



ارزیابی قابلیت اطمینان سامانه موشکی در طول دوره عمر آن با استفاده از رویکرد زمان پیوسته، فضای گسسته مارکوف

وحید معرفت خلیل‌آباد*

مربی، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه
* ارومیه، صندوق پستی 57155419، v.marefat@uut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 25 فروردین 1396
پذیرش: 11 خرداد 1396
ارائه در سایت: 08 تیر 1396
کلید واژگان:
قابلیت اطمینان
دوره عمر
سامانه موشکی
زنجیره‌های مارکوف
منت کارلو

چکیده

در این مقاله قابلیت اطمینان سامانه موشکی با استفاده از روش حلقه‌های مارکوف پیوسته زمانی و منت کارلو، در دوره کامل عمر سامانه بر حسب قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های آن، محاسبه و نتایج دو روش مقایسه شده است. دوره عمر سامانه موشکی شامل مراحل انبارداری، قبل از شلیک و عملیات می‌باشد. شرایط محیطی مختلف و تنش‌های متفاوت وارد شده به سامانه موشکی در هر مرحله، به دلیل تنوع زیاد قطعات و مواد تشکیل دهنده آن، حالت‌ها و مکانیزم‌های خرابی جداگانه‌ای را تحریک می‌کند، در نتیجه تابع توزیع خرابی در هر مرحله و برای هر زیرسامانه متفاوت خواهد بود. سامانه موشکی دارای چهار زیرسامانه اصلی شامل، هدایت و کنترل، قطعات و مجموعه‌های مکانیکی، موتور و سرچنگی می‌باشد که به صورت سری با هم متصل شده‌اند و خرابی هر یک منجر به خرابی سامانه می‌شود. در این تحقیق از توابع توزیع نمایی، ویبال، لاگ‌نرمال و گمپرتز برای مدل‌سازی توزیع خرابی هر یک از این زیرسامانه‌ها در مراحل مختلف دوره عمر استفاده شده است. برخلاف اکثر کارهای انجام شده در این زمینه نرخ‌های خرابی، متغیر با زمان می‌باشند. محاسبات قابلیت اطمینان با فرض تعمیرناپذیری سامانه انجام شده‌اند. در نهایت برتری روش حلقه‌های مارکوف پیوسته زمانی در مقایسه با روش منت کارلو از لحاظ دقت و حجم محاسبات لازم، نمایش داده شده و پیشنهاداتی برای افزایش قابلیت اطمینان سامانه موشکی ارائه شده است.

Continuous Time Discrete State Markovian Approach for Reliability Assessment of Missile System during its Life Cycle

Vahid Marefat Khalilabad*

Department of Mechanical Engineering, Urmia University of Technology, Urmia, Iran
* P.O.B. 57155419 Urmia, Iran, v.marefat@uut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 April 2017
Accepted 01 June 2017
Available Online 29 June 2017

Keywords:
Reliability
Life Cycle
Missile System
Markov Chains
Monte Carlo

ABSTRACT

In this paper, reliability of missile system in its total life cycle is evaluated in terms of its subsystems' reliability, using Continuous Time Markov Chains (CTMC) and Monte Carlo simulation method, and results of both methods are compared. Missile system's life cycle includes storage, pre-launch and operation states. Missile system is composed of a variety of components and materials, hence different environmental conditions and various stresses imposed on missile system in each state during its life cycle, stimulates diverse failure modes and mechanisms. Therefore, failure probability distribution function differs for each subsystem in each state. Flight control, mechanical parts and equipment, engine and warhead are four main subsystems of the missile system. They are linked in series; therefore, each one's failure will result in system's failure. Exponential, Weibull, Lognormal and Gompertz distributions are used for subsystems' modeling in different life cycle states. Unlike many other researches in this field, failure rates are time variant. System is unrepairable during life cycle. Finally, Continuous Time Markov Chain's superiority in comparison with Monte Carlo method, both in accuracy and required amount of calculations is demonstrated and a few suggestions, based on obtained results, are presented for system reliability improvement.

1- مقدمه

دارای مراحل متنوعی مانند تولید، حمل، انبارداری، آماده‌سازی قبل از شلیک و مأموریت می‌باشد. در طی هر یک از این مراحل، سامانه موشکی می‌تواند در معرض شوک‌ها، دماهای حدی، لرزش‌ها، و شرایط سخت محیطی قرار گیرد. تنش‌های متفاوت در مراحل مختلف عمر سامانه موشکی می‌تواند باعث تضعیف قابلیت‌ها و کاهش استحکام سامانه شده و منجر به تحریک مکانیزم‌های مختلف خرابی و در نهایت منجر به بروز سوانح، خرابی و عدم

سامانه‌های موشکی می‌توانند مدت مأموریت کمتر از یک دقیقه، عمر خدماتی بیست ساله، مدت میانگین تا خرابی (MTTF)¹ بیست دقیقه‌ای در حالت عملکردی، مدت میانگین تا خرابی پنجاه ساله در حالت غیرعملکردی، و قابلیت اطمینانی معادل 0.9999 داشته باشند [1]. دوره عمر سامانه موشکی

¹ Mean Time to Failure (MTTF)

Please cite this article using:

V. Marefat Khalilabad, Continuous Time Discrete State Markovian Approach for Reliability Assessment of Missile System during its Life Cycle, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 6, pp. 413-422, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

مارکوف، این فرض را به حالتی که خروجی هر رخداد مستقیماً به خروجی رخداد ماقبل آن وابسته باشد، تعمیم داد [7]. در این حالت تعمیم یافته، احتمال شرطی P_{ij} که مرتبط با رخداد شرطی یک جفت از خروجی‌ها یا حالت‌ها، به شکل (E_i, E_j) می‌باشد، در معادله (2) تعریف شده است.

$$P_{ij} = P\{X_{n+1} = E_j | X_n = E_i\} \quad n = 0.1.2. \dots \quad (2)$$

فضای حالت \mathcal{X} برای تعریف فرایند $\{X(t), t \geq 0\}$ استفاده می‌شود، به این معنی که فضای \mathcal{X} ، فضای تمامی مقادیر ممکن x است که متغیر تصادفی $X(t)$ می‌تواند اختیار کند. در این فضا E یکی از رخدادها یا زیر مجموعه فضای \mathcal{X} می‌باشد، $E \subset \mathcal{X}$. در صورتی که فضای حالت تماماً از رخدادهایی تشکیل شود که دو به دو هیچ اشتراکی باهم نداشته باشند و همگی با هم مکمل باشند، یعنی اجتماع همگی آن‌ها فضای حالت باشد، با استفاده از قوانین احتمالات، معادلات (3-الف)، (3-ب) و (3-ج) برقرار خواهند بود [8].

$$0 \leq P(E_i) \leq 1 \quad (3-الف)$$

$$P(\mathcal{X}) = 1 \quad (3-ب)$$

$$P\left\{\sum_{i=0}^{N_{\max}} E_i\right\} = \sum_{i=0}^{N_{\max}} P(E_i) = 1 \quad (3-ج)$$

در صورتی که فضای حالت، فضایی گسسته باشد، مجموعه‌های پیوسته E_i را می‌توان با نقاط یا فرایندهای تصادفی $\{X_i(t)\}_{t \in \mathbb{R}}$ نمایش داد. این فرایندها در فضا گسسته، اما در زمان پیوسته می‌باشند. فرایند تصادفی $X_i(t)$ فرایند مارکوف نامیده می‌شود، در صورتی که احتمال شرطی بیان شده در معادله (4) برقرار باشد.

$$P_{ij}(t) = P(X_j(t) = j | X_i(T) = i, 0 < T \leq t) \\ = P(X_j(t) = j | X_i(t) = i) \quad (4)$$

معادله (4) به این معنی است که می‌توان توزیع احتمالاتی $X_j(t)$ را برای تمام زمان‌های $t > \tau$ ، تنها با دانستن مقدار $X_i(\tau)$ به شکل کامل تعیین کرد، به عبارت دیگر توزیع احتمالاتی $X_j(t)$ مستقل از تاریخچه فرایند، برای زمان‌های $t < \tau$ ، می‌باشد. این ویژگی به عنوان ویژگی فاقد حافظه بودن فرایند مارکوف شناخته می‌شود. با استفاده از این ویژگی و با توجه به اینکه تابع توزیع احتمال $X_j(t)$ تنها بستگی به مقدار $X_i(t)$ دارد، می‌توان این مقدار را شرط اولیه برای حالت ZAM در اثر حالت ZAM دانست. به دلیل این که تابع توزیع احتمال گسسته شرطی به دو حالت بستگی دارد، به شکل $P_{ij}(t)$ نمایش داده می‌شود. حال باید دو تابع جدید تعریف شوند. ابتدا برای فرایند مارکوف یا $\{X_i(t), t \geq 0\}$ تابع انتقال نسبی احتمالاتی فرایند مارکوف به شکل $Q_{ij}(t)$ تعریف می‌شود. این تابع به‌عنوان یک تابع احتمالاتی شرطی، احتمال رسیدن به حالت ZAM را به شرط تغییر حالت از حالت ZAM مشخص می‌کند. سپس تابع چگالی $q_j(t)$ تعریف می‌شود. تابع چگالی، میزان احتمال تغییر در حالت را به شرط به وجود آمدن تغییر نشان می‌دهد. تفسیر این تابع این گونه است که احتمال تغییر تصادفی $X_i(t)$ در بازه $(t, t + \Delta t)$ برابر است با $q_i(t)\Delta t + o(\Delta t)$ و احتمال عدم تغییر آن در این بازه برابر است با $1 - q_i(t)\Delta t + o(\Delta t)$. به زبان ساده‌تر، این تابع همان تابع مخاطره⁵ یا نرخ خرابی⁶ کلی است و با مجموع تمامی نرخ‌های خرابی مسیرهای خروجی از حالت ZAM ، در لحظه t برابر می‌باشد. با دانستن شرایط اولیه، نرخ‌های خرابی یا تابع چگالی و توابع انتقال نسبی احتمالاتی، فرایند مارکوف را به شکل تحلیلی می‌توان معین کرد. مشخصات دو تابع معرفی شده، در روابط (5-الف) تا (5-د) نمایش داده

