectors or convolutional neural networks. In this paper, the generalized probability method is used, which is one of the sub-branches of the statistical method. This method investigates fault detection and detection problems as combined hypothesis test problems.

2- 1- Fault detection process formulation

In this paper, according to the test hypothesis, the detection decision function is obtained as follows:

$$DF_D = p^T (VV^T)^{-1} p \quad (1)$$

*Corresponding author's email: farsi@ari.ac.ir



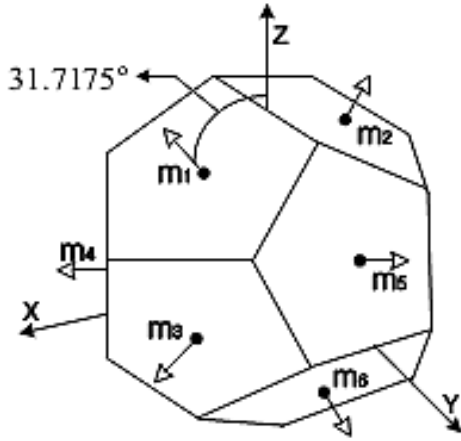


Fig. 1. The location of six sensors on a twelve-sided item

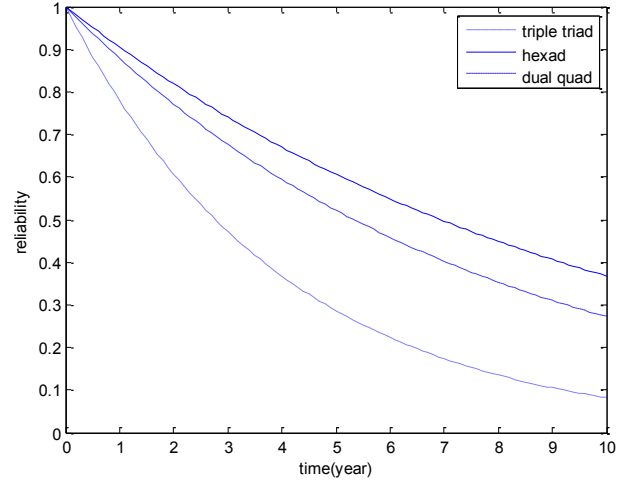


Fig. 2. Long-term comparison among the three architectures of the navigation system

2- 2- Formulation of the fault detection process

The fault detection is checked after the value of the detection decision function indicates an error. Assuming that the remainders of the equation are p equilibrium, the fault detection decision function is expressed as follows:

$$DF_I = \frac{\left(p^T (VV^T)^{-1} v_j \right)^2}{v_j^T (VV^T)^{-1} v_j} \quad (2)$$

2- 3- Location and the optimal number of excess inertia sensors

Optimal navigation system performance is a function of the location of inertial sensors. The location of inertial sensors directly impacts the accuracy and reliability of the navigation system. This issue is more important when using multiple Strap Inertial Navigation Systems (SINS) with redundant sensors. These depend on the mission’s requirements. Three non-plane sensors are sufficient to collect three-dimensional space information. Adding a fourth sensor not aligned with any of the other sensors forms a quadruple array that allows error detection but does not detect the amount of error.

item

3- Reliability Analysis of Different Sensor Arrays

The reliability of several different architectures (triple, quadruple, and hexagonal arrays) of inertial sensors for an inertial navigation system is investigated. Reliability analysis is calculated by assuming that the failure rate of the components follows the exponential distribution, and a series structure is considered.

The reliability of the three architectures and their changes over a long time are compared in Figs. 2 and 3. The results show that the reliability of quadruple configuration and triple configuration in the 10-year performance range is less than the reliability of the six-configuration architecture. But the reliability of a six-configuration architecture over two years is less than the reliability of other architectures.

If results are checked with Ref. [5], the maximum error is less than 1%. Thus the proposed method is accurate.

Optimization of Detection Threshold Values and Error Detection

Because the reliability is affected by the values of the detection and error detection threshold, by changing these two threshold values determined in the design phase, the reliability also varies, so the optimal values of the detection and error detection threshold should be Achieve maximum reliability.

4- Conclusions

In this paper, first, the reliability of fault-tolerant navigation systems with different configurations of redundant inertia sensors was evaluated and compared. It was found that the redundancy structure with six sensors has the highest reliability in the long run but the short term. The duration may be less reliable than some configurations (Figs. 2 and 3).

Then, the detection and error detection unit based on the navigation system includes six sensors and was examined in more detail. Since the reliability of the detector and fault detection unit is a function of the values of the detection threshold and the fault detection threshold, their optimal values are obtained using iterative methods and nonlinear least squares. They are time-consuming but provide better results. Detection threshold and detection threshold have

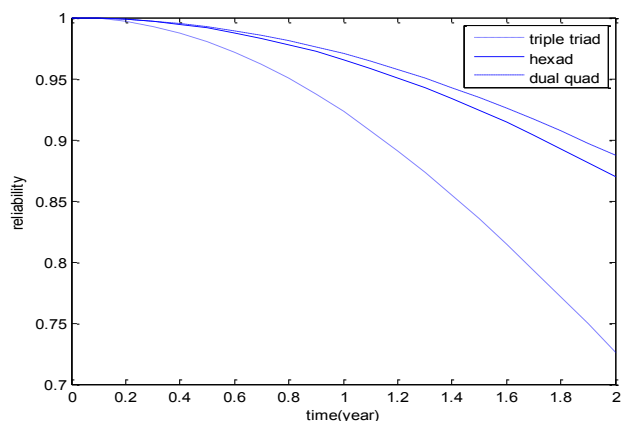


Fig. 3. Short-term comparison between the three architectures of the navigation system

also been performed in the noise sensitivity analysis. In the continuation of this modeling and analysis, the following research is suggested: Modeling and detection of faulty sensors, investigation of detection systems and adaptive fault detection, and detection and detection of multiple

faults (more than two simultaneous failures) with different sizes. Also, checking the reliability by considering the issue of multi-state and multi-mission systems can help in more realistic modeling of the system.

References

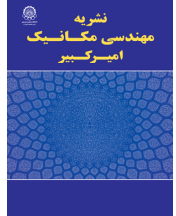
- [1] Wang L. and Gao R., Condition monitoring and control for intelligent manufacturing, Springer, London, 2012.
- [2] Jian Jiao, Xinlin De, Zhiwei Chen, Tingdi Zhao, Integrated circuit failure analysis and reliability prediction based on physics of failure, Engineering Failure Analysis, 104 (2019) 714-726.
- [3] Almagbile, Ali and Wang, Jinling and Ding, Weidong and Knight, Nathan, Sensitivity analysis of multiple fault test and reliability measures in integrated GPS/INS systems, Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji, 22 (2011) 25-37.
- [4] Baochen Li, Huaiguang Wang, Liyuan Mu, Zhiyong Shi and Binhan Du, A configuration design method for a redundant inertial navigation system based on diagnosability analysis, Measurement Science and Technology, 32 (2020) 20111.
- [5] Kevin C., Generalized Likelihood Test for FDI in Redundant Sensor Configurations, Journal of guidance and control, 2 (1979) 27-35.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. A. Farsi, A. Alikhani, M. Nemati, Reliability Analysis of An Inertial Navigation System and its Active Fault Detection and Isolation Unit , Amirkabir J. Mech Eng., 54(4) (2022) 167-170.

DOI: [10.22060/mej.2022.19643.7079](https://doi.org/10.22060/mej.2022.19643.7079)





آنالیز قابلیت اطمینان یک سیستم ناوبری اینرسی و واحد آشکارساز و تشخیص خطای فعال آن

محمدعلی فارسی^{*}، علیرضا علیخانی، میلاد نعمتی

پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۱۱/۲۷

بازنگری: ۱۴۰۰/۰۴/۰۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۲۶

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۱/۲۹

کلمات کلیدی:

حسگر اینرسی

شبیه‌سازی مونت کارلو

قابلیت اطمینان

واحد آشکارساز و تشخیص خطا

خلاصه: سیستم‌های ناوبری اینرسی یکی از اجزای اصلی در سامانه‌های هدایت، کنترل و ناوبری تجهیزات پیشرفته نظیر پهپاد و ماهواره برها هستند. لذا قابلیت اطمینان آنها برای دستیابی به موفقیت سیستم بسیار مهم است. برای افزایش قابلیت اطمینان ضمن توسعه سنسورهای پیشرفته، موضوع چیدمان سنسورها و آرایش آنها و استفاده از افزونگی و آشکارسازی خطا نیز باید بررسی شود. در این مقاله، چیدمان‌های مختلف سنسورها و قابلیت اطمینان واحد آشکارساز و تشخیص خطای یک سیستم ناوبری اینرسی مورد ارزیابی قرار گرفته است. ابتدا سیستم ناوبری از منظر جانمایی حسگرها، سپس واحد آشکارساز و تشخیص خطا بر مبنای حسگرهای مازاد تحلیل شده است. قابلیت اطمینان سیستم ناوبری با استفاده از روش بلوک دیاگرام و توزیع نمایی محاسبه شده است. قابلیت اطمینان واحد آشکارساز با استفاده از روش مونت کارلو محاسبه شده است و تحلیل حساسیت به نویز نیز انجام شده است و نتایج بیانگر وابستگی قابلیت اطمینان به نویز است. به دلیل این که قابلیت اطمینان این سیستم تابعی از مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص خطا می‌باشد، مقادیر بهینه آستانه آشکارسازی و تشخیص با استفاده از دو روش تکراری و تخمین حداقل مربعات غیرخطی به دست آمده است.

