



LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도 추정

이민우^a · 백승준^b · 손영갑^{a,*} · 장승교^c

Design Reliability Estimation of Low Energy Exploding Foil Initiator

Minwoo Lee^a · Seungjun Back^b · Youngkap Son^{a,*} · Seung-gyo Jang^c^aDepartment of Mechanical & Automotive Engineering, Andong National University, Korea^bCenter for Reliability Education and Research, Andong National University, Korea^cAgency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: ykson@anu.ac.kr

ABSTRACT

This paper presents a simulation-based design reliability estimation method of a low-energy exploding foil initiator (LEEFI) using a meta-model and describes the design reliability estimation results. The flyer velocity of the LEEFI is critical to initiate the explosive. Evaluation of the flyer velocity from mechanistic models in open literature requires a long computation time due to the multi-physical phenomena that generate the velocity. Moreover, the higher levels of confidence required for an initiator with high reliability incur higher computation costs. Thus, a meta-model of the flyer velocity over time was constructed in order to increase the computational efficiency for a reliable estimation. For different distributions and sigma levels of the design variables, the design reliability estimation results using the meta-model are provided. Additionally, the computational efficiency and accuracy of the estimation method are analyzed.

초 록

본 논문은 시뮬레이션 기반으로 메타 모델을 이용하여 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도를 추정하는 방법과 설계 신뢰도를 추정한 결과를 나타내었다. LEEFI형 착화장치에서 비행편 속도는 화약 기폭에 중대한 영향을 미친다. 복잡한 물리적 현상으로 비행편의 속도가 발생하기 때문에 문헌에 공개된 역학적 모델을 이용하여 비행편 속도를 평가하는 데 많은 연산 시간이 필요하다. 또한 높은 신뢰도를 가지는 착화기는 요구되는 신뢰수준이 증가할수록 신뢰도 평가에 연산 비용이 증가한다. 따라서 설계 신뢰도 추정 시 연산 효율성을 증가시키기 위하여 시간에 따른 비행편 속도에 대한 메타모델을 구축하였다. 구축한 메타모델을 이용하여 설계 변수의 다양한 분포 및 시그마 수준에 따른 설계 신뢰도를 추정한 결과를 나타내었다. 그리고 제안하는 추정 방법에 대한 연산 효율성과 정확성을 분석하였다.

Key Words: Low Energy Exploding Foil Initiator(저에너지 EFI형 착화장치), Meta-model(메타 모델), Design Reliability(설계 신뢰도), Flyer Velocity(비행편 속도), Variation(변량)

Received 12 September 2017 / Revised 3 January 2018 / Accepted 7 January 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

$V_f(t)$: flyer velocity over time t
Y	: training data for flyer velocity
$y(\mathbf{v}, t)$: flyer velocity evaluated using mechanistic models for a design \mathbf{v}
$\hat{y}(\mathbf{v}, t)$: estimated flyer velocity using a meta-model for a design \mathbf{v}
$g(\mathbf{v})$: limit-state function of initiation criteria for LEEFI
$R(\mathbf{V})$: design reliability of LEEFI based on initiation criteria for uncertain design variables \mathbf{V}

1. 서 론

LEEFI형 착화장치는 기존의 EFI에 소형화 기술이 적용된 모델이다. 이러한 착화장치는 1회 동작으로 임무를 완수하는 일종의 일회성 시스템(one-shot system)으로써 대기(standby) 및 보관(storage) 상태가 시스템 수명 주기의 대부분을 차지한다[1]. 일회성 시스템의 신뢰도 추정은 대부분 시험평가에 기반을 두어 수행되어 왔다.

시험평가에 기반을 둔 방법은 크게 2가지, 시험 시료수에 대한 성공 및 실패 개수로 표현되는 가부반응 데이터를 이용하거나[2], 파괴적인 열화시험을 통한 열화데이터를 이용하는 방법으로 나눌 수 있다[3, 4]. 우주 발사체 및 유도무기인 LEEFI형 착화장치는 높은 신뢰도 0.999와 엄격한 신뢰수준 95%로 요구된다. 따라서, 가부반응 데이터를 이용하여 신뢰도를 추정하는 경우에, 이와 같이 높은 신뢰도를 보증하기 위해서는 많은 수의 샘플이 필요하다. 필요한 샘플의 수는 Fisher-Snedecor 식[5]을 이용하여 결정할 수 있다. 예를 들어, 시험평가를 통해 신뢰도를 추정하는 경우, 95% 신뢰수준에서 신뢰도 0.999를 보증하기 위해 필요한 최소 샘플 수는 2,995개이다. 따라서 높은 신뢰도를 가지는 시스템의 시험평가를 기반으로 하는 신뢰도 추정은 많은 샘플 수를 필요로 하기 때문에 비용적인 문제로 인해 신뢰도 추정에 어려움이 존재한다.