موفقیت در اجرای ماموریت سامانه موشکی شوند [2]. از آنجایی که سامانه‌های موشکی، سامانه‌های تک ضرب¹ هستند و محدودیت حجم و وزن، قابلیت اضافه کردن سامانه‌های پشتیبان² را از بین برده [3]، از این‌رو ارزیابی قابلیت اطمینان این سامانه‌ها، با در نظر گرفتن دوره کامل عمر آن‌ها، در حصول اطمینان از انجام دقیق ماموریت و اتخاذ تدابیر صحیح تعمیراتی جهت افزایش عمر و قابلیت اطمینان آن‌ها ضروری می‌باشد. در صورتی که قابلیت اطمینان در دوره عمر به خوبی پیش‌بینی شود، می‌توان اقدامات تعمیراتی و مدیریتی صحیحی را (مانند تعمیر و تعویض قطعات و مجموعه‌ها) برای دستیابی به کارایی و قابلیت اطمینان مطلوب اتخاذ کرد [4].

تلاش‌های گسترده‌ای برای مدل‌سازی سامانه‌های پیچیده با اجزاء متفاوت و حالت‌های خرابی متنوع انجام شده است. برای نمونه فارسی و همکاران [5]، قابلیت اطمینان سامان‌های با چند حالت را به روش تحلیل درخت خرابی ارزیابی کرده‌اند. در این مدل‌سازی نرخ خرابی، ثابت با زمان فرض شده است. از روش‌های دیگری که برای مدل‌سازی استفاده می‌شود، روش منت کارلو می‌باشد. از مزایای این روش سادگی پیاده‌سازی آن است، اما دستیابی به دقت بالا در این روش نیازمند انتخاب جمعیت نمونه‌هایی با تعداد زیاد می‌باشد. حجم بالای محاسبات در این روش، نیازمند زمان محاسباتی زیادی است [6].

قابلیت اطمینان بالا یکی از ملزومات سامانه‌های نظامی و بعضاً، برخی از سامانه‌های غیرنظامی می‌باشد. با افزایش پیچیدگی سامانه‌ها، برای دستیابی به ارزیابی صحیحی از میزان قابلیت اطمینان آن‌ها، استفاده از روش‌های مختلف مدل‌سازی ضروری می‌باشد. هدف از این مقاله، محاسبه قابلیت اطمینان سامان‌های مرکب از چندین جزء، که اجزای آن دارای توابع توزیع خرابی متفاوتی در طول دوره عمر خود هستند، به روش مارکوف می‌باشد. در این سامانه برخی از اجزاء در مراحل مختلف دوره عمر خود دارای نرخ خرابی غیر ثابت و متغیر با زمان می‌باشند. با استفاده از روش زنجیره‌های مارکوف پیوسته زمانی³ می‌توان اثرات تغییرات زمانی نرخ خرابی را که از ویژگی‌های سامانه‌های پیچیده با طول عمر زیاد می‌باشد، با دقت زیاد محاسبه کرد.

در بخش 2 فرایند زمان پیوسته، فضای گسسته مارکوف و روش منت کارلو معرفی شده است. در بخش 3 مدل‌های توزیع خرابی برای زیرسامانه‌های مختلف سامانه موشکی در طول سه مرحله انبارداری، قبل از شلیک⁴ و عملیات سامانه موشکی معرفی شده‌اند. در بخش 4 قابلیت اطمینان زیرسامانه‌ها، سپس سامانه موشکی در سه مرحله دوره عمر سامانه به روش منت کارلو و مارکوف محاسبه شده‌اند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در این بخش ارائه شده، سپس با هم و با نتایج حل تحلیلی، در صورت وجود حل تحلیلی، مقایسه شده‌اند. در بخش 5 براساس نتایج به‌دست آمده، بحرانی‌ترین مرحله در دوره عمر سامانه موشکی مشخص شده است. همچنین در این بخش پیشنهاداتی برای افزایش قابلیت اطمینان سامانه نیز ارائه شده است.

2- روش‌های شبیه‌سازی

2-1- روش فرایند زمان پیوسته، فضای گسسته مارکوف

در صورتی که فضای حالت دارای n رخداد مستقل باشد، احتمال رخدادن یک سری از n رخداد متوالی، در معادله (1) نشان داده شده است.

$$P(E_{j_1} \cdot E_{j_2} \cdot \dots \cdot E_{j_n}) = P_{j_1} P_{j_2} \dots P_{j_n} \quad (1)$$

¹ Single-Shot

² Redundant

³ Continuous Time Markov Chains (CTMC)

⁴ Pre-Launch

⁵ Hazard Function

⁶ Failure Rate

شده است [8].

$$\frac{dP}{dt} = P(t)G(t) \quad (10-الف)$$

$$\frac{dP}{dt} = G(\tau)P(\tau) \quad (10-ب)$$

کومار و همکاران [11] با استفاده از مفاهیم روش تحلیل مارکوف، مشخصات قابلیت اطمینان قطعاتی را که تقریب مشخصات خرابی آن‌ها به شکل تابع توزیع خرابی ویبال می‌باشد، محاسبه کرده‌اند. این محاسبات پس از ارائه مثالی از یک سامانه با دو عضو یکسان که به شکل موازی متصل شده‌اند، انجام شده است. مثال ارائه شده در این مرجع بهترین الگو برای نمایش نحوه انجام محاسبات به روش تحلیل مارکوف می‌باشد.

2-2- روش منت کارلو

روش شبیه‌سازی منت کارلو برپایه نمونه‌برداری³ از جمعیت مورد مطالعه پایه‌گذاری شده است [12]. نمونه‌برداری به معنی تولید جمعیتی از نمونه‌ها یا بردار متغیر تصادفی، $\vec{X} \equiv \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ می‌باشد که از الگوی تابع توزیع تجمیعی احتمال خرابی، $P(T \leq t) = F_T(t)$ ، تبعیت می‌کند. با توجه به تعریف تابع توزیع احتمال تجمیعی، تابع $F_T(t)$ ، تابعی غیرکاهنده و مشتق‌پذیر است. مشتق تابع توزیع تجمیعی، تابع چگالی احتمال $f_T(t)$ می‌باشد و هیستوگرام بردار متغیر تصادفی تولید شده باید منطبق بر نمودار تابع چگالی احتمال باشد. به عبارت دیگر تعداد نمونه‌هایی که در بازه زمان صفر تا t قرار می‌گیرند، باید به شکل تقریبی با رابطه (11) قابل بیان باشند. در معادله (11) متغیر n_S تعداد نمونه‌های موجود در بازه زمان صفر تا t و متغیر N_S تعداد جمعیت نمونه‌ها می‌باشد.

$$\frac{n_S}{N_S} \cong \int_0^t f_T(t) dt \quad (11)$$

در این تحقیق بردار متغیرهای تصادفی مرتبط با توابع توزیع تجمیعی نمایی، ویبال، لاگ‌نرمال با استفاده از توابع تعبیه شده در نرم‌افزار متلب⁴ تولید شده‌اند. برای تولید متغیر تصادفی مرتبط با تابع گمپرتز، که دارای تابع تعبیه شده در نرم‌افزار متلب نمی‌باشد، از روش تبدیل معکوس استفاده شده است. در این روش برداری از متغیرهای تصادفی با توزیع یکنواخت، \vec{U} ، تولید شده و با استفاده از تبدیل معکوس تابع گمپرتز $\vec{X} = F_X^{-1}(\vec{U})$ متغیر تصادفی دلخواه با توزیع گمپرتز حاصل می‌شود [13].

زمان خرابی سامانه‌هایی که از نوع ضعیف‌ترین ارتباط می‌باشند، کمترین زمان خرابی موجود بین زمان‌های خرابی زیرسامانه‌های آن‌ها می‌باشد [14]، بنابراین با انتخاب کمترین زمان موجود بین اعضای بردارهای تصادفی تولید شده، زمان خرابی سامانه در هر مرحله حاصل می‌شود. در انتها، جهت افزایش دقت، محاسبات چندین بار تکرار شده و از نتایج حاصله پس از مرتب‌سازی میانگین‌گیری می‌شود.