۱- مقدمه

به دلیل افزایش پیچیدگی و احتمال خطر در سیستم‌های کنترل مدرن و همچنین تقاضا برای افزایش کیفیت، قابلیت اطمینان^۱، دسترس پذیری^۲ و امنیت بالاتر، توجه به تحمل پذیری خطا^۳ در سیستم‌های کنترل ضروری شده است. سیستم کنترل تحمل پذیر خطا نسبت به رخداد خطا یا خرابی مقاوم است. در بسیاری از کاربردهای هوافضایی، الزامات قابلیت اطمینانی که در سیستم‌های ناوبری اینرسی در نظر گرفته می‌شود از الزامات حسگرهای منفرد، سختگیرانه‌تر است و انتظار می‌رود کیفیت محصول نهایی از یک حسگر به تنهایی بهتر باشد. قابلیت اطمینان سیستم‌های اندازه‌گیری اینرسی که از حسگرهای مازاد بهره می‌برند از سیستم‌های اندازه‌گیری متشکل از حسگرهای منفرد بسیار بیشتر است [۱]. استفاده از پیکربندی حسگرهای

مازاد^۴، تحمل پذیری در برابر خطا را ایجاد می‌کند بنابراین استفاده از آنها مورد توجه محققین قرار گرفته است [۴-۲]. همچنین مسئله جانمایی حسگرها و نحوه ارتباط آنها با یکدیگر و سیستم به طور مستقیم روی قابلیت اطمینان و دقت سیستم کنترل و ناوبری تأثیر می‌گذارد. مطالعات زیادی برای مدلسازی سیستم‌های ناوبری انجام شده و از روش‌های مختلفی برای مدلسازی آن استفاده شده است [۶-۴]. ولیکن جانمایی آنها از منظر قابلیت اطمینان کمتر مورد بررسی قرار گرفته است.

سیستم‌های آشکارسازی و تشخیص خطا به دو دسته فعال^۵ و غیرفعال^۶ تقسیم می‌شوند [۷]. سیستم غیرفعال آشکارسازی خطا منتظر می‌ماند تا خطا یا خرابی اتفاق بیفتد در حالی که سیستم فعال آشکارسازی خطا با بررسی سلامت، تحریک مصنوعی یا تزریق سیگنال‌های آزمون به عنوان سیگنال فرمان عملگر، سلامت عملگرها و حسگرها را بررسی می‌کند. سیستم آشکارسازی و تشخیص خطا باید در مقابل اغتشاش‌های خارجی،

- 1 Reliability
- 2 Availability
- 3 Fault tolerance

^{*} نویسنده عهده‌دار مکاتبات: fars@ari.ac.ir



است و c_1, c_2, \dots, c_n قیود مشخصی مانند شرایط محیطی است [۹]. در این مقاله واحد آشکارساز و تشخیص خطا مورد بررسی قرار گرفته و فرآیند آشکارسازی خطا فرموله می‌شود. سپس چیدمان‌های مختلف سنسورها در یک سیستم ناوبری اینرسی ارائه شده و قابلیت اطمینان هر چیدمان محاسبه می‌شود. در ادامه قابلیت اطمینان سیستم تشخیص خطا بررسی شده و عوامل مؤثر بر بهبود قابلیت اطمینان ارائه می‌شوند و تحلیل حساسیت این سیستم نسبت به نویز و آستانه‌های تشخیص خطا انجام می‌شود. در پایان مقادیر بهینه این پارامترها محاسبه می‌گردد.

۲- واحد آشکارساز و تشخیص خطا

آشکارسازی و تشخیص خرابی عموماً به کمک روش‌های مبتنی بر مدل ریاضیاتی و یا روش‌های مبتنی بر داده انجام می‌شوند. هریک از این روش‌ها دارای مزایای و معایب خاص خود می‌باشند مثلاً عدم دقت کافی در مدل‌سازی ریاضیاتی بخاطر ساده‌سازی‌ها و فرضیات انجام شده برای واحد آشکارساز و تشخیص خطا یک مسئله جدی است، از سوی دیگر کمبود داده و اطلاعات نیز یک چالش جدی در استفاده از روش‌های مبتنی بر داده است. روش‌های مبتنی بر داده به دو دسته کلی روش‌های آماری و یادگیری ماشین تقسیم می‌شوند. روش‌های یادگیری ماشین مانند بردار ماشین پشتیبان یا شبکه‌های کانولوشنال اخیراً مورد توجه محققین در حوزه مهندسی قابلیت اطمینان قرار گرفته است [۱۰ و ۱۱]. در این مقاله از روش احتمال تعمیم‌یافته که یکی از زیرشاخه‌های روش آماری است استفاده شده است. در این روش، مسائل آشکارسازی و تشخیص خرابی به صورت مسائل آزمون فرض ترکیبی، بررسی می‌شوند.

۲-۱- اصول عملکرد

همانگونه که بیان شد، واحد آشکارساز خطا و تشخیص خطا بخشی از یک سیستم کنترل است (شکل ۱) و اجزای تشکیل‌دهنده آن به دو بخش تقسیم می‌شوند: تابع تولید باقیمانده^۴ و توابع تصمیم. باقیمانده‌ها با استفاده از خروجی حسگرهای مازاد تولید می‌شوند و در واقع مقادیر باقیمانده‌ها، انحراف^۵ بین خروجی حسگرهای مختلف را نشان می‌دهند. باقیمانده‌ها، ورودی توابع تصمیم هستند و با اندازه‌گیری صحیح یک کمیت فیزیکی مانند سرعت یا شتاب ارتباط معناداری ندارند. نویز و رخداد خرابی روی مقادیر باقیمانده تأثیر مستقیم می‌گذارد. از سوی دیگر دو نوع تابع تصمیم وجود دارد: تابع

عدم قطعیت و نویز مدل، مقاوم بوده و علاوه بر این سیستم نباید هشدارهای نادرست تولید نماید و همچنین باید به اندازه کافی نسبت به خطا حساس باشد و میزان حساسیت آن در محدوده قابل قبول باشد. عملکرد کنترل‌کننده پرواز به خروجی واحد آشکارسازی خطا وابسته است و بالعکس؛ بنابراین برهم کنش بین سیستم آشکارسازی خطا و کنترل‌کننده‌های پرواز از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. خطای آشکارنشده در سیستم واقعی می‌تواند به فجایی مانند از دست رفتن وسیله، مرگ و میر انسانی، خطرات زیست محیطی و ضررهای مالی جبران‌ناشدنی منجر شود. مطالعات وزارت دفاع آمریکا روی هواپیماهایی که در جنگ ویتنام دچار سانحه شده‌اند نشان می‌دهد که ۷۰٪ خرابی‌ها، قابل آشکارسازی و تشخیص بوده است [۸]. دو دسته اصلی از خطاهایی که در سیستم‌های کنترل رخ می‌دهد عبارتند از: خرابی حسگرها و عملگرها. در این نوشتار موضوع خرابی حسگرها مورد توجه قرار گرفته است.

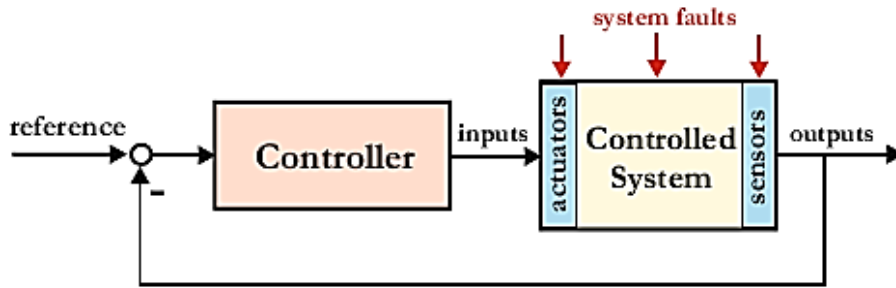
هیچگاه سیستم‌های مهندسی به صورت آرمانی^۱ عمل نمی‌کنند - بدون هیچ گونه خرابی در طول عمر عملیاتی خود حتی اگر دانش فنی عامل محدودکننده‌ای نباشد، هزینه بالای طراحی، ساخت، تحقیق و توسعه، پروژه را از حالت اقتصادی خارج می‌کند و باید یک تعادلی بین این موارد ایجاد شود. به همین دلیل عملکرد صحیح و قابل قبول سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا در سیستم‌های ایمنی- بحرانی^۲ مانند هواپیما، ماهواره‌بر، ماهواره‌ها، اهمیت بسیار زیادی دارد و تحلیل قابلیت اطمینان چنین سیستم‌هایی از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. قابلیت اطمینان بیانگر توانایی انجام عملکرد مطلوب سیستم تحت شرایط عملکردی مشخص برای مدت زمان معین است. قابلیت اطمینان می‌تواند به صورت احتمالی یا قطعی بیان شود. در بیان قطعی قابلیت اطمینان باید دانست که سیستم چگونه و چرا خراب می‌شود و این که سیستم چگونه باید طراحی شده و مورد آزمون قرار گیرد تا از رخداد خرابی جلوگیری شود [۸ و ۹]. بیان احتمالی قابلیت اطمینان که بیانگر احتمال موفقیت است به صورت رابطه زیر بیان می‌شود:

$$R(t) = \Pr(T \geq T' | c_1, c_2, \dots) \quad (1)$$

که T' مدت زمان مأموریت^۳ سیستم است، T متغیر تصادفی زمان خرابی

-
- 1 Ideal
 - 2 Safety critical
 - 3 Mission time

4 Residuals
5 Deviation



شکل ۱. خطا در فرآیند

Fig. 1. Error in a process

(۳) بیان می‌شود:

$$VH = 0 \quad (۳)$$

و بردار باقیمانده‌های معادله توازن p به صورت زیر بیان می‌شود:

$$p = Vm \quad (۴)$$

۲-۲- فرمولاسیون فرآیند آشکارسازی خطا

در هر آزمونی مبحث فرضیه آزمون مطرح است و در این مساله فرض‌هایی که تحت آزمون قرار می‌گیرند عبارتند از: H_0 (حالت نرمال) و H_1 (حالت خراب) [۱۲]. در H_1 فرض می‌شود که وقوع خرابی، بایاس^۱ را تغییر می‌دهد که اندازه و علامت بایاس نامشخص است. اگر نویز اندازه‌گیری ناهمبسته و دارای واریانس یک باشد، آنگاه پارامترهای آماری امید ریاضی و واریانس عبارتند از:

$$\begin{aligned} H_0 : E[p] &= 0 & E[pp^T] &= VV^T \\ H_1 : E[p] &= \mu & E[(p - \mu)(p - \mu)^T] &= VV^T \end{aligned} \quad (۵)$$

که مقدار متوسط p به صورت $E[p]$ و واریانس p به صورت $E[pp^T]$

تصمیم آشکارسازی خطا و تابع تصمیم تشخیص خطا. یکی از پارامترهای مهم در این چارچوب، تعیین آستانه و سطح برای تصمیم‌گیری است که در سیستم کنترلی دو نوع آستانه وجود دارد: آستانه آشکارسازی خطا و آستانه تشخیص خطا. در این فرآیند مقدار خروجی تابع تصمیم آشکارسازی با مقدار آستانه آشکارسازی مقایسه می‌شود، همچنین مقدار تابع تصمیم تشخیص نیز با مقدار آستانه تشخیص مقایسه می‌شود و سپس واحد آشکارسازی و تشخیص، تصمیمات لازم را اتخاذ می‌نماید [۱۲].

در این سیستم اگر n حسگر اینرسی به صورت مازاد عمل کرده و به صورت همزمان کمیت X را n بار اندازه‌گیری می‌کنند و این اندازه‌گیری‌ها به صورت بردار $m_{n \times 1}$ نمایش داده می‌شوند. اگر فرض شود که حسگرها سالم می‌باشند، بردار اندازه‌گیری m با استفاده از رابطه (۲) بیان می‌شود:

$$m = Hx + \varepsilon \quad (۲)$$

X کمیت اینرسی است که توسط حسگر اندازه‌گیری می‌شود، H ماتریس هندسه است که سطرهایش شامل کسینوس‌های هادی n محور اندازه‌گیری نسبت به چارچوب مرجع است (بیانگر نحوه نصب سنسورها است). $\varepsilon_{n \times 1}$ بردار نویز اندازه‌گیری با میانگین صفر و ماتریس کوواریانس R می‌باشد. به منظور آشکارسازی و تشخیص خرابی حسگر، تابع عددی مانند p طوری می‌بایست تعریف شود که مستقل از کمیت اینرسی صحیح X باشد؛ برای استخراج چنین تابعی به بردار n بعدی V نیاز است که این بردار با رابطه

1 Bias

گوسی است، تابع احتمال مربوط به آن با رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\Delta_j = K \exp \left\{ \frac{-1}{2} (p - v_j b)^T (VV^T)^{-1} (p - v_j b) \right\} \quad (11)$$

که K عدد ثابت است. اندازه خرابی b می‌تواند مقادیر مثبت یا منفی داشته باشد. تحت فرض‌های H_j ، تخمین احتمال بیشینه \hat{b} برابر است با:

$$\hat{b} = \frac{p^T (VV^T)^{-1} v_j}{v_j^T (VV^T)^{-1} v_j} \quad (12)$$

با جایگزینی \hat{b} در لگاریتم تابع احتمال و ساده‌سازی نتیجه آن، تابع تصمیم تشخیص خرابی تحت فرض λ م به صورت زیر بیان می‌شود:

$$DF_I = \frac{\left(p^T (VV^T)^{-1} v_j \right)^2}{v_j^T (VV^T)^{-1} v_j} \quad (13)$$

با داشتن p ، حسگر معیوب با محاسبه n مقدار تابع تصمیم تشخیص، شناسایی می‌شود. اگر DF_{I_k} بزرگترین مقدار این n داده باشد و DF_{I_k} از مقدار آستانه تشخیص بزرگتر بود، حسگر k ام بیشترین احتمال خرابی را دارد. برای ساده سازی توابع تصمیم آشکارسازی و تشخیص، قیودی را می‌توان برای ماتریس V اعمال کرد. در ادامه سیستم ناوبری بهینه از منظر قابلیت اطمینان بررسی می‌شود سپس قابلیت اطمینان واحد آشکارسازی و تشخیص خطای سیستم ناوبری طراحی شده، محاسبه می‌شود.

۳- جانمایی و تعداد بهینه حسگرهای اینرسی مازاد

عملکرد بهینه سیستم ناوبری تابعی از جانمایی حسگرهای اینرسی است. جانمایی حسگرهای اینرسی روی دقت و قابلیت اطمینان سیستم ناوبری تأثیر مستقیم دارد. این موضوع زمانی اهمیت بیشتری می‌یابد که از چندین سیستم‌های ناوبری اینرسی استرپ دان که دارای حسگرهای مازاد هستند، استفاده شود [۱۳]. جانمایی حسگرهای مازاد در استرپ دانهایی که

[نشان داده می‌شوند. μ میانگین در حالت خرابی است که می‌تواند مثبت یا منفی باشد. چون بردار p متغیری تصادفی با توزیع گوسی است، با استفاده از روابط (۵) نسبت لگاریتمی احتمال $L(p)$ به صورت رابطه (۶) بیان می‌شود:

$$L(p) = \frac{1}{2} \left[p^T (VV^T)^{-1} p - (p - \mu)^T (VV^T)^{-1} (p - \mu) \right] \quad (6)$$

تخمین حداکثر احتمال $\hat{\mu}$ مقداری است که عبارت (۶) را بیشینه می‌کند، در نتیجه $\hat{\mu}$ براساس روش ماکزیمم راست نمایی به دست می‌آید:

$$\hat{\mu} = p \quad (7)$$

با جایگزینی این عبارت در رابطه (۶)، تابع تصمیم آشکارسازی به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$DF_D = p^T (VV^T)^{-1} p \quad (8)$$

۲-۳- فرمولاسیون فرآیند تشخیص خطا

تشخیص خرابی بعد از این که مقدار تابع تصمیم آشکارسازی وجود خطایی را نشان دهد، تحت بررسی قرار می‌گیرد. با فرض این که باقیمانده‌های معادله توازن p باشند، آزمون فرض به صورت زیر تعریف می‌شوند:

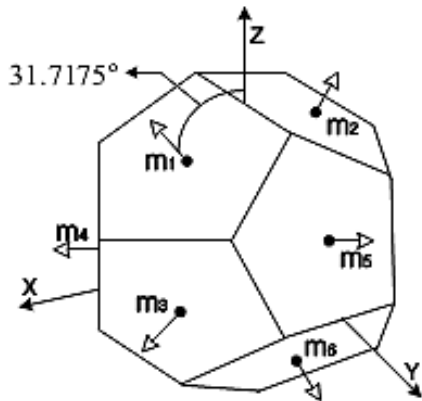
$$H_j : \text{خرابی بایاس در حسگر } \lambda \text{م اتفاق افتاده است} \quad (9)$$

که $n, j = 1, 2, \dots, n$ تعداد حسگرها است.