이러한 어려움을 극복하기 위한 방안으로 최근에, 많은 샘플 수를 필요로 하는 시험평가를 대체할 수 있는 해석적 접근에 기반을 둔 모델링 및 시뮬레이션(Modeling & Simulation, M & S) 기법이 연구되고 있다. 착화장치와 같은 동적 시스템은 시스템 구성요소의 생산과정, 그리고 시스템이 동작하는 운용환경 및 초기조건에서의 변동으로 인하여 시스템 응답 및 성능이 변화한다[6]. 변량을 가지는 시스템 응답에 대하여 규격 대비 순응도로 설계 신뢰도를 정의할 수 있다. 해석적 접근을 통하여 시스템의 설계 신뢰도를 추정하기 위해서는 시스템 변수들의 상호작용으로 인해 생성되는 시스템 응답의 관계를 물리적 법칙에 기반을 두어 설명할 수 있는 역학적 모델(mechanistic model)이 필요하다. 역학적 모델은 일반적으로 시스템 변수들에 대한 시스템 응답의 형태로 표현되는 수학적인 함수 형태를 가지며, 시스템 변수들의 상호작용과 시스템 응답과의 관계를 설명하는 물리적 법칙이 수학적 함수 형태를 결정한다. 그러나 다수의 변량을 가지는 변수들로 구성된 시스템에 대하여 복잡하고 다양한 물리적 현상을 설명하는 역학적 모델을 이용하여 시스템 응답을 평가하고 설계 신뢰도를 추정하는 경우에, 복잡한 역학적 모델에 대한 해를 구하는 데 많은 시간이 소요될 수 있으므로 설계 신뢰도 추정에 많은 연산 시간이 필요로 한다[7]. 또한 이러한 연산 시간의 비효율성은 궁극적으로 최적화된 설계 신뢰도를 제공할 수 있는 시스템을 효율적으로 설계하는 것을 어렵게 할 수 있다.

LEEFI형 착화장치는 전기에너지에 의해 박막 브릿지(bridge)의 온도 상승 및 기화, 플라즈마 발생을 이용하여 표면에 접한 폴리이미드(polyimide) 필름에서 비행편을 생성 및 가속함으로써 인접한 HNS-IV 화약을 타격하여 기폭시키는 시스템이다. Nappert[8]는 금속성 박막 브릿지의 팽창·폭발에 의한 비행편 속도 생성 현상에 대한 역학적 모델을 제안하였고, 김정진 등[9]은 줄 발열하의 브릿지 온도 변화, 기화 및 플라즈마화, 그리고 선형적 브릿지 체적 팽창과 이에 따른 비행편 가속현상을 예측하는 역학적

모델을 제안하였다. 기존 연구들에서 제안된 복잡한 역학적 모델들을 이용하여 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도를 추정할 때 많은 연산시간을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 M & S 기법을 기반으로 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도 추정시 연산시간의 효율성을 높이기 위하여 시스템 응답에 대한 복잡한 역학적 모델을 사용하지 않고 응답에 대한 메타 모델을 이용하여 설계 신뢰도를 추정하는 방법을 제안한다. 메타 모델은 통계적인 방법을 이용하여 구축된 시스템 변수들과 시스템 응답 사이의 관계를 나타내는 수학적인 함수형태를 가진다[7, 10]. 메타 모델에 대한 기존 연구들은 반응표면법(response surface method)을 이용하여 시스템 응답을 시스템 변수들의 함수로만 메타 모델을 구성하였지만 본 연구에서는 시스템 응답이 시스템 변수들과 시간의 함수로 표현되는 메타 모델을 구축하고자 한다. 이러한 메타 모델을 이용하여 임의의 시스템 변수들에 대하여 시간에 따른 시스템의 응답을 예측할 수 있다.

2장에서는 설계 신뢰도를 추정할 LEEFI형 착화장치에 대하여 기존 연구들에서 제안된 주요 응답들에 대한 역학적 모델들을 고찰하였다. 고찰을 통해 설계 신뢰도를 결정하는 중요한 응답 및 설계변수들을 식별하여 메타 모델을 구성하는데 활용하고자 한다. 고찰한 모델들로부터 착화장치의 설계 신뢰도를 결정하는 비행편 속도에 대한 메타 모델을 구축하는 방법과 구축한 메타 모델을 이용하여 설계 신뢰도를 평가하는 방법을 3장에 나타내었다. 본 연구에서 제안한 방법을 이용하여 설계 신뢰도를 평가한 결과와, 2장에서 고찰된 역학적 모델을 이용하여 신뢰도를 평가한 결과를 비교하여 제안한 방법의 정확성과 연산시간의 효율성을 4장에 나타내었다.