3- مدل توزیع خرابی اجزای سامانه موشکی

سامانه موشکی دارای چند زیرسامانه کلی است که به شکل ضعیف‌ترین ارتباط⁵ یا سری به هم متصل شده‌اند. اجزای کلی سامانه موشکی در سه دسته مکانیکی، الکترونیکی و شیمیایی طبقه‌بندی می‌شوند. با این طبقه‌بندی، زیرسامانه‌های موشکی عبارت خواهند بود از سامانه هدایت و کنترل، موتور، قطعات و مجموعه مکانیکی شامل عملگرها و سازه و سرچنگی [1].

$$q_j(t) \geq 0 \quad \forall j \in Z, t \in R \quad (5-الف)$$

$$0 \leq Q_{ij}(t) \leq 1 \quad \forall i, j \in Z, t \in R \quad (5-ب)$$

$$Q_{ii}(t) = 0 \quad \forall i \in Z, t \in R \quad (5-ج)$$

$$\sum_{j=0}^N Q_{ij}(t) = 1 \quad \forall j \in Z, t \in R \quad (5-د)$$

معادلات توصیف کننده توابع احتمالات شرطی حالت‌ها یا $P_{ij}(t)$ ، معادلات کلموگروف نامیده می‌شوند. این معادلات به شکل دو مجموعه از معادلات دیفرانسیل روبه‌جلو و عقب‌گرد در معادلات (6-الف) و (6-ب) نشان داده شده‌اند و اولین بار در مقاله بنیادین کلموگروف [9] که پایه تئوری فرایندهای مارکوف بود، استخراج شدند. معادلات کلموگروف مجموعه‌ای الحاقی از معادلات را تشکیل می‌دهند.

$$\frac{\partial P_{ij}(\tau, t)}{\partial t} = \sum_{k \neq i \in X} q_k(t) Q_{kj}(t) P_{ik}(\tau, t) - q_j(t) P_{ij}(\tau, t) \quad (6-الف)$$

$$\frac{\partial P_{ij}(\tau, t)}{\partial \tau} = -q_j(\tau) \left\{ \sum_{k \neq i \in X} Q_{ik}(\tau) P_{kj}(\tau, t) - P_{ij}(\tau, t) \right\} \quad (6-ب)$$

باید دقت داشت که در معادلات (6) عبارت‌های t و τ به صراحت دیده می‌شوند، بنابراین این معادلات همگن زمانی¹ نیستند. اگر درایه‌های دو ماتریس $P = [P_{ij}(t)]_{i,j \in X}$ و $G = [g_{ij}(t)]_{i,j \in X}$ به شکل روابط (7) تعریف شوند، معادلات کلموگروف را می‌توان به شکل ماتریسی بیان کرد. ماتریس G را در این روابط، ماتریس ژنراتور² می‌نامند.

$$q_i(t) = -g_{ii}(t) \\ q_i(t) Q_{ij}(t) = g_{ij}(t) \quad i \neq j \quad (7)$$

احتمال خروج از حالت نام به شرطی که در لحظه t ، سامانه در حالت نام باشد در رابطه (8) محاسبه شده است. این محاسبه با استفاده از فرض تهی بودن اشتراک مجموعه‌ها و روابط (3) و (5) انجام شده است.

$$P(X(t + \Delta t) \neq i | X(t) = i) = P(X(t + \Delta t) = j_1 \cup X(t + \Delta t) = j_2 \cup \dots \cup X(t + \Delta t) = j_n | X(t) = i) \\ = \sum_{j_k \in X} P(X(t + \Delta t) = j_k | X(t) = i) \\ = \sum_{j \in X} q_i(t) Q_{ij}(t) \Delta t \quad (8)$$

از آنجایی که احتمال خروج از حالت نام با تقریب مرتبه اول برابر است با $q_i(t) \Delta t$ ، بنابراین می‌توان $q_i(t)$ را برحسب توابع نرخ خرابی محلی به شکل رابطه (9) نوشت.

$$q_i(t) = \sum_{j \in X} q_i(t) Q_{ij}(t) = \sum_{j \neq i \in X} q_{ij}(t) \quad (9)$$

معادلات کلموگروف، به شکل ماتریسی در معادلات (10-الف) و (10-ب) نشان داده شده‌اند و با شرایط اولیه $P(0) = I$ یا همان ماتریس همانی، برای حالت‌های مختلف قابل حل می‌باشند. با توجه به غیر همگن زمانی بودن این معادلات، در صورتی که حل معادلات از نقطه‌ای غیر از لحظه اول شروع شود، مانند حالتی که دوره عمر سامانه شامل چند مرحله متفاوت با نرخ‌های خرابی مختلف است، تنها کافی است که نتایج زمان نهایی حل پیشین به عنوان شرایط اولیه حل جدید در نظر گرفته شوند. مرجع [10] به‌عنوان بهترین منبع که شامل شرح مبسوط و مثال‌های متعددی در زمینه زنجیره‌های مارکوف می‌باشد، مورد استناد بسیاری از محققین قرار گرفته است.

³ Sampling

⁴ MATLAB

⁵ Weakest Link

¹ Time Homogenous

² Generator Matrix

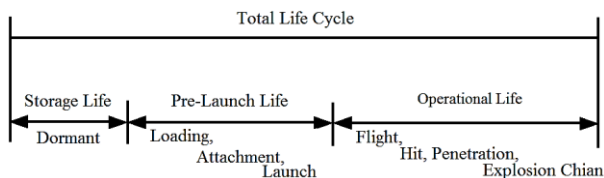


Fig. 1 Total life cycle of missile system consisting storage, pre-launch and operational life states

شکل 1 دوره کامل عمر سامانه موشکی، شامل سه مرحله عمر انبارداری، قبل از شلیک و عملیاتی

درایه‌های ماتریس ژنراتور در مدل مارکوف برای تابع توزیع نمایی به شکل رابطه (12) می‌باشد. اندیس n نیز مربوط به مرحله خاص عمر سامانه می‌شود. عدد صفر برای مرحله انبارداری، یک برای مرحله قبل از شلیک و دو برای مرحله عملیاتی می‌باشد. λ_n در توزیع نمایی پارامتر نرخ خرابی است.

$$g_{ij}(t) = \lambda_n \quad n = 0.1.2 \quad (12)$$

3-2- موتور

موتور موشک نقش حیاتی در کارایی سامانه موشکی دارد، بنابراین رفتار آن باید در مراحل مختلف عمر سامانه موشکی مورد ارزیابی قرار گیرد. هان، لی و همکاران [22] قابلیت اطمینان موتور را به روش بی‌زین⁹ و بر پایه عمر تقویمی سامانه ارزیابی کردند. در این مطالعه مدل ویبال برای عمر انبارداری پیشنهاد شده است. این مدل به‌وسیله داده‌های تست کارخانه، تعمیر و نگهداری و تست‌های عملکردی موتور شناسایی و معتبرسازی شده است. داده‌های این تحقیق شامل تست‌های شتابدهی شده نیز می‌باشند.

داوی و همکاران [23] نیز بر اساس مشخصات سازه و میانگین زمان تا خرابی، مشخصات قابلیت اطمینان موتور توربینی را براساس روش ترکیبی بی‌زین ارزیابی کردند. در این تحقیق قابلیت اطمینان موتور در حین ماموریت محاسبه شده است. براساس نتایج این تحقیق نیز مدل ویبال برای مدل‌سازی نرخ خرابی موتور در نظر گرفته شده است. درایه‌های ماتریس ژنراتور در مدل مارکوف برای تابع توزیع ویبال به شکلی که در رابطه (13) نشان داده شده است می‌باشند. در رابطه (12)، β_n پارامتر شکل، η_n پارامتر مقیاس و t_{i_n} زمان شروع مرحله یا عمر عاری از خرابی می‌باشد.

$$g_{ij}(t) = \frac{\beta_n}{\eta_n} \left(\frac{t - t_{i_n}}{\eta_n} \right)^{\beta_n - 1} \quad n = 0.1.2 \quad (13)$$

3-3- قطعات مکانیکی

نتایج رفتار خرابی مجموعه‌های مکانیکی مانند عملگرها و پمپ‌ها، در مراجع [25,24] ارائه شده است. بیر و همکاران [26] نیز مدلی مهندسی برای رفتار فرسودگی ارائه کردند. مراجع [28,27] نیز به شکل اختصاصی مربوط به محاسبه قابلیت اطمینان اجزا و قطعات مکانیکی می‌باشند. ارزیابی قابلیت اطمینان ابزارآلات مکانیکی به دلیل کمبود قطعات مشابه و تنوع زیاد قطعات و مجموعه‌ها، همیشه به‌عنوان یک چالش مطرح بوده است. مجموعه‌های مکانیکی همیشه در معرض فرسودگی قرار دارند، در صورتی که فرسودگی معمولاً موضوعیتی برای قطعات الکترونیکی، به‌عنوان عامل خرابی، ندارد [26]. از این‌رو مدل انتخابی برای مراحل مختلف دوره عمر قطعات و مجموعه‌های مکانیکی سامانه موشکی، مدل ویبال می‌باشد [25,24].