اگر نویز اندازه‌گیری مستقل بوده و دارای واریانس واحد باشد، آماره‌های p عبارتند از:

$$H_j : E[p] = v_j b \quad E[pp^T] = VV^T \quad (10)$$

که v_j ، ستون λ م ماتریس V است. چون p بردار تصادفی با توزیع



شکل ۲. نمودار جانمایی شش حسگر روی دوازده وجهی [۱۱]

Fig. 2. The location of six sensors on a twelve-sided item

از اطمینان چندین معماری متفاوت (آرایه سه‌تایی، چهارتایی و شش‌تایی) از حسگرهای اینرسی برای سیستم ناوبری اینرسی بررسی می‌شود. تحلیل قابلیت اطمینان با فرض اینکه نرخ خرابی اجزای تشکیل‌دهنده از توزیع نمایی تبعیت می‌کند، محاسبه می‌شود. بین قابلیت اطمینان و تحمل‌پذیری خطا رابطه مستقیم برقرار است و بهبود قابلیت اطمینان بیانگر توانایی بهتر در انجام وظیفه و کاهش تأثیرپذیری از عوامل ایجاد خطا و نقص است. بنابراین قابلیت اطمینان به عنوان ابزاری برای مقایسه بین معماری‌های تحمل‌پذیری خطا می‌تواند استفاده شود. به عنوان مثال معماری سه آرایه سه‌تایی از حسگرهای اینرسی در بوئینگ ۷۶۷/۷۵۷ بکار رفته است [۱۷-۱۵]. معماری آرایه شش‌تایی از حسگرهای اینرسی توسط شرکت هانی ول برای هواپیماهای تجاری بدون تعمیر و نگهداری، توسعه داده شده است [۱۸ و ۱۹]. این معماری شامل شش جاپرو و شش شتاب‌سنج در ساختاری غیرمتعامد است. در معماری شش‌تایی هر محور ورودی از دیگر محورها مستقل است. مدیریت افزونگی با استفاده از معادلات توازن، آشکارسازی و تشخیص خرابی حسگرهای اینرسی را انجام می‌شود. نرخ خرابی اجزای تشکیل‌دهنده یک سیستم ناوبری در جدول ۱ آورده شده است. به منظور ساده‌سازی محاسبات و مقایسه قابلیت اطمینان بین معماری‌های مختلف، سیستم‌های ناوبری به اجزای زیر تقسیم می‌شوند از:

- کانال جاپرو
- کانال شتاب‌سنج
- باس داده داخلی

به صورت مزاد به کاربرده می‌شوند با آرایش متعامد متداول تفاوت دارد. تعبیر هندسی این موضوع بدین معناست که حسگرها طوری قرار می‌گیرند که محور ورودی آنها به سطوح چندوجهی عمود باشند (شکل ۲). تعداد و نحوه جانمایی حسگرهای اینرسی مانند جاپروها و شتاب‌سنج‌ها به الزامات مأموریت بستگی دارد. از مهمترین الزامات می‌توان به قابلیت اطمینان و دقت اشاره کرد. سه حسگر ناهم‌صفحه برای جمع‌آوری اطلاعات فضای سه‌بعدی کافیت است. افزودن حسگر چهارم که با هیچ یک از حسگرهای دیگر هم راستا نباشد یک آرایه چهارتایی تشکیل می‌دهد که قابلیت آشکارسازی خطا را ایجاد می‌کند اما قابلیت تشخیص مقدار خطا را ندارد. به عبارتی فقط می‌توان دریافت که مقادیر دریافتی از حسگر صحیح نیست و یکی از حسگرها داده مناسب تولید نمی‌کند، اما میزان انحراف و خطا قابل محاسبه نیست چون مرجع مقایسه نداریم. در واقع، خطا با توجه به انحراف خروجی حسگرها قابل آشکارسازی است. مقدار انحرافی که قابل تحمل است توسط الزامات سیستم تعیین می‌شود. افزودن حسگر پنجم-با فرض اینکه هیچ ترکیب سه‌تایی از حسگرها هم صفحه نیستند- یک مجموعه پنج‌تایی از حسگرها را تشکیل می‌دهند که قابلیت تشخیص خطا را بین ده ترکیب سه‌تایی، امکان پذیر می‌سازد. رابطه زیر با استفاده از مفهوم ترکیب در مباحث آمار و احتمال، تعداد ترکیب سه‌تایی حسگرها را نشان می‌دهد [۱۴]:

$$\binom{5}{3} = 10 = 4 + 6 \quad (14)$$

به عنوان مثال اگر حسگری خراب شود، چهار تا از سه‌گانه‌های که حسگر خراب در آن قرار ندارد، با یکدیگر تطابق دارند اما شش سه‌گانه‌ای که حسگر خراب در آن قرار دارد، با یکدیگر تطابق ندارند. البته افزودن حسگر ششم (شکل ۲)، سطح افزونگی برای تشخیص خطا را ایجاد می‌کند هرچند برای تشخیص خطا مورد نیاز نیست. همچنین افزودن حسگر ششم باعث افزایش دقت و قابلیت اطمینان تشخیص خطای یک حسگر می‌شود زیرا خروجی‌های سی ترکیب سه‌گانه با یکدیگر مقایسه شده و می‌تواند در معادلات توازن، میانگین‌گیری شود.

۳-۱- تحلیل قابلیت اطمینان آرایه‌های مختلف حسگرها

قابلیت اطمینان سیستم شاخص بسیار مهمی در ارزیابی طراحی و عملکرد سامانه‌ها بویژه سامانه‌های هوافضایی است. لذا در این بخش قابلیت

جدول ۱. نرخ خرابی اجزای تشکیل‌دهنده سیستم ناوبری [۱۶]

Table 1. The failure rates of navigation system components

تعداد خرابی‌ها (Mhr)	اجزای اصلی INS
۴/۲	کانال جیرو
۲/۶	کانال شتاب سنج
۰/۸	باس داده داخلی
۱/۷	باس داده خارجی
۳/۲	کانال پردازنده
۱/۹	منبع تغذیه
۰/۱	عملکرد ساعت
۱	شمارنده‌های برنامه‌پذیر

لذا قابلیت اطمینان یک پیکربندی سه‌گانه با رابطه زیر بیان می‌شود:

$$R_t = R_w R_c R_{3g} R_{3a} R_i R_p \quad (15)$$

که R_w ، R_c ، R_{3g} ، R_{3a} ، R_i و R_p به ترتیب قابلیت اطمینان منبع تغذیه، ساعت، آرایه سه‌تایی از جیروها، آرایه سه‌تایی از شتاب‌سنج‌ها، باس داده داخلی و پردازنده است. برای چیدمان و معماری چهارگانه، قابلیت اطمینان با رابطه زیر بیان می‌شود:

$$R_q = R_w R_c R_{4g} R_{4a} R_i R_p \quad (16)$$

که R_w ، R_c ، R_{4g} ، R_{4a} ، R_i و R_p به ترتیب قابلیت اطمینان منبع تغذیه، ساعت، آرایه چهارتایی از جیروها، آرایه چهارتایی از شتاب‌سنج‌ها، باس داده داخلی و پردازنده است. برای چیدمان و معماری چهارگانه، قابلیت اطمینان با رابطه زیر بیان می‌شود:

$$R_h = R_{2w} R_c R_{4pc} R_{6g} R_{6a} R_{2i} R_{2scp} R_{2e} \quad (17)$$

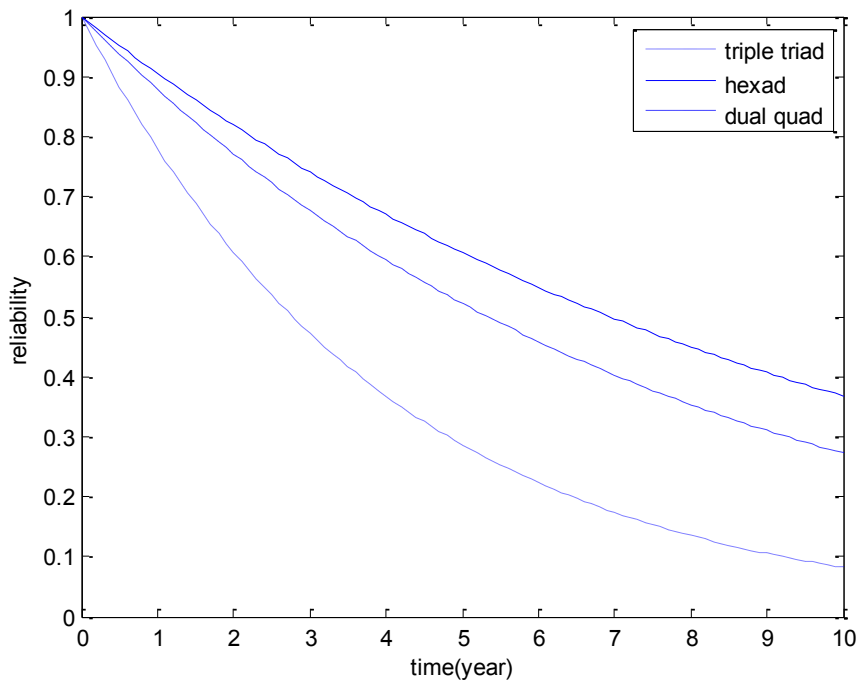
که R_w ، R_{2w} ، R_c ، R_{4pc} ، R_{6g} ، R_{6a} ، R_{2i} ، R_{2scp} و R_{2e} به ترتیب قابلیت اطمینان

- باس داده خارجی
- کانال پردازنده
- منبع تغذیه
- عملکرد ساعت^۱
- شمارنده‌های قابل برنامه‌ریزی

کانال جیرو شامل جیرو، درایور جیرو، الکترونیک جیرو، الکترونیک آنالوگ/دیجیتال، منبع تغذیه ولتاژ بالا است. کانال شتاب‌سنج شامل شتاب‌سنج، الکترونیک شتاب‌سنج، الکترونیک آنالوگ/دیجیتال، منبع تغذیه ولتاژ پایین است. کانال‌های مازاد شتاب‌سنج و جیرو برای ایجاد قابلیت تحمل‌پذیری خطا، استفاده شده است. کانال پردازنده شامل پردازنده و منبع تغذیه ولتاژ پایین، می‌باشد. زوج‌های خودکنترل‌کننده^۲ به منظور پیاده‌سازی پردازش تحمل‌پذیر خطا، مورد استفاده قرار گرفته‌اند. استفاده از شمارنده‌های قابل برنامه‌ریزی^۳ به دلیل اطمینان از همزمان‌سازی پیاده‌سازی زوج‌های خودکنترل‌کننده است. به دلیل جلوگیری از خطای همزمان‌سازی^۴ و ایجاد قابلیت تحمل خطا در پردازش، از شمارنده‌های قابل برنامه‌ریزی به صورت مازاد استفاده شده است. منبع تغذیه، باس داده داخلی و باس داده خارجی را می‌توان به صورت مازاد به کار گرفت تا در معماری‌های مختلف استفاده شوند.