2. LEEFI형 착화장치의 역학적 모델

LEEFI형 착화장치는 구리, 알루미늄 등 전도성 금속 재질의 포일, 정방형 박막 브릿지, 폴리

이미드 필름, 비행편을 가이드하는 배럴, HNS-IV 화약으로 구성되어 있다. Fig. 1은 LEEFI형 착화장치의 작동 메커니즘을 단계별로 간략하게 보여준다. (A)단계는 박막 브릿지에 연결된 외부 기폭회로가 작동하면서 브릿지에 줄 열이 발생한다. (B)단계는 매우 짧은 시간 내에 브릿지 온도 상승 및 기화, 플라즈마를 포함하는 브릿지 버스트 현상이 발생된다. 기화된 브릿지가 팽창되면서 그 위에 위치한 폴리이미드 필름에서 고속 비행편이 생성된다. (C)단계에서 비행편은 계속되는 전기에너지 투입 및 플라즈마 팽창에 의하여 수 km/s까지 가속되어 인접한 화약을 타격한다. (D)단계에서는 비행편의 타격에너지가 충분한 경우 성공적으로 화약을 기폭 시킨다.

김경진 등[9]은 LEEFI형 착화장치의 비행편 속도에 대한 역학적 모델을 제안하였는데, 제안한 모델에 대한 간략한 설명을 아래에 제시하였다. 제안된 모델에서는 줄 발열이 집중되는 박막 브릿지 열적 거동에 대한 역학적 모델링에서 다차원적 효과, 열손실을 무시하고 브릿지 기화 이후 선형적 속도 분포를 가정하였다. 이러한 가정을 통해 브릿지 팽창 압력(p)을 고려한 질량이 m_f 인 비행편의 위치($X_f(t)$)와 속도($V_f(t)$)를, 그리고

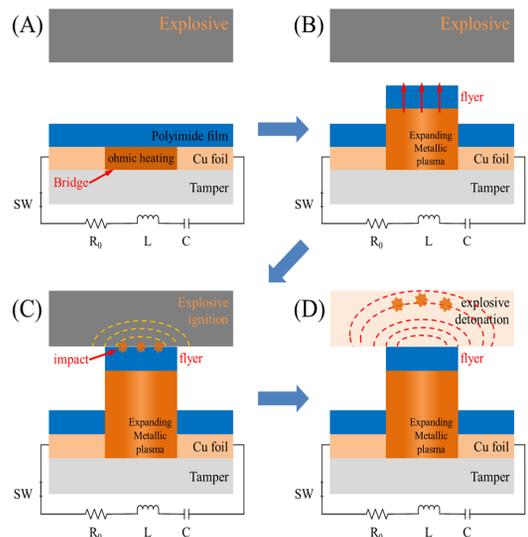


Fig. 1 Physical mechanism of low energy exploding foil initiator operation.

비행편의 운동에너지를 고려한 에너지 보존식을 Eq. 1과 2로 각각 정의하였다.

$$m_f \frac{dV_f(t)}{dt} = p(t), \quad \frac{dX_f(t)}{dt} = V_f(t) \quad (1)$$

$$\rho(t) \frac{de(t)}{dt} = \frac{J^2(t)}{\sigma_{e,b}} - \left(\frac{1}{3} + \frac{m_f}{m_b} \right) \rho(t) V_f(t) \frac{dV_f(t)}{dt} \quad (2)$$

Eq. 2에서 $\rho(t)$ 는 브릿지 밀도, e 는 내부에너지, m_b 은 브릿지 질량, J 는 금속성 브릿지 전류 밀도, $\sigma_{e,b}$ 는 전기전도도(electrical conductivity)로 온도 및 밀도의 함수이다. 또한 브릿지의 밀도가 배럴을 따라 1차원적 팽창을 하고, 질량 보존의 법칙, 초기 고체상 밀도(ρ_b), 두께(t_b)를 고려해서 Eq. 3으로 정의하였다.

$$\rho(t) = \frac{t_b}{X_f(t)} \rho_b \quad (3)$$

Eq. 1의 $J^2/\sigma_{e,b}$ 항에 펄스형 전기에너지를 인가하는 기폭회로 거동은 RLC 회로식을 이용하여 Eq. 4로 정의하였다.

$$L \frac{dI}{dt} + I(R_0 + R_b) + \frac{1}{C} \left(\int_0^t I(\tau) d\tau + q_0 \right) = 0 \quad (4)$$

Eq. 4에서 R_0 는 기폭회로의 초기 저항, R_b 는 시간에 따라 변하는 브릿지 온도, 브릿지 팽창 등을 고려해서 구해야 하는 브릿지의 저항, C 와 L 은 기폭회로 내 커패시턴스(capacitance), 및 인덕턴스(inductance)를 나타낸다. 또한 브릿지 저항(R_b)은 기화 팽창하는 브릿지 물질의 두께 t_b 및 정방향 형상을 고려해서 $R_b = 1/(\sigma_{e,b} t_b)$ 와 같이 근사화하였다.