3-4- سر جنگی

رویکردهای متداول برای ارزیابی قابلیت اطمینان، برپایه نوع قطعات می‌باشند. برای مثال قابلیت اطمینان قطعات الکترونیکی را براساس کتاب راهنمای نظامی 217¹، تکلوریدیا تی آر 332² و ریاک 217 پلاس³ ارزیابی می‌کنند. دو رویکرد پایه داده‌های قابلیت اطمینان قطعات غیرالکترونیکی⁴ و مرکز جنگ‌افزارهای سطحی نیروی دریایی⁵ نیز برای پیش‌بینی قابلیت اطمینان مجموعه‌های مکانیکی استفاده می‌شوند. قطعات شیمیایی همیشه در مدت زمان‌های طولانی در معرض فساد قرار دارند، هرچند خرج اصلی سر جنگی که از جنس مواد پلیمری مانند مواد منفجره دپارتمان تحقیقات⁶ و مواد منفجره پایه پلاستیکی⁷ می‌باشد، نیازی به لحاظ کردن عامل فساد ندارد، زیرا تغییرات اندکی در ترکیب آن‌ها با زمان دیده شده است [16,15]. سامانه موشکی یک بار در دوره عمر خود شلیک می‌شود و ممکن است برای یک بار شلیک، سال‌ها در انبار نگهداری شود. این سامانه باید چنان قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد که در یک بار شلیک، قادر به اجرای کامل ماموریت خود باشد. به همین دلیل شناخت دوره کامل عمر سامانه موشکی از اهمیت زیادی برخوردار است. "شکل 1" دوره کامل عمر سامانه موشکی را نمایش می‌دهد. این دوره به سه مرحله عمده انبارداری، قبل از شلیک و عملیاتی تقسیم‌بندی می‌شود. در مرحله اول که ممکن است سال‌ها به طول انجامد، سامانه در انبار، دوره خواب⁸ خود را سپری می‌کند. فرض شده است که در طول مرحله انبارداری، سامانه تحت بازرسی و تعمیر قرار نمی‌گیرد. هرچند با اتخاذ سیاست‌های صحیح بازرسی، تست و تعمیر می‌توان به لحاظ قابل ملاحظه‌ای قابلیت اطمینان سامانه را افزایش داد. مرحله دوم، از زمانی که وسیله از انبار خارج شده و بر لانچر سوار می‌شود شروع شده و تا شلیک آن ادامه دارد. در این مرحله تنش‌های مختلفی، عمدتاً شوک‌های حرکتی و ضربه، علی‌الخصوص ضربه شلیک به سامانه وارد می‌شود. این عامل باعث می‌شود مدل عمر سامانه در این مرحله کاملاً با مرحله انبارداری متفاوت باشد و قابلیت اطمینان سامانه به شکل قابل ملاحظه‌ای کاهش یابد. در نهایت مرحله عملیاتی سامانه قرار دارد که شامل بخش‌های پروازی، برخورد، نفوذ و زنجیره انفجار می‌باشد. در این مرحله نیز قابلیت اطمینان سامانه به دلیل وجود تنش‌های عملیاتی، مدلی متفاوت با دو مرحله قبل خواهد داشت. ماهیت متفاوت مرحله‌های مختلف دوره عمر سامانه، باعث تفاوت در مدل‌های هریک از آن‌ها در دوره عمر سامانه موشکی می‌شود [1].

3-1- سامانه هدایت و کنترل

وظیفه سامانه هدایت و کنترل ایجاد قابلیت در سامانه موشکی برای دستیابی به شرایط پروازی متنوع و حصول اطمینان از امنیت پرواز می‌باشد. این سامانه بسیار پیچیده و متشکل از تعداد و تنوع زیادی از قطعات الکترونیکی می‌باشد [17]. عمده قطعات تشکیل دهنده این سامانه الکترونیکی هستند و مدل عمر قطعات الکترونیکی نمایی می‌باشد. به دلیل خاصیت فقدان حافظه در این مدل، مدل نهایی عمر سامانه هدایت و کنترل نیز مدلی نمایی می‌باشد [19,18]. فرض مدل نمایی برای سامانه هدایت و کنترل فرض ساده‌سازی است، اما با توجه به قطعات تشکیل دهنده این سامانه و نتایج مراجع مختلف از جمله مراجع [21,20] این فرض قابل قبول می‌باشد.

¹ MIL_HDBK-217

² Telecordia TR332

³ RIAC 217Plus

⁴ Nonelectric Parts Reliability Data (NPRD)

⁵ Naval Surface Warfare Center (NSWC)

⁶ Research Department Explosive (RDE)

⁷ Plastic Bounded Explosive (PBE)

⁸ Dormancy

⁹ Bayesian

برای تولید المان‌های ماتریس معادله کولموگروف (10)، باید ارتباط بین حالت‌ها و نحوه گذار بین آن‌ها مشخص گردد. ارتباطات و گذار بین حالت‌ها در "شکل 2" نشان داده شده است. با توجه به تعریف نرخ خرابی آبی، $h(t)$ احتمال خرابی یک زیرسامانه در بازه $(t, t + \Delta t)$ برابر است با $h(t)\Delta t$. خرابی زیرسامانه‌ها، مستقل از هم فرض می‌شود، بنابراین احتمال خرابی دو زیرسامانه، $P(F_1 \cap F_2)$ ، در بازه زمانی مشخص شده، حاصل ضرب احتمال خرابی هر یک از زیرسامانه‌ها در آن بازه می‌باشد، پس $P(F_1 \cap F_2) = P(F_1)P(F_2)$. به دلیل این‌که این ترم از مرتبه بالا می‌باشد، بنابراین ارتباطات در "شکل 2" با این فرض ترسیم شده‌اند که در هر لحظه تنها امکان یک خرابی در زیرسامانه‌ها وجود دارد و هیچ‌گاه دو زیرسامانه همزمان خراب نخواهند شد.

4- شبیه‌سازی

4-1- سامانه هدایت و کنترل

با توجه به این‌که نرخ خرابی این سامانه ثابت فرض شده است، بنابراین می‌توان برای آن، حل تحلیل ارائه داد. تابع نرخ خرابی زیرسامانه هدایت و کنترل در سه مرحله انبارداری، قبل از شلیک و عملیاتی به شکل تابع (16) قابل بیان است. در رابطه (16) تابع $u(t)$ تابع پله واحد، t_{i_n} زمان شروع مرحله با عمر عاری از خرابی، t_{f_n} زمان پایان مرحله و N_{max} حداکثر تعداد مراحل دوره عمر سامانه می‌باشد. به جهت اینکه دوره عمر سامانه دارای سه مرحله می‌باشد و شمارنده n از صفر شروع می‌شود، بنابراین $N_{max} = 2$ در نظر گرفته می‌شود.

$$h(t) = \sum_{n=0}^{N_{max}} \lambda_n [u(t - t_{i_n}) - u(t - t_{f_n})] \quad (16)$$

در رابطه (16) تابع $u(t)$ برای جداسازی بازه‌ها از یکدیگر استفاده شده است. بدیهی است که برای $n > 0$ داریم $N_{max} > n > 0$ یعنی زمان شروع مرحله جدید با زمان پایان مرحله قبل برابر است. بدون از دست دادن کلیت مسئله می‌توان فرض کرد $t_{i_0} = 0$ ، همچنین می‌توان $t_{f_{N_{max}}}$ را بی‌نهایت یا انتهای زمان مطلوب شبیه‌سازی در نظر گرفت. رابطه تابع توزیع تجمعی³ با تابع نرخ خرابی به شکل تابع (17) می‌باشد [13].

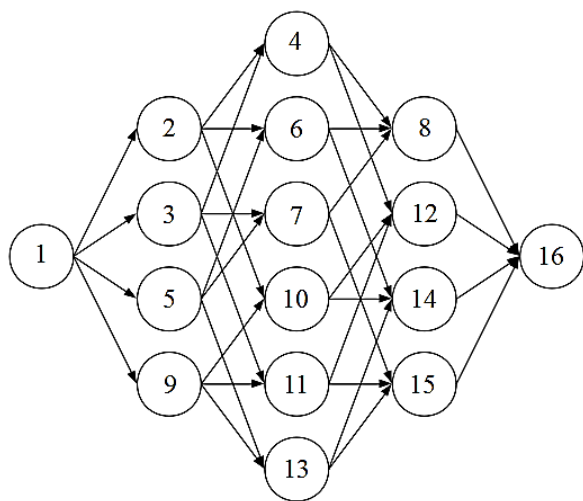


Fig. 2 Missile system state transition diagram

شکل 2 نمودار گذار حالت‌های سامانه موشکی

سرچنگی موشک و زنجیره انفجاری عمدتاً از قطعات شیمیایی تشکیل شده است. یو ون لی و همکاران [29] از نتایج تست‌های شتاب‌دهی شده برای تخمین عمر انبارداری سرچنگی که خرج انفجاری آن از نوع خاصی از ترکیب RDX می‌باشد، استفاده کرده‌اند. با توجه به نتایج این تحقیق، توزیع لاگ‌نرمال برای مدل کردن عمر انبارداری سرچنگی انتخاب شده است. نرخ خرابی تابع لاگ‌نرمال در رابطه (14) آورده شده است. در رابطه (14)، σ' انحراف معیار¹ لگاریتم طبیعی زمان‌های خرابی یا $\ln(t)$ و μ' امید ریاضی لگاریتم طبیعی زمان‌های خرابی می‌باشد.

$$g_{ij}(t) = \frac{1}{t\sigma'\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln(t) - \mu'}{\sigma'}\right)^2\right] \left(\int_{\ln(t)}^{\infty} \frac{1}{\sigma'} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{x - \mu'}{\sigma'}\right)^2\right] dx\right)^{-1} \quad (14)$$