در این تحقیق سیستم کلی ناوبری به صورت ساختار سری فرض شده است که از کار افتادن هر بخشی موجب اختلال در عملکرد سیستم می‌شود،

- 1 Clock function
- 2 Self-controlling couples
- 3 Programmable counter
- 4 Synchronizing error



شکل ۳. مقایسه بلندمدت بین سه معماری سیستم ناوبری

Fig. 3. Long-term comparison among the three architectures of the navigation system

سخت افزار تشخیص داده شود. قابلیت اطمینان پیکربندی با شش جابرو با ساختار سه از شش بوسیله رابطه زیر بیان می‌شود:

$$R_{6g} = R_g^6 + 6R_g^5(1-R_g) + 15R_g^4(1-R_g)^2 + 20R_g^3(1-R_g)^3 P_{gBIT} \quad (20)$$

که فرض می‌شود اولین دو خرابی جابروها به درستی با احتمال ۱ توسط نرم افزار، آشکارسازی و تشخیص داده می‌شود. خرابی سومین جابرو با احتمال P_{gBIT} ، به درستی تشخیص داده می‌شود.

قابلیت اطمینان سیستم ناوبری با استفاده از مقادیر نرخ خرابی (جدول ۱) براحتی قابل محاسبه است. میزان قابلیت اطمینان سه معماری مورد نظر و تغییرات آنها در یک بازه طولانی مدت، در شکل‌های ۳ و ۴ مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که قابلیت اطمینان معماری دو پیکربندی چهارتایی^۱ و سه پیکربندی سه‌تایی^۲ در بازه عملکرد ۱۰ سال، کمتر از قابلیت اطمینان معماری پیکربندی شش‌تایی است. اما قابلیت اطمینان معماری

منبع تغذیه دوگانه، ساعت، چهار شمارنده قابل برنامه‌ریزی، آرایه شش‌تایی از جابروها، آرایه شش‌تایی از شتاب‌سنج‌ها، دو باس داده داخلی، دو پردازنده خودکنترل‌کننده و دو باس داده خارجی است که قابلیت اطمینان هر بخش با توجه به ساختار آن بخش محاسبه می‌شود. مثلاً برای ساختار با چهارشمارنده قابل برنامه‌ریزی که دو تا از چهارتا کفایت می‌کند، رابطه قابلیت اطمینان به صورت می‌شود:

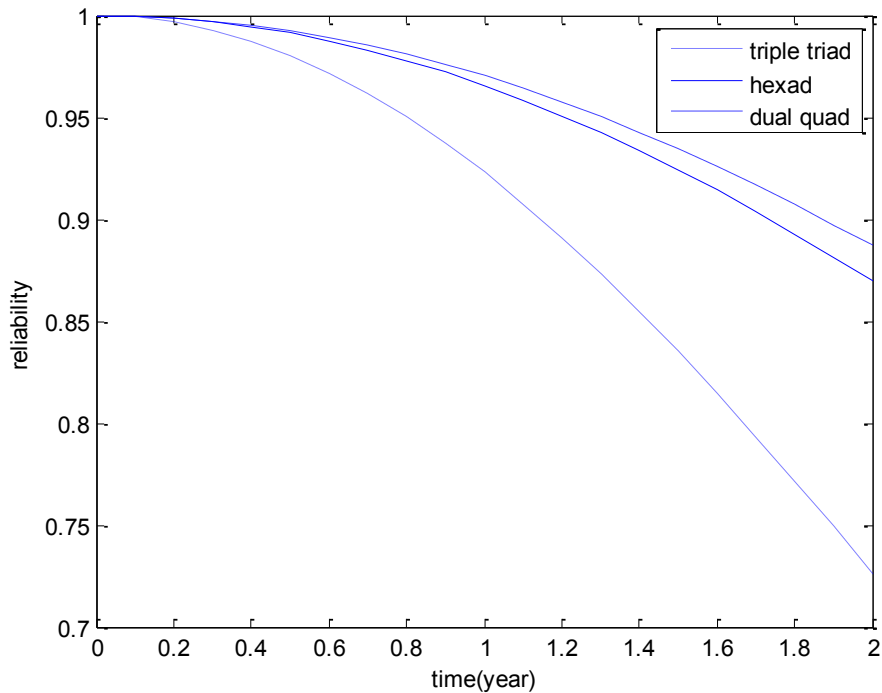
$$R_{4pc} = R_{pc}^4 + 4R_{pc}^3(1-R_{pc}) + 6R_{pc}^2(1-R_{pc})^2 \quad (18)$$

اگر R_g ، قابلیت اطمینان یک جابرو باشد آنگاه قابلیت اطمینان پیکربندی چهارتایی از جابروها با ساختار سه از چهار به صورت زیر است:

$$R_{4g} = R_g^4 + 4R_g^3(1-R_g) P_{gBIT} \quad (19)$$

که احتمال این است که خرابی جابرو به درستی توسط آزمون

1 Dual quad
2 Triple triad



شکل ۴. مقایسه کوتاه مدت بین سه معماری سیستم ناوبری

Fig. 4. Short-term comparison between the three architectures of the navigation system

ارائه دهد. قابلیت اطمینان با استفاده از شبیه‌سازی فرآیند واقعی و رفتار تصادفی سیستم توسط مدل رایانه‌ای، تخمین زده می‌شود. اصول این روش شبیه‌سازی مسئله به صورت تعدادی آزمایش متوالی است که در زمان شبیه‌سازی احتمال وقوع خرابی محاسبه می‌شود. این روش با شمارش تعداد رخداد یک واقعه در طول زمان شبیه‌سازی، احتمال و دیگر اندیس‌های قابلیت اطمینان را محاسبه می‌کنند [۱۴]. اطلاعات لازم برای انجام شبیه‌سازی عبارتند از: تابع چگالی احتمال زمان خرابی حسگرهای اینرسی، معیار توقف، تعداد تکرار مورد نیاز و میزان عدم قطعیت.

۴-۱- زمان خرابی حسگرهای اینرسی

متغیر تصادفی X را در نظر بگیرید که دارای توزیع نمایی با پارامتر λ است و توابع چگالی احتمال و تابع تجمعی احتمال $(f(x), F(x))$ توسط روابط زیر بیان شده است.

$$f(x) = \lambda e^{-\lambda x} \quad (21)$$

$$F(x) = \int_0^x f(x) dx = 1 - e^{-\lambda x}$$

پیکربندی شش‌تایی در بازه عملکرد ۲ سال، از قابلیت اطمینان معماری‌های دیگر کمتر است.

همانطور که مشاهده می‌شود در تمام سیستم‌ها با گذشت زمان سیستم دچار نقص شده و بنابراین یک مجموعه پایش و تشخیص خرابی باید برای آن در نظر گرفته شود. این سیستم نیز خود ایده آل نبوده و ممکن است دچار اشکال و خطا شود در بخش آتی قابلیت اطمینان این سیستم آشکارساز و تشخیص خطا با استفاده از روش مونت کارلو بیان می‌شود.

۴- روش شبیه‌سازی مونت کارلو سیستم آشکارساز خرابی

برای محاسبه قابلیت اطمینان از روش‌های مختلفی نظیر حل تحلیلی یا شبیه‌سازی می‌توان بهره گرفت [۱۴]. شبیه‌سازی مونت کارلو یک روش بسیار ارزشمند است که به طور گسترده برای حل مسائل واقعی مهندسی کاربرد دارد. استفاده از این روش برای ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم‌های پیچیده بسیار رایج است. پیچیدگی سیستم‌های جدید مهندسی به علاوه ملاحظات واقعی که باید در نظر گرفته شوند باعث شده است تا استفاده از روش‌های تحلیلی بسیار مشکل باشد؛ ولیکن روش شبیه‌سازی مونت کارلو می‌تواند بر این پیچیدگی‌ها غلبه کرده و پارامترهای خروجی ارزشمندی را

حال اگر X به صورت تابعی از $F(x)$ بازنویسی شود:

$$N = \frac{1 - \bar{Q}}{(1 - \alpha)^2 \bar{Q}} \quad (22)$$

$$x = G(F(x)) = \frac{1}{\lambda} \ln\left(\frac{1}{1 - F(x)}\right)$$

۳-۴- ارزیابی قابلیت اطمینان واحد آشکارساز و تشخیص خطا

محاسبه قابلیت اطمینان واحد آشکارساز و تشخیص خطا سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از روش شبیه‌سازی مونت کارلو و نرم‌افزار سیمولینک انجام شده است. شبیه‌سازی مونت کارلو با استفاده از ۱۰۰۰۰ تکرار انجام شده است. در نرم‌افزار سیمولینک ساختاری ایجاد شده که خطا به صورت رندوم در یک سنسور در بازه کارکرد آن ایجاد شده و سپس براساس ساختار تصمیم شکل ۵ خروجی سیستم تولید و بررسی می‌شود که آیا این درخت تصمیم توانسته وظیفه خود را انجام دهد و وضعیت سیستم را درست تعیین کند. هفت رخداد ممکن در فرآیند آشکارسازی و تشخیص خطا قابل تصور است که این حالات در شکل ۵ نشان داده شده است.