Nappert[8]는 비행편의 속도에 따른 화약의 기폭에 대한 역학적 모델을 제시하였으며, 제시한 모델에 대한 간략한 설명을 아래에 제시하였다. 제시한 모델은 비행편이 화약을 타격 시 화약에 인가되는 충격 압력(P_e)을 Eq. 5로, 비행편

이 받는 충격 압력(P_f)을 Eq. 6으로 고려하였다.

$$P_e = \rho_e U_s U_p = \rho_e (C_e + S_e U_p) U_p \quad (5)$$

$$\begin{aligned} P_f &= \rho_f U_{s,f} U_{p,f} = \rho_f (C_f + S_f U_{p,f}) U_{p,f} \\ &= \rho_f (C_f + S_f (V_f - U_p)) (V_f - U_p) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 ρ_e, ρ_f 는 화약과 비행편의 초기 밀도, U_s, U_p 와 $U_{s,f}, U_{p,f}$ 는 화약과 비행편의 충격속도와 입자속도, C_e, C_f 는 화약과 비행편의 초기 음속, S_e, S_f 는 실험으로 결정되는 화약과 비행편의 매개 변수를 나타낸다.

Nappert는 입자 속도(U_p)를 Eq. 7과 같이 비행편의 속도에 대한 함수로, 충격파가 인가되는 시간(t_p)을 Eq. 8과 같이 비행편의 두께(d_m)의 함수로 제시하였으며 Table 1에 제시한 Hugoniot 상수값을 기폭 현상에 대하여 고려하였다.

$$U_p = \frac{[-B + \sqrt{B^2 + 4A(\rho_f S_f V_f^2 + C_f \rho_f V_f)}]}{2A} \quad (7)$$

여기서 $A = \rho_e S_e - \rho_f S_f$, $B = C_e \rho_e + C_f \rho_f + \rho_f S_f V_f$.

$$t_p = \frac{2d_m}{U_{s,f}} = \frac{2d_m}{C_f + S_f (V_f - U_p)} \quad (8)$$

또한 화약의 기폭 유무를 결정하는 기폭 한계식을 Eq. 9로 정의하였으며 기폭 한계식에서 왼쪽항이 규격(ζ)보다 큰 값일 때 기폭이 성공한다고 평가하였다.

Table 1. Shock Hugoniot data for polyimide and HNS-IV [8].

Constants	Values
C_f	0.93×10^{-5} [cm/s]
S_f	1.64
C_e	2.2×10^{-5} [cm/s]
S_e	1.45
ρ_e	1.6 [g/cc]

$$P_e^{2.36} t_p \geq \zeta [GPa^{2.36} \mu s] \quad (9)$$

Eq. 7과 8로부터 비행편 속도는 비행편 타격에 의한 화약의 충격과 생성에 따른 기폭에 중대한 영향을 미친다. Eq. 1 ~ 4로 표현되는 복잡한 물리적 현상으로 부터 비행편 속도가 발생하기 때문에 기존 연구에서 제시한 역학적 모델을 이용하여 비행편 속도를 평가할 때 많은 연산 시간이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 비행편 속도에 대한 메타 모델을 구성하고 메타 모델을 이용하여 Eq. 9에 나타낸 기폭한계식을 평가한다.

3. 메타 모델을 이용한 신뢰도 평가방법

3.1 설계 신뢰도 정의

η 개의 변수로 구성되어 있는 LEEFI형 착화장치 변수 벡터를 $\mathbf{v} = [v_1, v_2, \dots, v_\eta]$ 라 하면, 각 변수의 변량을 확률변수를 이용하여 표현할 수 있으며, 변량을 가지는 변수 벡터를 $\mathbf{V} = [V_1, V_2, \dots, V_\eta]$ 라 정의하자. 변수 벡터 \mathbf{v} 에 대한 비행편 속도를 $y(\mathbf{v}, t)$ 라 정의할 때, $y(\mathbf{v}, t)$ 로부터 충돌 순간에서의 비행편 속도를 평가하여 Eq. 9의 좌측 항을 $z(\mathbf{v}) = P_e^{2.36} t_p$ 로 정의한다. $z(\mathbf{v})$ 가 규격 ζ 보다 작을 때 시스템이 고장이라 정의하면 Eq. 9로 정의된 기폭 한계식에 대한 임계상태함수 $g(\mathbf{v})$ 는 Eq. 10으로 표현할 수 있다.