جن چنگ، لی و همکاران [30] از مدل گمپرتز² برای مدل‌سازی توزیع خرابی سرچنگی موشک در مرحله عملیاتی استفاده کردند. در این تحقیق داده‌های مبنا از فاز توسعه‌ای سامانه موشکی بدست آمده است و نتایج با روش‌های متعارف مقایسه شده‌اند. تابع نرخ خرابی تابع گمپرتز در رابطه (15) آورده شده است. در رابطه (15)، α پارامتر شکل و γ پارامتر مقیاس می‌باشد.

$$g_{ij}(t) = \alpha \exp[\gamma(t - t_{i_n})] \quad (15)$$

3-5- مدل‌سازی سامانه موشکی به روش مارکوف

برای مدل‌سازی سامانه به روش مارکوف، ابتدا باید حالت‌های مختلف سامانه و ارتباط آن‌ها با حالت‌های زیرسامانه‌ها تعیین گردد. ارتباطات بین خرابی یا بقای سامانه با خرابی زیرسامانه‌ها در جدول 1 آورده شده است. با استفاده از این جدول فضای حالت X و حالت‌های گسسته i و j سامانه تعیین می‌شوند. برای مثال حالت 1، حالتی است که در آن تمامی زیرسامانه‌ها سالم هستند. در سامانه موشکی زیرسامانه‌ها دارای هیچ‌گونه پشتیبانی نمی‌باشند، بنابراین سامانه از نوع ضعیف‌ترین ارتباط بوده و خرابی هر یک از زیرسامانه‌ها منجر به خرابی کل سامانه می‌شود.

جدول 1 وضعیت خرابی یا بقای سامانه موشکی براساس وضعیت خرابی زیرسامانه‌ها
Table 1 Missile system failure or survival condition according to subsystems failure condition

| حالت | وضعیت خرابی | | | | سامانه |
|------|---------------|-------|---------------|--------|--------|
| | هدایت و کنترل | موتور | قطعات مکانیکی | سرچنگی | |
| 1 | S | S | S | S | S |
| 2 | S | S | S | F | F |
| 3 | S | S | F | S | F |
| 4 | S | S | F | F | F |
| 5 | S | F | S | S | F |
| 6 | S | F | S | F | F |
| 7 | S | F | F | S | F |
| 8 | S | F | F | F | F |
| 9 | F | S | S | S | F |
| 10 | F | S | S | F | F |
| 11 | F | S | F | S | F |
| 12 | F | S | F | F | F |
| 13 | F | F | S | S | F |
| 14 | F | F | S | F | F |
| 15 | F | F | F | S | F |
| 16 | F | F | F | F | F |

¹ Standard Deviation

² Gompertz

³ Cumulative distributive Function (CDF)

فرض شده برای سه مرحله دوره عمر، در نهایت قابلیت اطمینان سامانه هدایت و کنترل 90 درصد تخمین زده می‌شود.

2-4-2 موتور

تابع توزیع خرابی موتور در هر سه مرحله از نوع تابع ویبال در نظر گرفته شده و تابع نرخ خرابی حاصل نیز در رابطه (20) آورده شده است. مقادیر پارامترهای تابع (20) براساس نتایج مرجع [22] انتخاب شده‌اند.

$$h(t) = \sum_{n=0}^{N_{\max}} \frac{\beta_n}{\eta_n} \left(\frac{t - t_{i_n}}{\eta_n} \right)^{\beta_n - 1} [u(t - t_{i_n}) - u(t - t_{f_n})] \quad (20)$$

مقادیر پارامترها در مراحل قبل از شلیک و عملیاتی نیز به گونه‌ای انتخاب شده‌اند تا میانگین زمان تا خرابی در این بازه‌ها به ترتیب 5 سال و 1 سال باشد. مقادیر پارامترهای تابع (20) در جدول 2 آورده شده است.

با انترگرال‌گیری از رابطه (20) رابطه (21) حاصل می‌شود. صحت این رابطه به سادگی با استقرا قابل تحقیق است. با استفاده از رابطه (21) می‌توان تابع قابلیت اطمینان موتور را بدست آورده و ترسیم کرد. معادلات کلموگروف نیز دقیقاً شبیه معادله (19) می‌باشند.

$$\int_0^t h(t) dt = \sum_{n=0}^{N_{\max}} \left\{ \left(\frac{t_{f_n} - t_{i_n}}{\eta_n} \right)^{\beta_n} u(t - t_{f_n}) + \left(\frac{t - t_{i_n}}{\eta_n} \right)^{\beta_n} [u(t - t_{i_n}) - u(t - t_{f_n})] \right\} \quad (21)$$

در "شکل 4" نتایج حل تحلیلی و مارکوف به اضافه شبیه‌سازی به کمک روش منت‌کارلو با اندازه جمعیت نمونه 100,000، 10,000 و 2,800 نمونه، با تعداد تکرار 1,000 مرتبه و میانگین‌گیری از آن‌ها نمایش داده شده است. می‌توان دید که نتایج حل مارکوف و تحلیلی منطبق بر هم هستند و با افزایش قابل توجه اندازه جمعیت نمونه، نتایج روش منت‌کارلو به حل دقیق نزدیک‌تر می‌شود. پس از 10 سال انبارداری و یک ماه مرحله قبل از شلیک قابلیت اطمینان موتور 93-95 درصد تخمین زده شده است.

3-4-3 قطعات و مجموعه‌های مکانیکی

تابع توزیع خرابی قطعات مکانیکی نیز مانند موتور در هر سه مرحله تابع ویبال در نظر گرفته شده و پارامترهای تابع توزیع احتمال خرابی برای قطعات مکانیکی در جدول 3 آورده شده است. مقادیر ارائه شده، مقادیر فرضی می‌باشند و بدیهی است که برای داشتن مقادیر واقعی، نیاز به انجام شبیه‌سازی اختصاصی و جداگانه برای قطعات و مجموعه‌های مکانیکی، سپس معتبرسازی نتایج به وسیله انجام تست‌های شتابدهی شده می‌باشد. مقادیر ارائه شده برای پارامترها با فرض میانگین زمان خرابی 53 سال برای مرحله انبارداری، 15 سال برای مرحله قبل از شلیک و 5 سال برای دوره عملیاتی می‌باشد.

جدول 2 مقادیر ضرایب شکل و مقیاس تابع نرخ خرابی موتور در مراحل انبارداری، قبل از شلیک و عملیات

Table 2 Shape and scale parameters of engine hazard function during storage, pre-launch and operation states

| شماره n | مرحله | شکل η_n | مقیاس β_n |
|---------|-------------|--------------|-----------------|
| 0 | انبارداری | 41.31 | 1.932 |
| 1 | قبل از شلیک | 5.5 | 1.45 |
| 2 | عملیات | 1.1 | 1.42 |

$$F(t) = 1 - \exp\left(-\int_0^t h(t) dt\right) \quad (17)$$

با توجه به تعریف تابع نرخ خرابی در رابطه (15) انتگرال موجود در توان نما را می‌توان به شکل رابطه (18) محاسبه نمود. صحت رابطه (18)، به راحتی با استقرا قابل تحقیق است.

$$\int_0^t h(t) dt = \sum_{n=1}^{N_{\max}} \{ \lambda_{n-1} (t_{f_{n-1}} - t_{i_{n-1}}) u(t - t_{f_{n-1}}) + \lambda_n (t - t_{i_n}) [u(t - t_{i_n}) - u(t - t_{f_n})] + \lambda_0 (t - t_{i_0}) [u(t - t_{i_0}) - u(t - t_{f_0})] \} \quad (18)$$

برای مدل‌سازی به روش مارکوف در این زیرسامانه دو حالت فرض می‌شود. حالت اول به منزله سلامت و تداوم عملکرد و حالت دوم به معنی خرابی می‌باشد. نرخ خرابی برای انتقال از حالت اول به دوم یا خراب شدن زیرسامانه سالم $g_{21} = h(t)$ می‌باشد. به دلیل تعمیرناپذیر بودن زیرسامانه $g_{21} = 0$ در نظر گرفته شده است. درایه‌های g_{11} و g_{22} نیز از رابطه (9) محاسبه می‌شوند. معادله کلموگروف به شکل معادله (18) می‌باشد.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -h(t) & h(t) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

قابلیت اطمینان زیرسامانه هدایت و کنترل با فرض میانگین زمان تا خرابی 100 سال در مرحله انبارداری، 20 سال قبل از شلیک و 5 سال در حین عملیات با استفاده از سه روش مارکوف، تحلیلی و شبیه‌سازی منت‌کارلو محاسبه و نتایج آن در "شکل 3" نمایش داده شده است. در این شبیه‌سازی، سامانه موشکی پس از 10 سال از مرحله انبارداری خارج شده و پس از سپری کردن یک ماه در مرحله قبل از شلیک، وارد مرحله عملیاتی می‌شود. بر اساس نتایج حاصله، حل تحلیلی و حل با روش مارکوف با 2800 گام، دقیقاً منطبق بر هم هستند. نتایج شبیه‌سازی به روش منت‌کارلو با اندازه جمعیت نمونه 100,000، 10,000 و 2,800 نمونه، با تعداد تکرار 1,000 مرتبه و میانگین‌گیری از نتایج 1,000 تکرار حاصل شده است. می‌توان دید با افزایش تعداد جمعیت نمونه‌ها، دقت شبیه‌سازی منت‌کارلو افزایش می‌یابد. باید یادآور شد که افزایش دقت با افزایش جمعیت نمونه، هزینه محاسباتی قابل توجهی را طلب می‌کند. در عین حال با استفاده از روش مارکوف می‌توان با تعداد گام‌های کمتری به دقت بهتری دست یافت. با میانگین زمان‌های تا خرابی