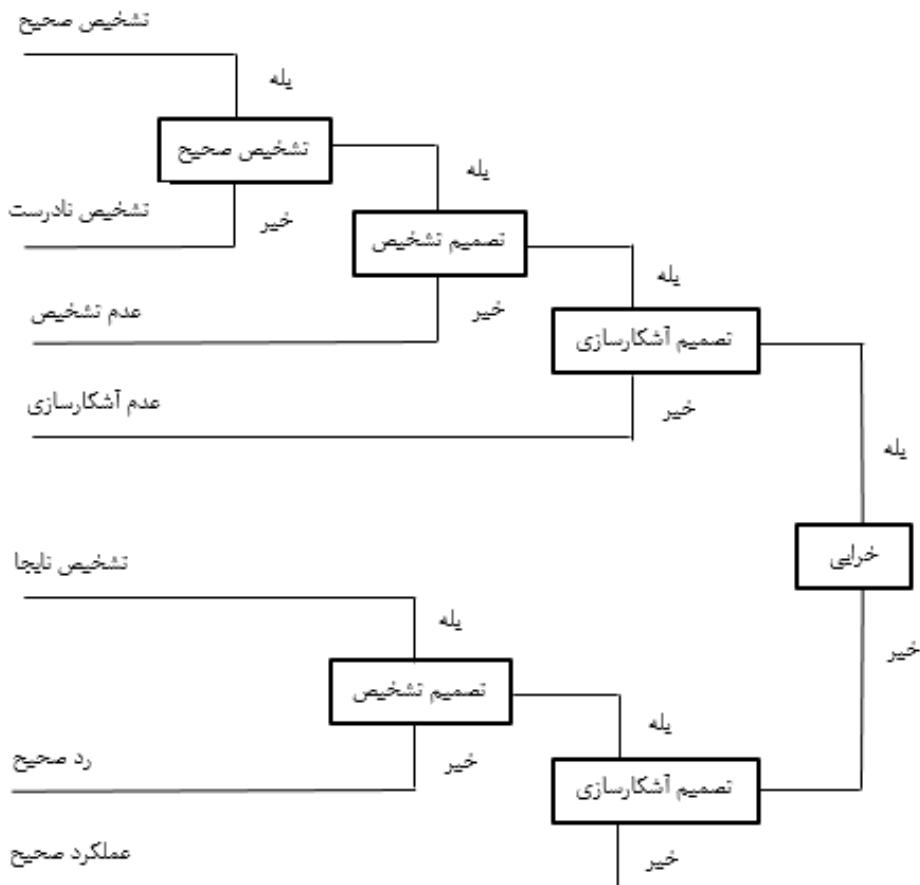
به عنوان مثال برای نرخ خرابی ۰/۰۰۵ زمانی که احتمال خرابی ۷۰٪ است (شکل ۶) برابر است با:

$$x = \frac{1}{0.005} \ln\left(\frac{1}{1 - 0.7}\right) = 240.79 \text{ h}$$

۴-۲- رابطه بین تعداد تکرار، عدم قابلیت اطمینان و عدم قطعیت

بین تعداد تکرارهای شبیه‌سازی مونت کارلو (N)، عدم قابلیت اطمینان

فرضی (\bar{Q}) و عدم قطعیت (α) رابطه زیر برقرار است [۱۴ و ۲۰]



شکل ۵. ساختار تصمیم FDI

Fig. 5. FDI decision structure

صورت دینامیکی احتمال خرابی‌ها مدلسازی می‌شود و با ایجاد خرابی رندوم و تصادفی براساس تابع عمر نحوه پاسخگویی سیستم بررسی می‌شود. لازم به ذکر است تشریح طراحی این سیستم در نرم افزار سمپولینک خارج از حوصله این مقاله بوده و علاقمندان برای اطلاعات بیشتر به مرجع [۲۱] مراجعه نمایند.

نتایج شبیه سازی مونت کارلو نشان می‌دهد قابلیت اطمینان با شش حسگر که بر روی دوازده وجهی قرار گرفته با عدم قطعیت ۰/۰۱ برابر است با: ۰/۸۶۸۷

۴-۴ - صحنه گذاری نتایج

یکی از موضوعات مهم در فرآیند شبیه‌سازی، اعتبار سنجی و صحنه گذاری است که برای این امر نتایج حاصل از شبیه سازی برای نسبت سیگنال به نویزهای مختلف بررسی شده و با مقادیر تجربی مبتنی بر تحلیل تجربی-آماري مقایسه شده است که نتایج در جدول ۲ ارائه شده است. می‌توان گفت که شبیه سازی انجام شده دارای خطایی کمتر از دو درصد است که سبب اطمینان به الگوریتم استفاده شده می‌شود.

۵-۵ - تحلیل حساسیت

۱- حساسیت قابلیت اطمینان نسبت به نویز

نویز و عدم قطعیت در فرآیند اندازه‌گیری و پایش یک سیستم همواره وجود دارد و لازم است تا حد ممکن سیستم مقاوم در برابر نویز باشد، لذا مطالعه بر روی اثر نویز ضروری است. در این تحقیق پراکندگی و عدم قطعیت نویز با واریانس در داده‌ها تعریف شده و واریانس نویز 10^{-10} در نظر گرفته شده است. از آنجایی که ممکن است واریانس نویز تغییر کند می‌بایست حساسیت قابلیت اطمینان نسبت به نویز، تحلیل شود. برای آنالیز حساسیت، واریانس نویز تا 5×10^{-10} افزایش داده شده و قابلیت اطمینان محاسبه شده است. نمودار شکل ۶ تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به واریانس نویز را نشان می‌دهد. با افزایش نویز در اندازه‌گیری، قابلیت اطمینان کاهش قابل توجهی می‌یابد و حتی به کمتر از ۰/۸ می‌رسد. نتایج نشان می‌دهد که رابطه قابلیت اطمینان و نویز در بازه واریانس نویز $[10^{-10}$ و $5 \times 10^{-10}]$ ، تقریباً خطی است.

۲- حساسیت قابلیت اطمینان نسبت به مقادیر آستانه

آستانه تشخیص و آشکارسازی خطا در سیستم‌های پایشی و نظارتی بسیار مهم است و بیانگر حد و مرزی است که اگر مقادیر اندازه‌گیری از آنها بیشتر باشد سیستم تشخیص می‌دهد خرابی رخ داده و یا آن را اعلان می‌کند. لذا بررسی اثر آنها بر روی قابلیت اطمینان ضروری است. شکل ۷ تغییرات

۱- تشخیص صحیح^۱

۲- تشخیص نادرست^۲

۳- عدم تشخیص^۳

۴- عدم آشکارسازی^۴

۵- تشخیص نابجا^۵

۶- رد صحیح^۶

۷- عملکرد صحیح^۷

با توجه به ساختار تصمیم بالا، چهار رخداد نامطلوب و سه رخداد مطلوب وجود دارد که در این تحقیق با استفاده از چهار رخداد نامطلوب به عنوان معیاری برای عدم قابلیت اطمینان استفاده شده است و قابلیت اطمینان را از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$Reliability = 1 - Unreliability$$

میانگین وزنی احتمال رخدادهای نامطلوب به عنوان معیار عدم قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است:

$$RC = 1 - \frac{k_1 WI + k_2 MI + k_3 FI + k_4 MD}{k_1 + k_2 + k_3 + k_4} \quad (23)$$

که WI احتمال تشخیص نادرست، MI احتمال عدم تشخیص، FI احتمال تشخیص نابجا و MD احتمال عدم آشکارسازی است.

برای تنظیم ضرایب k_1, k_2, k_3, k_4 اقدامات زیر انجام شده است:

الف- اجرای یک شبیه‌سازی اولیه

ب- برآورد احتمال‌های WI، MI، FI و MD

ج- محاسبه مقدار تابع هدف

د- تغییر ضرایب به منظور بیشینه‌سازی تابع هدف

ط- تکرار شبیه‌سازی

در این شبیه‌سازی به علت اهمیت یکسان چهار احتمال نامطلوب،

ضرایب k_1, k_2, k_3, k_4 یک فرض شده‌اند.