$$g(\mathbf{v}) = z(\mathbf{v}) - \zeta \quad (10)$$

Eq. 10의 임계상태함수를 이용하여 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도는 Eq. 11과 같이 확률값으로 정의된다.

$$R(\mathbf{V}) = \Pr\{g(\mathbf{V}) > 0\} \quad (11)$$

3.2 메타 모델을 이용한 비행편 속도 평가

Eq. 10에서 $z(\mathbf{v})$ 을 효율적으로 평가하기 위해 비행편 속도 $y(\mathbf{v}, t)$ 에 대하여 메타 모델을 구성한다. 변량을 가지는 η 개로 구성되는 변수 벡터

\mathbf{v} 에 대하여 표본추출기법인 LHS(Latin Hypercube Sampling) 방법[11]을 적용하여 M개의 변수 벡터를 랜덤하게 샘플링하여 학습 집합으로 정의한다. LHS 방법은 입력변수가 많지만 적은 샘플수로 표본을 추출할 때 다른 표본추출기법에 비하여 효과적이다. 정의한 M개의 학습 집합을 X 라 두고 Eq. 12로 정의한다.

$$X = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1^T \\ \mathbf{v}_2^T \\ \vdots \\ \mathbf{v}_M^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{1,1} & \dots & v_{1,\eta} \\ v_{2,1} & \dots & v_{2,\eta} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ v_{M,1} & \dots & v_{M,\eta} \end{bmatrix} \quad (12)$$

2장에서 고찰한 비행편 속도에 대한 역학적 모델을 이용하여 M개의 변수 벡터에 해당하는 비행편 속도를 평가한다. 평가한 시간에 따른 속도를 C개로 이산화하여 Eq. 13과 같이 학습 행렬 Y 로 정의한다.

$$Y = \begin{bmatrix} y^T(\mathbf{v}_1, \tau) \\ y^T(\mathbf{v}_2, \tau) \\ \vdots \\ y^T(\mathbf{v}_M, \tau) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y(\mathbf{v}_1, t_0) & y(\mathbf{v}_1, t_1) & \dots & y(\mathbf{v}_1, t_{C-1}) \\ y(\mathbf{v}_2, t_0) & y(\mathbf{v}_2, t_1) & \dots & y(\mathbf{v}_2, t_{C-1}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ y(\mathbf{v}_M, t_0) & y(\mathbf{v}_M, t_1) & \dots & y(\mathbf{v}_M, t_{C-1}) \end{bmatrix}_{M \times C} \quad (13)$$

비행편 속도에 대한 메타 모델을 구성하기 위하여 특이값 분해(Singular Value Decomposition, SVD)방법을 학습행렬 Y 에 적용함으로써 LEEFI형 착화장치의 변수 특성 공간과 시간 변화에 따른 비행편 속도 변화를 나타내는 시간 특성 공간에 대한 정보를 추출할 수 있다[12, 13]. 따라서 Eq. 13에 정의된 Y 에 SVD를 적용하면 Y 는 Eq. 14로 표현할 수 있다.

$$Y = [U \ U_0] \begin{bmatrix} S & 0 \\ 0 & S_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q^T \\ Q_0^T \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서 S 는 크기가 상대적으로 큰 특이값들을 가지는 대각행렬, S_0 는 크기가 작은 특이값들을 가지는 대각행렬을 나타낸다. $[U \ U_0]$ 는 좌특이벡터, $[Q \ Q_0]^T$ 는 우특이벡터를 나타낸다. 상대적으로 크기가 작은 특이값들에 대하여 $S_0 = 0$ 이라 두면, Eq. 14의 Y 는 Eq. 15와 같이 근사화할 수

있다.

$$\hat{Y} = USQ^T \quad (15)$$

Eq. 15에서 U와 S는 LEEFI형 착화장치의 변수에 따른 정보, Q^T 는 시간 특성 공간에 대한 정보를 나타낸다. 그러므로 Eq. 15에서 LEEFI형 착화장치의 변수에 따른 정보를 D로 정의할 수 있다.

$$D = US \quad (16)$$

따라서 1 이상의 크기를 가지는 s개의 특이값들을 이용하여 Y를 Eq. 17과 같이 근사화할 수 있다.

$$[\hat{Y}]_{M \times C} = [D]_{M \times s} [Q^T]_{s \times C} \quad (17)$$

일반적으로 Y와 \hat{Y} 의 차이에 대한 MSE(Mean Squared Error)를 이용하여 Eq. 17의 s를 결정한다. Eq. 16에서 D의 각 열에 대하여 \mathbf{v} 의 함수로만 표현되는 메타 모델을 구축하기 위해, D의 h 번째 열을 나타내는 $\hat{d}_h(\mathbf{v})$ 에 대한 메타 모델을 $\hat{d}_h(\mathbf{v})$ 라 두면 D에 대한 메타 모델은 Eq. 18과 같이 정의된다.