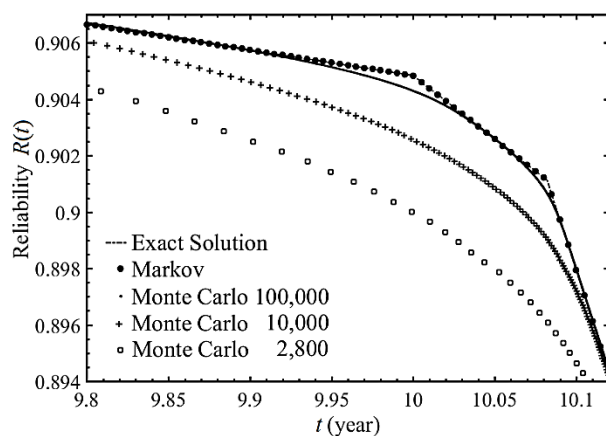


Fig. 3 Reliability of guidance and control system during missile system life cycle

شکل 3 قابلیت اطمینان سامانه هدایت و کنترل در طول دوره کامل عمر سامانه موشکی

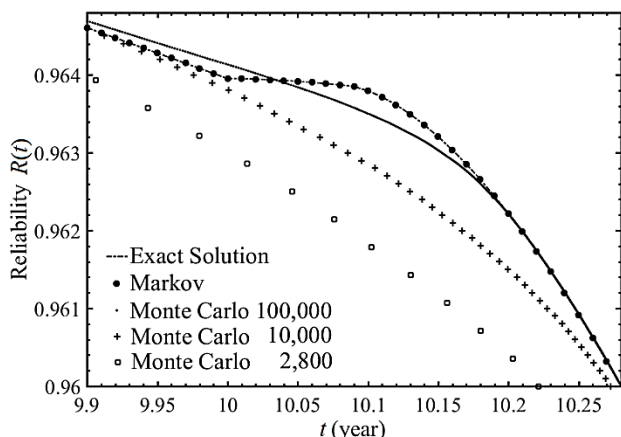


Fig. 5 Reliability of mechanical equipment during missile system life cycle

شکل 5 قابلیت اطمینان قطعات مکانیکی در طول دوره عمر سامانه موشکی

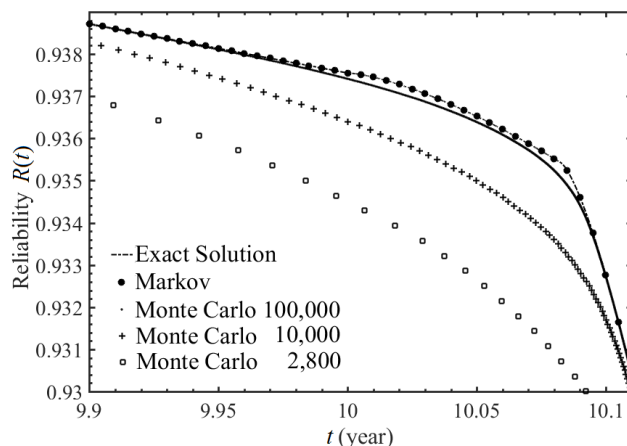


Fig. 4 Reliability of engine during missile system life cycle

شکل 4 قابلیت اطمینان زیرسامانه موتور در طول دوره عمر سامانه موشکی

4-5- سامانه موشکی

برای شبیه‌سازی سامانه کامل موشکی با روش مارکوف، ابتدا باید ماتریس ژنراتور را با استفاده از نمودار گذار حالت‌هایی که در "شکل 2" نشان داده شده است تعریف کرد. در بخش‌های 1-4 تا 4-4 توابع موردنیاز برای این بخش آماده‌سازی شده‌اند. درایه‌های ماتریس ژنراتور، توابع نرخ خرابی هستند. این توابع به زیرسامانه خراب شده‌ای مربوط می‌شوند که عامل گذار از حالت نام به حالت زام است. زیرسامانه خراب شده، در گذار از یک حالت به حالت دیگر را می‌توان از جدول 1 به دست آورد. برای مثال، گذار از حالت 4 به 8 با خرابی موتور رخ داده است، بنابراین $g_{4,8}$ با استفاده از رابطه (20) تعریف می‌شود. در صورتی که اتصال بین دو حالت وجود نداشته باشد، یا امکان گذار از حالتی به حالت دیگر نباشد، درایه مربوطه صفر می‌شود، مانند $g_{6,16} = 0$. همچنین به دلیل تعمیرناپذیر بودن، گذار از یک حالت به حالت قبل، در جهت خلاف نمایش داده شده، ممکن نیست. در حالت کلی می‌توان گفت برای $i < z$ ، $g_{ij} = 0$. درایه‌های قطری ماتریس ژنراتور نیز با استفاده از رابطه (9) تعیین می‌شوند. به همین ترتیب 256 درایه ماتریس 16 در 16 ژنراتور تعیین می‌شوند. همان‌طور که گفته شد سامانه موشکی از نوع ارتباط سری می‌باشد و خرابی هر زیرسامانه به معنی خرابی کل سامانه است بنابراین، در تمامی حالت‌ها به جز حالت 1 سامانه در وضعیت خرابی قرار دارد. با این استدلال، قابلیت اطمینان سامانه یعنی بودن و ماندن در حالت 1 یا تابع P_{11} . این تابع در "شکل 7" همراه با نتایج شبیه‌سازی قابلیت اطمینان کل سامانه به روش منت کارلو نمایش داده شده است. شرایط شبیه‌سازی منت کارلو مانند شبیه‌سازی چهار زیرسامانه قبل می‌باشد. نکته قابل توجه در "شکل 7" کاهش قابلیت اطمینان سامانه موشکی به 75 درصد است.

تغییرات کامل قابلیت اطمینان در بازه ده سال انبارداری، یک ماه مرحله قبل از شلیک و عملیات در "شکل 8" ترسیم شده است. می‌توان دید نتایج شبیه‌سازی منت کارلو با روش مارکوف مطابقت دارد. اختلاف نتایج فقط محدود به گوشه‌ها و تغییرات ناگهانی می‌شود که این اختلاف را می‌توان با افزایش جمعیت نمونه‌ها کاهش داد.

تغییرات قابلیت اطمینان نهایی سامانه، برای دوره‌های متفاوت انبارداری، برحسب طول مدت انبارداری، در "شکل 9" نشان داده شده است. قابلیت اطمینان نهایی سامانه با استفاده از روش مارکوف محاسبه شده است. در این شکل می‌توان دید، قابلیت اطمینان نهایی سامانه با افزایش طول مدت انبارداری سامانه به شکل قابل ملاحظه‌ای کاهش دارد.

جدول 3 مقادیر ضرایب شکل و مقیاس تابع نرخ خرابی قطعات مکانیکی در مراحل انبارداری، قبل از شلیک و عملیات

Table 3 Shape and scale parameters of mechanical equipment hazard function during storage, prelaunch and operation phases

| شماره n | مرحله | پارامتر | |
|-----------|-------------|--------------|-----------------|
| | | شکل η_n | مقیاس β_n |
| 0 | انبارداری | 59.672 | 1.85 |
| 1 | قبل از شلیک | 16.850 | 1.75 |
| 2 | عملیات | 5.601 | 1.65 |

نتایج حل تحلیل همراه با شبیه‌سازی به روش مارکوف و منت کارلو با اندازه جمعیت نمونه 100,000، 10,000 و 2,800 که هر شبیه‌سازی منت کارلو 1,000 مرتبه تکرار و میانگین‌گیری شده و در "شکل 5" نمایش داده شده است. می‌توان دید با افزایش جمعیت نمونه‌ها در شبیه‌سازی منت کارلو دقت افزایش دارد ولی قابلیت این روش در آشکارسازی گوشه‌ها به نسبت روش مارکوف کمتر است. قابلیت اطمینان قطعات و مجموع‌های مکانیکی در حدود 96 درصد می‌باشد.

4-4- سرچنگی

تابع توزیع خرابی سرچنگی در بازه انبارداری لاگ‌نرمال در نظر گرفته شده است. برای این مرحله $\mu' = 3.7231$ و $\sigma' = 0.95$ فرض شده است [29]. با این فرض، میانگین زمان تا خرابی سرچنگی در حالت انبارداری 65 سال می‌باشد. تابع توزیع خرابی سرچنگی در مرحله قبل از شلیک با تابع ویبال مدل شده است و پارامترهای تابع ویبال نیز به شکل $\beta = \eta = 20.7273$ و $\beta = 1.1$ فرض شده است.