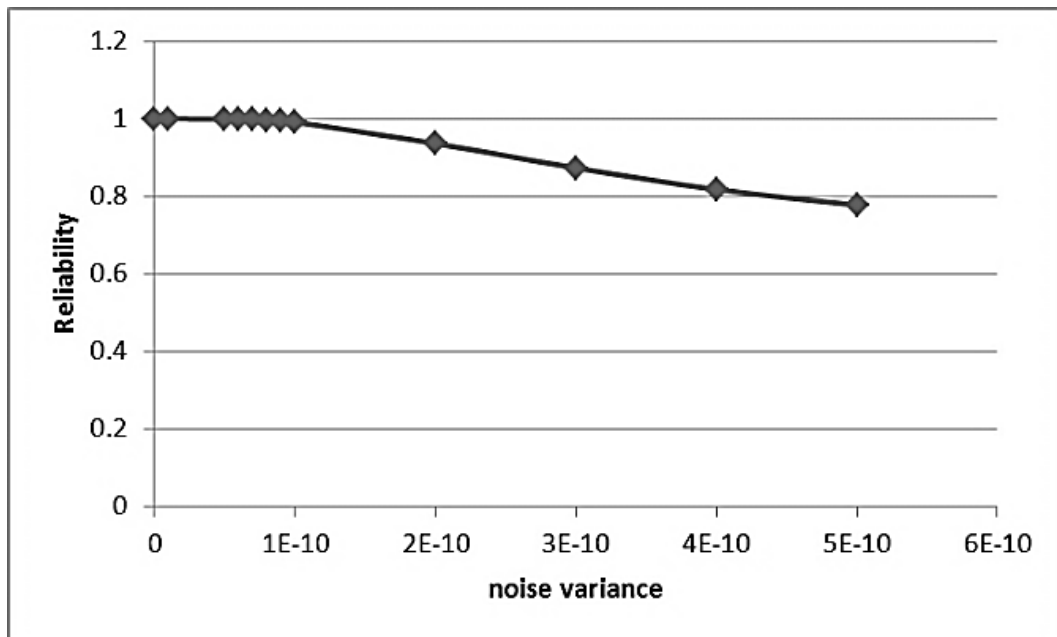
این سیستم در نرم افزار سمپولینک (متلب) سیستم مدلسازی شده و به

- 1 Correct isolation
- 2 Wrong isolation
- 3 Missed isolation
- 4 Missed detection
- 5 False isolation
- 6 Correct rejection
- 7 Correct operation

جدول ۲. صحنه گذاری نتایج در ساختار دوازده وجهی

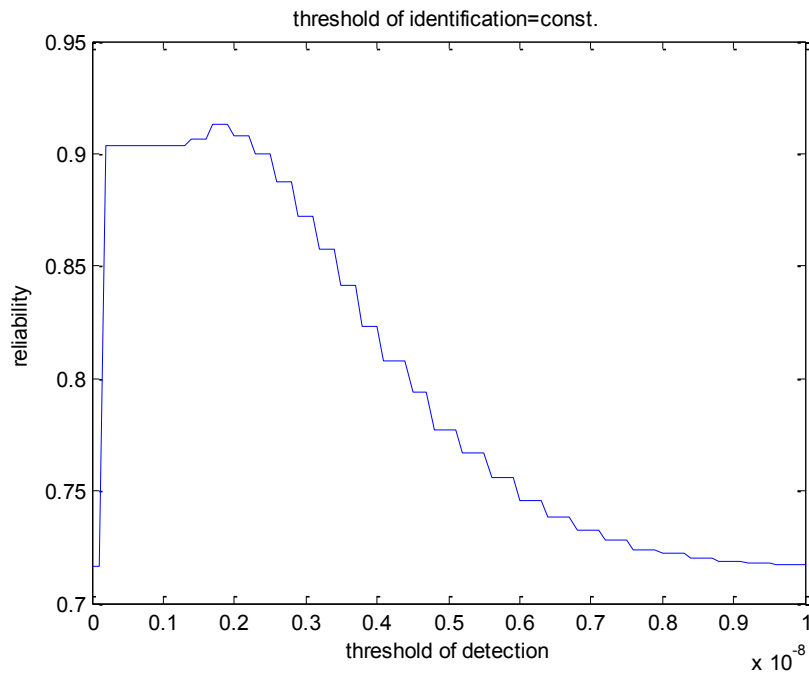
Table 2. Validation of results in a twelve-sided structure

خطای نسبی	عملکرد آشکار سازی در شبیه سازی	[۲۲] عملکرد آشکار سازی مرجع	نسبت عیب به نویز
٪ ۱/۵۴	۰/۷۲۱	۰/۷۱۰	۳
٪ ۰/۹۷	۰/۸۲۹	۰/۸۲۱	۴
٪ ۱/۴۹	۰/۸۸۵	۰/۸۷۲	۵
٪ ۱/۱۱۸	۰/۹۴۱	۰/۹۳۰	۶
٪ ۰/۸۶	۰/۹۴۳	۰/۹۳۵	۷
٪ ۰/۷۴	۰/۹۵۸	۰/۹۵۱	۸
٪ ۰/۷۴	۰/۹۵۹	۰/۹۵۲	۹
٪ ۰/۷۴	۰/۹۶۱	۰/۹۵۴	۱۰



شکل ۶. حساسیت قابلیت اطمینان نسبت به واریانس نویز

Fig. 6. Reliability sensitivity to the noise variance



شکل ۷. تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به آستانه آشکارسازی خطا

Fig. 7. Reliability variation based on the fault detection threshold

این است که مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص خطا را طوری تنظیم کند که قابلیت اطمینان، بیشینه شود. در این تحقیق بهینه سازی با استفاده از روش‌های تکراری و حداقل مربعات غیرخطی انجام شده که نتایج در جدول ۳ به صورت خلاصه آورده شده است.

مقایسه بین نتایج روش‌های تکراری و حداقل مربعات غیرخطی نشان می‌دهد که مدت زمان بهینه‌سازی به روش حداقل مربعات غیرخطی حدود ۶۱٪ کاهش یافته است. اما مقادیر بهینه‌ای که با استفاده از روش حداقل مربعات غیرخطی به دست آمده است، قابلیت اطمینان کمتری نسبت به روش تکراری ارائه می‌دهد. جدول ۳ نشان می‌دهد محاسبه قابلیت اطمینان در روش حداقل مربعات غیرخطی حدود ۳/۷۷٪- نسبت به روش تکراری خطا دارد.

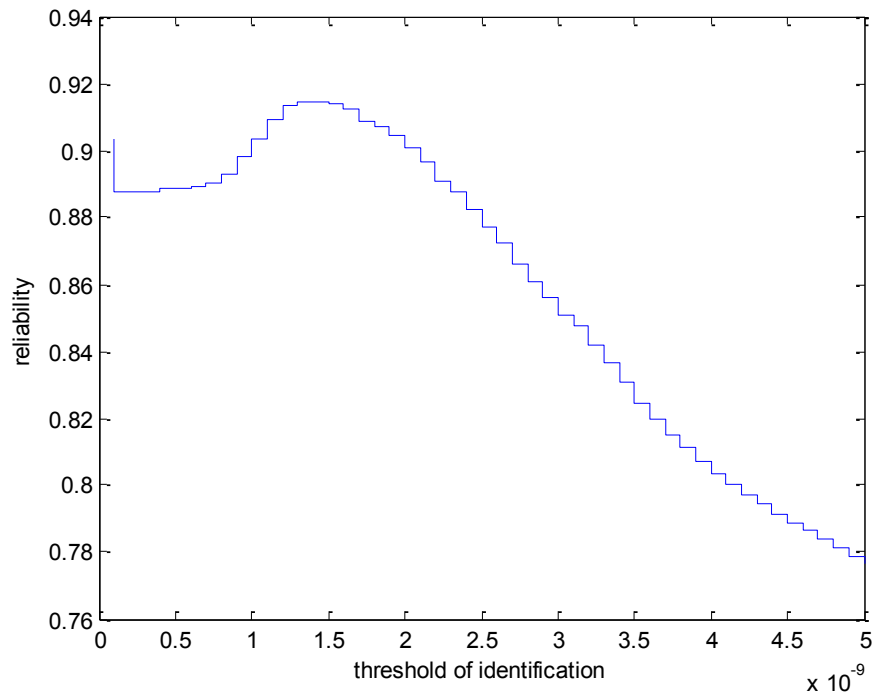
نتایج (شکل ۸) نشان می‌دهد در صورتی که در مرحله طراحی مقادیر مربوط به آستانه تشخیص و آشکارسازی خطا به خوبی تعریف نشود میزان قابلیت اطمینان سیستم به طور چشمگیری کاهش می‌یابد ولیکن با انتخاب صحیح قابلیت اطمینان سیستم تا ۰/۹۹۱۵ می‌تواند افزایش یابد.

قابلیت اطمینان نسبت به آستانه آشکارسازی خطا (با فرض ثابت بودن آستانه تشخیص) را نشان می‌دهد. با فرض ثابت بودن آستانه تشخیص خطا، مقدار بهینه‌ای برای آستانه آشکارسازی خطا وجود دارد که حدود 2×10^{-9} است.

همچنین تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به آستانه تشخیص خطا (با فرض ثابت بودن آستانه آشکارسازی) در شکل ۸ نشان داده شده است. که با فرض ثابت بودن آستانه آشکارسازی خطا، مقدار بهینه‌ای برای آستانه تشخیص خطا وجود دارد که حدود $1/5 \times 10^{-9}$ است.