$$\hat{D}(\mathbf{v}) = [\hat{d}_1(\mathbf{v}), \dots, \hat{d}_h(\mathbf{v}), \dots, \hat{d}_s(\mathbf{v})] \quad (18)$$

따라서 LEEFI형 착화장치의 변수 \mathbf{v} 에 대한 임의의 시점 t에서의 비행편 속도에 대한 메타 모델은 Eq. 19로 표현된다.

$$\hat{y}(\mathbf{v}, t) = \hat{D}(\mathbf{v})Q^T \quad (19)$$

Eq. 19의 $\hat{D}(\mathbf{v})$ 에 대하여 본 연구에서는 2차 다항식을 이용하여 메타 모델을 구성하며, 적합계수(fitting parameter)를 Eq. 20, 시스템 변수의 함수를 Eq. 21로 정의한다.

$$\boldsymbol{\beta} = [\beta_0, \dots, \beta_p, \beta_{11}, \dots, \beta_{pp}, \beta_{12}, \dots, \beta_{ij}]_{1 \times L_p} \quad (20)$$

$$f^T(\mathbf{v}) = [1, v_0, \dots, v_p, v_1^2, \dots, v_p^2, v_1 v_2, \dots, v_i v_j]_{L_p \times 1} \quad (21)$$

Eq. 20과 Eq. 21을 이용하여 변수 특성 공간에

대한 메타 모델은 Eq. 22로 표현할 수 있다.

$$\hat{D}(\mathbf{v}) = f^T \hat{\boldsymbol{\beta}} \quad (22)$$

최종적으로 Eq. 22와 Eq. 14의 Q^T 를 이용하여 Eq. 19로 정의되는 비행편 속도에 대한 메타 모델을 구축한다. 구축한 메타 모델을 이용하여 Eq. 11의 설계 신뢰도를 평가한다.

4. LEEFI형 착화장치의 신뢰도 평가

4.1 메타 모델을 이용한 비행편 속도 추정

본 연구에서는 연산 시간의 효율성을 높이기 위하여 비행편 속도에 대한 메타 모델을 구성하여 설계 신뢰도를 추정한다. LEEFI형 착화장치의 설계변수(\mathbf{v})는 총 9개인 전압, 포일 길이, 포일 너비, 포일 두께, 비행편 길이, 비행편 너비, 비행편 두께, 비행편 밀도, HNS-IV 화약의 밀도이다. 또한 설계변수들의 생산과정 및 운용환경에서의 변량 혹은 변동을 고려하기 위하여 설계변수들에 대하여 균일분포 및 정규분포를 가정하였다. 균일분포는 불확실성이 가장 큰 경우를 고려하기 위하여, 정규분포는 공정능력지수 등을 반영하기 위하여 고려하였다.

비행편 속도에 대한 메타 모델을 구성하기 위해서 LHS 기법을 적용하여 500개의 변수 벡터를 샘플링하여 Eq. 12의 학습 집합 \mathbf{X} 를 정의하였다. \mathbf{X} 에 대하여 Eq. 1 ~ 4로 표현되는 역학적 모델을 이용하여 비행편 속도를 평가하여 학습행렬 Y를 정의하였다. SVD 방법을 Y에 적용하여 변수 특성 공간과, 시간 변화에 따른 비행편 속도 변화를 나타내는 시간 특성 공간에 대한 정보를 Eq. 14와 같이 분리하였다. Eq. 14에서 크기가 1 미만의 크기를 가지는 특이값들을 제외함으로써 Y를 Eq. 15로 근사화하였다.

최소제곱법을 적용하여 추정된 Eq. 20의 적합계수와 Eq. 21로 표현되는 $\hat{D}(\mathbf{v})$ 를 결정한다. $\hat{D}(\mathbf{v})$ 와 시간 특성 공간에 대한 정보를 나타내는 Q^T 로부터 Eq. 19로 정의되는 비행편 속도에 대한

여 메타 모델을 구성하였다. 구성된 메타 모델을 이용하여 임의의 설계변수 v 에 대한 시간에 따른 비행편 속도를 예측할 수 있다. Fig. 2에 임의의 설계변수 v 에 대하여 2장에서 언급한 역학적 모델과, Eq. 19로 정의되는 메타 모델을 이용하여 추정한 시간에 따른 비행편 속도를 각각 나타내었다. Fig. 2에서 실선은 역학적 모델을, 점선은 메타 모델을 이용하여 추정한 비행편 속도를 나타낸다.