با این انتخاب میانگین زمان تا خرابی سرچنگی در این مرحله 20 سال می‌باشد. تابع توزیع خرابی سرچنگی در بازه عملیاتی، تابع گمپرتز با مقادیر پارامترهای $\alpha = 0.096$ و $\gamma = 0.29$ فرض شده است [30]. با این فرض میانگین زمان تا خرابی در این مرحله 4 سال است. با توجه به شکل تابع لاگ‌نرمال، در این مرحله امکان داشتن حل تحلیلی وجود ندارد. نتایج شبیه‌سازی به روش مارکوف و منت کارلو با جمعیت نمونه 100,000، 10,000 و 2,800 که هر شبیه‌سازی منت کارلو 1,000 مرتبه تکرار و میانگین‌گیری شده است، در "شکل 6" نمایش داده شده است. قابلیت اطمینان سرچنگی با فرض‌های انجام شده معادل 93 درصد می‌باشد.

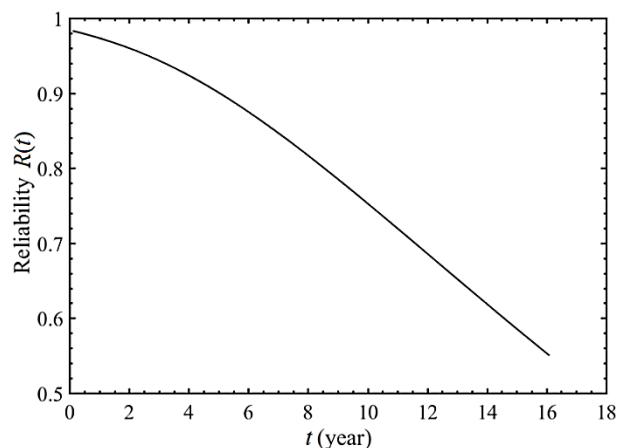


Fig. 9 Missile system final reliability changes versus dormancy period
 شکل 9 تغییرات قابلیت اطمینان نهایی سامانه موشکی برحسب تغییرات طول بازه خواب سامانه

سادگی اعمال آن است، اما با مقایسه نتایج، می‌توان دید قابلیت این روش در محاسبه قابلیت اطمینان، به خصوص در بخش‌هایی که توابع دچار شکستگی هستند، نسبت به روش مارکوف کمتر است و برای رسیدن به دقت بیشتر باید از جمعیت نمونه‌های بالایی در آن استفاده شود. استفاده از جمعیت نمونه‌های بالاتر مستلزم صرف زمان و توان محاسباتی زیادی است. نتایج این تحقیق قدرت و دقت بالای روش مارکوف را در محاسبه قابلیت اطمینان نشان می‌دهد. محدودیت در تعداد حالت‌های قابل استفاده، از معایب روش حلقه‌های مارکوف زمان پیوسته، حالت گسسته است. در شبیه‌سازی حاضر ماتریس ژنراتور و احتمالات به ازای چهار زیر سامانه، دارای 256 درایه بودند و این به معنی حل همزمان 256 معادله دیفرانسیل همزمان می‌باشد. هرچند نتایج روش مارکوف و منت کارلو اختلاف اندکی با هم دارند، اما با توجه به تفاوت ماهوی نحوه محاسبه قابلیت اطمینان در این دو روش، شباهت و نزدیکی کلی نتایج که با افزایش تعداد جمعیت نمونه‌ها نیز قابل بهبود است، می‌تواند دلیل خوبی برای صحت نتایج حاصله باشد.

با مطالعه نتایج به وضوح می‌توان دید شیب تنزل قابلیت اطمینان در مرحله‌های قبل از شلیک و عملیاتی به شکل قابل ملاحظه‌ای بیشتر از شیب تنزل آن در دوران خواب سامانه است. این عامل به دلیل وجود تنش‌های بسیار بیشتر در این مراحل و تحریک حالت‌ها و مکانیزم‌های خرابی متنوع سامانه موشکی می‌باشد. اما مقایسه نتایج قابلیت اطمینان سامانه موشکی در انتهای مرحله انبارداری پس از ده سال انبارداری، با تغییرات قابلیت اطمینان سامانه در بخش انتهایی دوره عمر آن، پس از مرحله قبل از شلیک و عملیات، می‌توان مشاهده کرد که کاهش قابلیت اطمینان عمدتاً در بازه خواب سامانه رخ داده و عامل اساسی کاهش قابلیت اطمینان بازه انبارداری سامانه می‌باشد. کاهش زیاد قابلیت اطمینان، ناشی از مدت زمان زیادی است که سامانه در حالت خواب و بدون بار سپری می‌کند. مدت زمان زیاد حضور در این مرحله با وجود شیب کم تنزل قابلیت اطمینان، منجر به کاهش بسیار زیاد قابلیت اطمینان در این مرحله شده است. در نهایت می‌توان نتیجه گرفت عامل اصلی تاثیرگذار در قابلیت اطمینان سامانه موشکی مرحله انبارداری آن می‌باشد. در صورتی که هدف، حفظ قابلیت اطمینان سامانه در زمان استفاده باشد، باید سیاست‌های مناسب بازرسی و تعمیراتی اتخاذ شود تا در دوره‌های زمانی خاص، در مرحله انبارداری، قابلیت اطمینان سامانه با تعمیر و تعویض قطعات فرسوده بازیابی شود و در زمان استفاده بتوان با قابلیت اطمینان بیشتری به

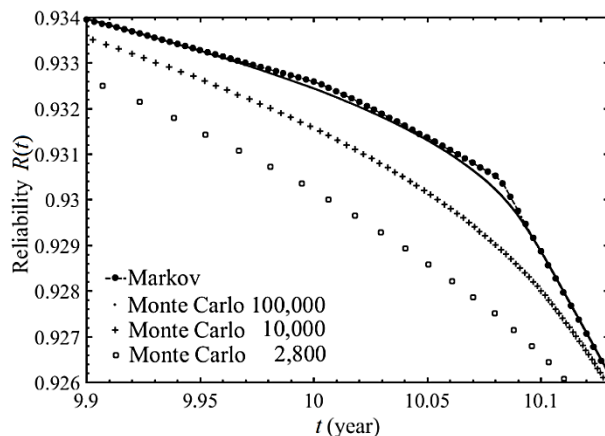


Fig. 6 Reliability of warhead during missile system life cycle
 شکل 6 قابلیت اطمینان سرچنگی در طول دوره عمر سامانه موشکی

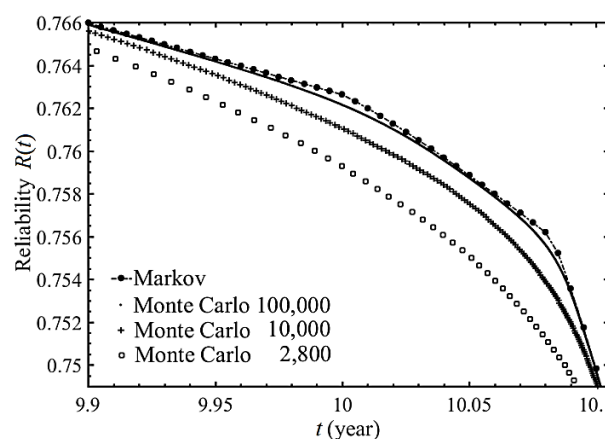


Fig. 7 Missile system reliability
 شکل 7 قابلیت اطمینان سامانه موشکی

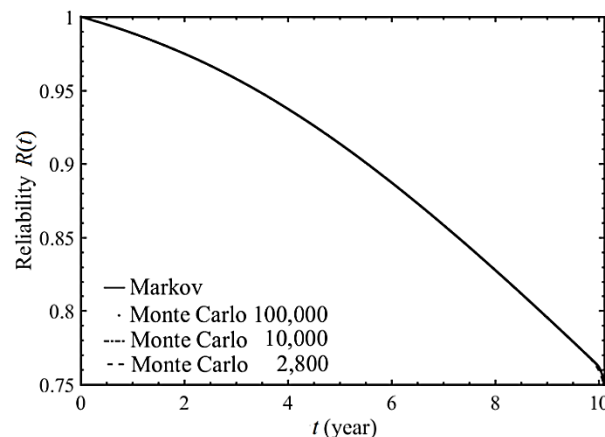


Fig. 8 Reliability of missile system during its total life cycle (10 years dormancy and 30 days pre-launch period before operation)
 شکل 8 تغییرات قابلیت اطمینان سامانه موشکی در طول دوره کامل عمر (عملیات پس از بازه 10 ساله خواب و 30 روزه قبل از شلیک می‌باشد)

5- نتیجه‌گیری

مقایسه ارزیابی قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های هدایت و کنترل، موتور و سازه که حل تحلیلی برای آن‌ها وجود دارد، انطباق بسیار خوب روش مارکوف و حل تحلیلی را نشان می‌دهد. برای تایید نتایج بدست آمده در این مقاله از روش شبیه‌سازی منت کارلو نیز استفاده شده است. از مزایای روش منت کارلو

| | |
|---------------------------|----------------|
| مجموعه فضای حالت | \mathfrak{X} |
| زیر نویس‌ها | f |
| نهایی | i |
| اولیه | \max |
| بیشترین | n |
| شمارنده حالت‌ها از 0 تا 2 | S |
| جمعیت نمونه‌ها | |