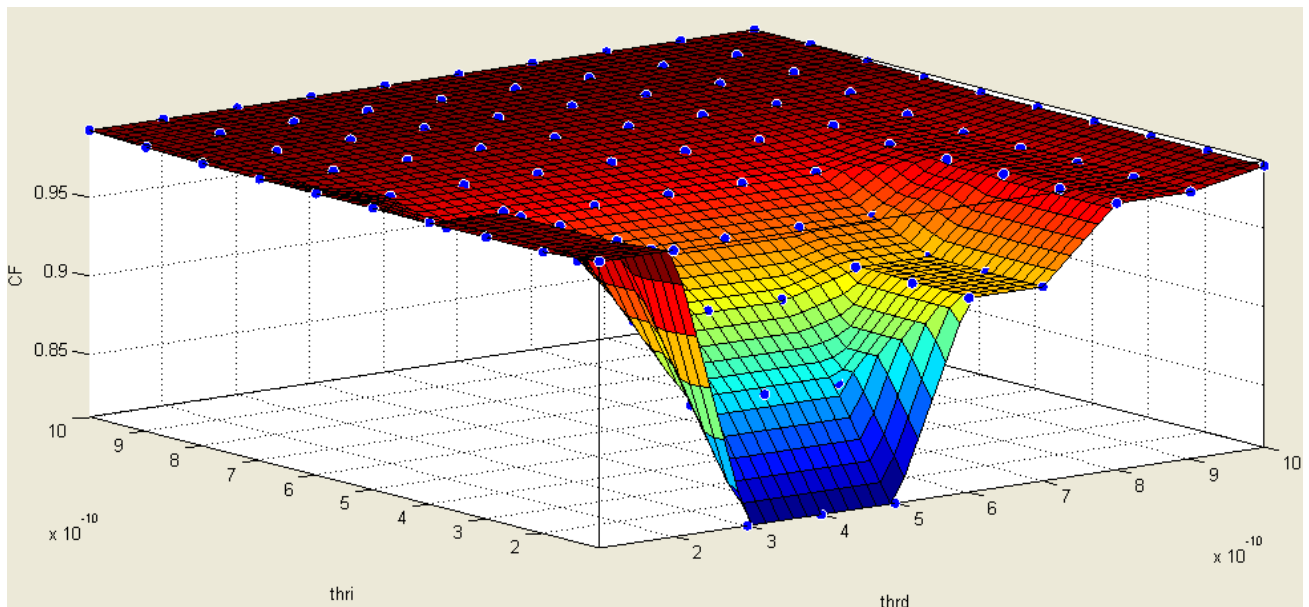
۶- بهینه‌سازی مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص خطا

به دلیل اینکه قابلیت اطمینان متأثر از مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص خطاست با تغییر این دو مقدار آستانه که در مرحله طراحی تعیین می‌شوند، قابلیت اطمینان نیز تغییر می‌کند بنابراین می‌بایست مقادیر بهینه آستانه آشکارسازی و تشخیص خطا طوری به دست آیند که قابلیت اطمینان بیشینه شود. نمودار شکل ۹ نشان می‌دهد که قابلیت اطمینان چگونه با تغییر مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص خطا تغییر می‌کند و وظیفه بهینه‌سازی



شکل ۸. تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به آستانه تشخیص خطا

Fig. 8. Reliability variation based on the fault isolation threshold



شکل ۹. قابلیت اطمینان برحسب مقادیر آستانه آشکارسازی و تشخیص

Fig. 9. Reliability in terms of detection and isolation threshold values

جدول ۳. قابلیت اطمینان حاصل از روش‌های بهینه‌سازی

Table 3. Optimized Reliability via different methods

روش بهینه‌سازی	قابلیت اطمینان بهینه	زمان محاسبه (ثانیه)
تکراری	۰/۹۹۱۵	۵۰/۲۲
حداقل مربعات غیرخطی	۰/۹۵۱۴	۲۰/۶۷

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا قابلیت اطمینان سیستم‌های ناوبری تحمل‌پذیر خطا با پیکربندی‌های مختلف حسگرهای اینرسی مازاد مورد ارزیابی و مقایسه قرار گرفت و مشخص شد که ساختار دوازده وجهی با شش حسگر در بلندمدت بیشترین قابلیت اطمینان را داراست اما در کوتاه مدت ممکن است از برخی پیکره بندی‌ها، قابلیت اطمینان کمتری داشته باشد (شکل‌های ۳ و ۴). در ادامه واحد آشکارسازی و تشخیص خطا بر مبنای سیستم ناوبری شامل شش حسگر مورد بررسی دقیق‌تر قرار گرفت. با توجه به این که قابلیت اطمینان واحد آشکارساز و تشخیص خرابی تابعی از مقادیر آستانه آشکارسازی و آستانه تشخیص خرابی است، مقادیر بهینه آنها با استفاده از روش‌های تکراری و حداقل مربعات غیرخطی به دست آمده است که نتایج حاصل از روش‌های تکراری هرچند زمانبرتر هستند ولیکن نتایج بهتری را ارائه می‌نمایند. همچنین در تحلیل حساسیت قابلیت اطمینان نسبت به نویز، آستانه آشکارسازی و آستانه تشخیص نیز انجام شده است. پیشنهاد می‌شود در ادامه این مدل‌سازی و تحلیل، تحقیقات زیر انجام شود: مدل‌سازی و تشخیص حسگر خراب، بررسی سیستم‌های آشکارسازی و تشخیص خرابی تطبیقی و آشکارسازی و تشخیص خرابی‌های چندگانه (بیش از دو خرابی همزمان) با اندازه‌های متفاوت. همچنین بررسی قابلیت اطمینان با در نظر گرفتن موضوع چند حالتی بودن سیستم و چند ماموریت‌ه بودن سیستم می‌تواند در مدل‌سازی واقعی‌تر سیستم کمک نماید.

منابع

- Wang L. and Gao R., Condition monitoring and control for intelligent manufacturing, Springer, London, 2012.
- Jian Jiao, Xinlin De, Zhiwei Chen, Tingdi Zhao, Integrated circuit failure analysis and reliability prediction based on physics of failure, Engineering Failure Analysis, 104 (2019) 714-726.
- Almagbile, Ali and Wang, Jinling and Ding, Weidong and Knight, Nathan, Sensitivity analysis of multiple fault test and reliability measures in integrated GPS/INS systems, Archiwum Fotogrametrii, Kartografii i Teledetekcji, 22 (2011) 25-37.
- Baochen Li, Huaiguang Wang, Liyuan Mu, Zhiyong Shi and Binhan Du, A configuration design method for a redundant inertial navigation system based on diagnosability analysis, Measurement Science and Technology, 32 (2020) 20111.
- Wilcox, J., Maximum Likelihood Failure Detection for Redundant Inertial Instruments,” AIAA Paper 72-864, Stanford, Calif., Aug. 1992.
- Umar Iqbal Bhatti and Washi ngton Yotto Ochieng, Failure Modes and Models for Integrated GPS/INS Systems, The Journal of NAVIGATION, 60 (2007) 327–348.

- Wilcox, Competitive Evaluation of Failure Detection Algorithms for Strapdown Redundant Inertial Instruments, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 11 (1994) 525-529.
- Potter, J.E. and Suman, M.C., Threshold less Redundancy Management with Arrays of Skewed Instruments, Integrity in Electronic Flight Control Systems, 4 (2004) 15-25.
- VanTrees, H.L., Detection, Estimation and Modulation Theory, Part I, Wiley, New York, 2014.
- Gilmore, J. P., A Non-Orthogonal Gyro Configuration, MIT/IL Rept, 7 (1997) 472-477.
- Gilmore, J. R. A., A Redundant Strapdown Inertial Reference Unit, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 9 (1) (1999) 39-47.
- Enrico Zio, The Monte Carlo Simulation Method for System Reliability and Risk Analysis, Springer-Verlag, London, 2013.
21. Nemati M., Reliability Assessment and Improvement of Inertial Measurement Unit FDI Module, MSc Thesis, ARI, 2017 (In Persian).
- Kevin C., Generalized Likelihood Test for FDI in Redundant Sensor Configurations, *Journal of guidance and control*, 2 (1979) 27-35.
- H.Song, and H. Y. Zhang, Fuzzy fault tree analysis based on T-S model with application to INS/GPS navigation system, *Soft computing*, 13 (2009) 31-40,.
- Jones, H., Failure detection in linear systems, Dept. of Aeronautics, MIT, 1993.
- Willsky, A.S. and Jones, H.L., A Generalized Likelihood Ratio Approach to State Estimation in Linear Systems Subject to Abrupt Changes, *IEEE Conference on Decision and Control*, 2 (2008) 124-127.
- Luo K, Jiao Y., Automatic fault detection of sensors in leather cutting control system under GWO-SVM algorithm. *PLOS ONE*, 16(3) (2021) e0248515.
- Jin, Xiaoliang, Gou, Linfeng, AU - Li, Huihui, Zheng, Hua, Li, Huacong, Pei, Xiaoning P., Aeroengine Control System Sensor Fault Diagnosis Based on CWT and CNN, *Mathematical Problems in Engineering*, 2020 (2020) 5357146, DOI: 10.1155/2020/5357146
- Wilcox J., Maximum Likelihood Failure Detection for Redundant Inertial Instruments, *AIAA*, 6 (2007) 72-864.
- Harrison, J. and Chien, T.T., Failure Isolation for a Minimally Redundant Inertial Sensor System, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 3 (1995) 87-92.
- Farsi Mohammad A., Principles of reliability engineering, Symaye Danesh, Tehran, 2016 (In Persian).

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. A. Farsi, A. Alikhani, M. Nemati, Reliability Analysis of An Inertial Navigation System and its Active Fault Detection and Isolation Unit, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 54(4) (2022) 805-820.

DOI: 10.22060/mej.2022.19643.7079