메타 모델의 유효성은 역학적 모델을 이용하여 평가한 참값을 기준으로, 메타 모델을 이용하여 추정한 값에 대한 백분율 오차, $(\text{추정값} - \text{참값}) / \text{참값} \times 100$ [%]를 분석하여 검증하였다. 균일 분포를 가정하고 각 설계 변수를 100개씩 샘플링하여 정의한 100개의 변수 벡터에 대하여 화약과 충돌하는 시점에서의 비행편 속도 및 기폭민감도의 백분율 오차에 대한 히스토그램을 Fig. 3과 4에 각각 나타내었다. 기폭민감도는 Table 1의 상수 값과 Eq. 9를 이용하여 평가하였다. Fig. 3과 4로부터 비행편 속도에 대한 백분율 오차는 1.5% 미만, 기폭민감도에 대한 오차는 5% 미만이다. 또한 오차는 모두 독립적이고 평균이 0인 정규분포를 따른다. 따라서 설계 신뢰도를 추정할 때 본 연구에서 제시한 메타 모델이 유효하고, 최대 오차가 5% 미만이므로 제안하는 신뢰도 추정방법이 정확하다고 평가할 수 있다.

4.2 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도 평가

설계 신뢰도 평가시 9개의 설계변수가 모두 동일하게 균일분포 또는 정규분포를 따른다고 고려하였다. 정규분포인 경우, 고려한 범위의 상·하한값을 규격으로 정의하고 규격 대비 설계변수가 3 또는 4.5 시그마(sigma) 수준을 나타낸다고 정의하였다. 4.1절에서 구축한 비행편 속도에 대한 메타 모델을 이용하여 100,000개의 변수 벡터에 대하여 충돌 순간의 비행편 속도를 추정하였다. 추정한 비행편 속도와 Table 1의 상수값을 이용하여 Eq. 5와 Eq. 8을 정의하고 Eq. 9의 기폭 한계식과 Eq. 11을 이용하여 설계 신뢰도를 추정하였다. Table 2는 기폭 한계식에 대한 규격 및 설계변수의 분포에 따라 설계 신뢰도를

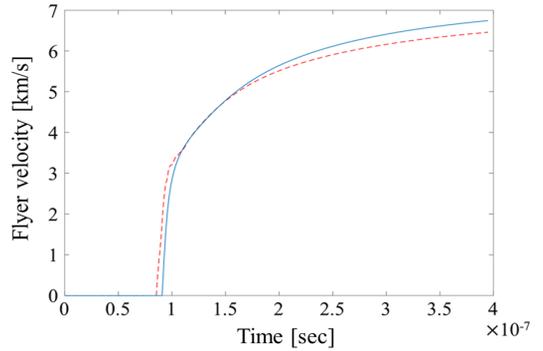


Fig. 2 Estimated flyer velocity using proposed meta-model with true flyer velocity from mechanistic models.

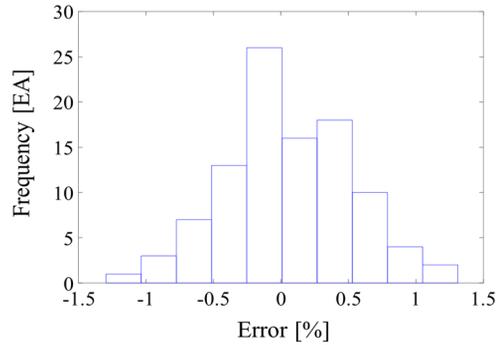


Fig 3. Histogram of percentage errors for flyer velocity at the moment of impact.

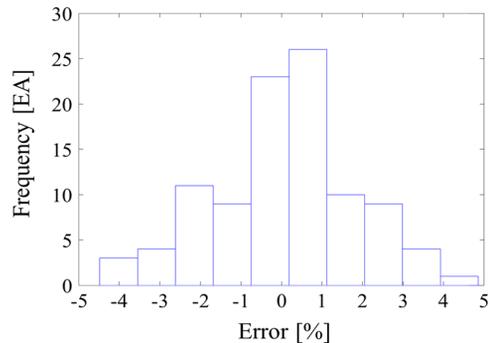


Fig 4. Histogram of percentage errors for sensitivity.

평가한 결과를 나타낸다. 기존 연구에서는 기폭 한계식[8]에서 규격을 2.25로 고려하였지만, 본 연구에서는 규격의 변동을 고려하여 규격을 2.25, 3.5, 4로 나누어 설계 신뢰도를 추정하였다.

Table 2. Estimation design reliability of LEEFI for different distributions and specifications using the meta-model.

Spec.	Dist.	Uniform	Normal	
			3σ	4.5σ
2.25		1.0000	1.0000	1.0000
3.5		0.9501	0.9968	1.0000
4		0.8999	0.9873	1.0000

예를 들어 규격이 4일 때, 각 설계인자 변량이 3 sigma 수준인 경우 설계 신뢰도는 0.9873로 추정된다. 추정한 설계 신뢰도는 기폭이 성공할 확률을 나타낸다.