7- مراجع

- [1] D. W. Kim, J. H. Kim, H. G. Shim, S. Park, The Ammunition Reliability Analysis Applied by Prediction of Life Cycle, *Proceeding of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, USA, pp. 791, Jan 4-7, 2010.
- [2] C. Hu, Z. Zhou, J. Zhang, X. Si, A survey on life prediction of equipment, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 28, No. 1, pp. 25-33, 2015.
- [3] C. A. Packard, R. Weiler, The reliability problems in guided missile development, *Transactions of the IRE Professional Group on Quality Control*, Vol. PGQC-1, No. 10, pp. 34-41, 1952.
- [4] T. W. Howard, G. D. Davis, *Challenges in Missile Life Cycle System Engineering*, Army Missile Command Redstone Arsenal, Report No. AMSMI-TR-RD-QA-97-1, 1997.
- [5] M. A. Farsi, M. Najafi, Reliability estimation of multi-state system based on fault tree analysis, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 257-266, 2015. (In Persian)
- [6] S. A. Marotta, A. Kudiya, T. K. Ooi, H. A. Toutanji, J. A. Gilbert, Predictive reliability of tactical missiles using health monitoring data and probabilistic engineering analysis, *First International Forum on Integrated System Health Engineering and Management in Aerospace*, Huntsville, Alabama, USA, 2005.
- [7] G. P. Basharin, A. N. Langville, V. A. Naumov, The life and work of AA Markov, *Linear Algebra and its Applications*, Vol. 386, No. 5, pp. 3-26, 2004.
- [8] A. T. Bharucha-Reid, *Elements of the Theory of Markov Processes and their Applications*, pp. 66-72: New York, Courier Corporation, 2012.
- [9] A. Kolmogoroff, Über die analytischen Methoden in der Wahrscheinlichkeitsrechnung, *Mathematische Annalen*, Vol. 104, No. 1, pp. 415-458, 1931.
- [10] S. M. Ross, *Introduction to Probability Models*, Tenth Edition, pp. 349-399, California, USA: Academic press, 2014.
- [11] R. Kumar, A. Jackson, Accurate reliability modeling using Markov Analysis with non-constant hazard rates, *Proceeding of Aerospace Conference, IEEE*, Big Sky, MT, USA, pp. 1-7, Mar 7-14, 2009.
- [12] E. Zio, *The Monte Carlo Simulation Method for System Reliability and Risk Analysis*, First Edition, pp. 19-25, London, England: Springer, 2013.
- [13] P. A. Tobias, D. Trindade, *Applied Reliability*, Third Edition, pp. 33-35, CRC Press, New York: USA, 2011.
- [14] B. M. Ayyub, R. H. McCuen, *Probability, Statistics, and Reliability for Engineers and Scientists*, Third Edition, pp. 519-525, Maryland, USA: CRC press, 2011.
- [15] Q. L. Yan, S. Zeman, A. Elbeih, Recent advances in thermal analysis and stability evaluation of insensitive plastic bonded explosives (PBXs), *Thermochimica Acta*, Vol. 537, No. 1, pp. 1-12, 2012.
- [16] J. S. Lee, C.K. Hsu, Thermal properties and shelf life of HMX-HTPB based plastic-bonded explosives, *Thermochimica Acta*, Vol. 392, No. 5, pp. 153-156, 2002.
- [17] M. Pecht, *Prognostics and Health Management of Electronics*, First Edition, pp. 1-9, Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc, 2008.
- [18] C. Y. Z. Shengkui, J. Yanzun (China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China), Integrating design of performance and reliability for flight control systems [J], *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 2, No.1, pp. 2-19, 2008.
- [19] J. Yuan, Y. Long, The Missile Flight Control System reliability analysis based on hybrid fault trees, *Proceeding of 2nd*

اجرای صحیح ماموریت مطمئن بود. نتایج حاصل از این تحقیق را می‌توان به دو بخش تقسیم کرد. بخش اول نتایج حاصل در مورد برتری روش مارکوف نسبت به روش منت کارلو و بخش دوم نتایج حاصل از تحلیل محاسبات قابلیت اطمینان سامانه. در بخش اول، سه نتیجه عمده حاصل شد که به اختصار عبارتند از: اول، انطباق خوب نتایج حل تحلیلی و مارکوف که باعث حصول اطمینان از صحت محاسبات و نتایج عددی کسب شده با استفاده از روش مارکوف می‌شود. دوم، دقت کمتر روش منت کارلو در مقایسه با روش مارکوف به خصوص در گوشه‌ها و شکستگی‌های توابع. سوم، وجود محدودیت در تعداد حالت‌هایی که در روش مارکوف قابل استفاده است. در بخش دوم نیز سه نتیجه عمده حاصل شد. اول، کاهش قابلیت اطمینان در مراحل قبل از شلیک و عملیات، شیب بیشتری نسبت به مرحله انبارداری دارد. دوم، علی‌رغم شیب ملایم‌تر افت قابلیت اطمینان در مرحله انبارداری، بیشترین کاهش قابلیت اطمینان، به دلیل زمان زیاد حضور در این مرحله، مربوط به این مرحله می‌شود. سوم، اتخاذ سیاست‌های مناسب تعمیر و نگهدار در دوران انبارداری برای رسیدن به قابلیت اطمینان مطلوب در زمان عملیات، ضروری می‌باشد.

6- فهرست علائم

| | |
|------------|--|
| E | مجموعه رخداد |
| F_T | تابع توزیع تجمعی CDF |
| f_T | تابع چگالی احتمال PDF |
| G | ماتریس ژنراتور |
| g | درایه ماتریس ژنراتور و نرخ خرابی |
| h | تابع نرخ خرابی |
| i, j, k | حالت و شمارنده |
| N_{\max} | بیشترین تعداد مراحل دوره عمر |
| N_S | جمعیت نمونه‌ها |
| n_S | تعداد نمونه‌های موجود از زمان صفر تا t در جمعیت نمونه‌ها |
| P | احتمال تغییر حالت و ماتریس حالت |
| Q | احتمال شرطی تغییر حالت از حالت i به حالت j |
| q | تابع چگالی |
| t, T | زمان (سال) |
| U | فرایند تصادفی با توزیع یکنواخت |
| u | تابع پله واحد |
| X | فرایند تصادفی |

علائم یونانی

| | |
|-----------|--|
| α | پارامتر شکل تابع توزیع گمپرتز |
| β | پارامتر شکل تابع توزیع ویبال |
| γ | پارامتر مقیاس تابع توزیع گمپرتز |
| η | پارامتر مقیاس تابع توزیع ویبال |
| λ | نرخ خرابی تابع توزیع نمایی |
| μ' | امید ریاضی لگاریتم طبیعی زمان‌های تا خرابی تابع توزیع لاگنرمال |
| σ' | انحراف معیار لگاریتم طبیعی زمان‌های تا خرابی تابع توزیع لاگنرمال |
| τ | زمان شروع گذار حالت‌ها |

- Patuxent River, Maryland, USA, 1994.
- [25] D. Pratt, *Results of Gear Pump Reliability Investigation*, Report No. TM 89-24 SY, Naval Air Warfare Center, Patuxent River, Maryland, USA, February 1990.
- [26] R. Bayer, W. Clinton, C. Nelson, R. Schumacher, Engineering model for wear, *Wear*, Vol. 5, No. 5, pp. 378-391, 1962.
- [27] N. P. R. Data, *Nonelectronic Parts Reliability Data Publication (NPRD-2016)*, Reliability Analysis Center, pp. 95-110, Griffiss AFB, New York, USA, 2016.
- [28] N. S. W. C. NSWC, *Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment (NSWC-11)*, Carderock Division. Logistics Engineering Technology Branch, Eleventh Edition, pp. 57-85, Washington DC., USA, 2011.
- [29] W. L. Yu, S. Q. Dong, M. L. Zhu, S. L. Wang, Research on Storage Reliability of Missile Warhead Explosive Charge, *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, Vol. 2, No.1, pp. 12-17, 2005.
- [30] G. C. Li, T. M. Jiang, Analyzing Several Evaluation Methods for Mission Reliability of Missile Warhead, *Chinese Journal Of Explosives And Propellants*, Vol. 29, No. 4, pp. 6-12, 2006.
- International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR 2010)*, IEEE, Wuhan, China, pp. 158-160, 2010.
- [20] N. E. Wu, O. Aydin, Reliability-Based Modeling & Analysis of Fault-Tolerant Flight Control Systems, *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, San Francisco, California, USA, Aug 15-18, 2005.
- [21] S. M. Tam, Demonstrated Reliability of Plastic-Encapsulated Microcircuits for Missile Applications, *IEEE Transactions on Reliability*, Vol. 44, No. 1, pp. 8-13, 1995.
- [22] L. Han, J. Hong, Y. Ma, M. Dou, Research on Bayesian approach for storage reliability assessment of missile-engine, *Proceeding of The Proceedings of 9th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety*, IEEE, pp. 420-425, Jun 12-15, 2011.
- [23] W. Dawei, Z. Liming, H. Jie, Selection of reliability parameters and targets assessment for certain missile turbofan engine, *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 12, No. 3, pp. 8-15, 2009.
- [24] D. Pratt, *Results of Dayton 5A701 Linear Actuator Reliability Investigation*, Report No. TM 93-98 SY, Naval Air Warfare Center,