제안한 설계 신뢰도 평가방법에 대한 연산시간의 효율성을 나타내기 위하여 100,000개의 변수 벡터를 정의하였다. 100,000개의 변수 벡터에 대하여 역학적 모델을 이용하여 충돌 순간에서의 비행편 속도를 계산하고 설계 신뢰도를 평가하는데 480 시간이 소요되지만, 비행편 속도에 대한 메타 모델을 이용하여 추정시 1 시간이 소요되었다.

따라서 메타 모델을 이용하여 설계 신뢰도를 추정하는 방법은 역학적 모델에 비해 연산시간을 99.79% 감소시켰다. 참고로 4.1절에서 제시한 500개의 변수 벡터를 이용하여 비행편 속도에 대한 메타 모델 구축에는 약 5시간이 소요되었다.

5. 결 론

본 연구에서는 시뮬레이션 기반으로 메타 모델을 이용하여 변량을 가지는 변수들로 구성된 LEEFI형 착화장치의 설계 신뢰도를 추정하는 방법을 제안하여 설계 신뢰도를 추정한 결과를 나타내었다. 구축한 비행편 속도에 대한 메타 모델을 이용하여 임의의 설계에 대하여 시간에 따른 비행편 속도를 추정할 수 있으며, 제안하는 방법은 설계 신뢰도 추정시 정확성과 연산시간의 효율성을 제공하였다. 제안한 방법의 정확성과 연산시간의 효율성은 착화장치의 설계 신뢰도를

최적화하는 설계, 그리고 노화(aging) 특성을 반영한 신뢰도 추정에 대한 제안한 방법의 적용 가능성을 나타낸다. 향후에는 전자식 점화안전장치의 전체 시스템에 대하여 설계 신뢰도를 평가할 예정이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소에서 추진하는 “신뢰도 시험 및 평가 용역”의 사업으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Choi, I. S., Chon, R. M., Back, S. J. and Son, Y. K., “Comparison Study of Operating System and One-shot System for Reliability Analysis Methodology,” *Korean Operations Research And Management Society Conference*, Busan, Korea, pp. 981-985, May 2009.
2. Ryu, J. H., Back, S. J. and Son, Y. K., “Comparison of Reliability Estimation Methods for Ammunition Systems with Quantal-response Data,” *The Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 13, No. 6, pp. 982-989, 2010.
3. Back, S.-J., Son, Y. K., Lim, S.-H. and Myung, I.-H., “Storage Life Estimation of Magnesium Flare Material for 81 mm Illuminating Projectile,” *Journal of the Korea Institute of military science and technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 267-274, 2015.
4. Son, Y. K. and Kwon, T.-S., “Storage Reliability Estimation of One-Shot Systems using Accelerated Destructive Degradation Data”, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 30, No. 10, pp. 4439-4442. 2016.

5. Back, S. J., Son, Y. K., Lee, S. Y., Ahn, M. K. and Kim, C. S., "Single Sample Grouping Methodology using Combining Data," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 17, No. 5, pp. 611-619, 2014.
6. Crespo, L. G. and Kenny, S. P., "Robust Control Design for Systems with Probabilistic Uncertainty," NASA Technical Report (NASA/TP-2005-213531), 2005.
7. Wang, G. G., and Shan, S., "Review of Metamodeling Techniques in Support of Computer-Based Engineering Design Optimization", *Journal of Mechanical Design*, Vol. 129, No. 4, pp. 370-380, 2007.
8. Nappert, L., "An Exploding Foil Initiator System," Defence Research Establishment Valcartier, Technical Report DREV-9502, 1996.
9. Kim, K. J., Kwak, H. S., Kim, K. H. and Jang, S. G., "Analytic Study on Plasma Expansion of Thin-Film Bridge Burst and Flyer Acceleration in Exploding Foil Initiator," *45th Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 655-659, Nov. 2015.
10. Martin, J. D. and Simpson, T. W., "Use of Kriging Models to Approximate Deterministic Computer Models," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 43, No. 4, pp. 853-863, 2005.
11. McKay, M. D., Beckman, R. J. and Conover, W. J., "A Comparison of Three Methods for Selecting Values of Input Variables in The Analysis of Output from a Computer Code," *Technometrics*, Vol. 21, No. 2, pp. 239-245, 1979.
12. Leon, S. J., *Linear Algebra with Application*, 8th ed., Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 1998.
13. Savage, G. J., Seecharan, T. S. and Son, Y. K., "Probability-Based Prediction of Degrading Dynamic Systems," *Journal of Mechanical Design*, Vol. 135, No. 3, 031002, 2013.