

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 393-401(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.393

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

민감도 해석을 적용한 전자식 점화안전장치의 신뢰도 추정

김동성*, 장승교**, 이효남*, 손영갑***

Reliability Prediction of Electronic Arm Fire Device
Applying Sensitivity Analysis

Dong-seong Kim*, Seung-gyo Jang**, Hyo-Nam Lee* and Young Kap Son***

The 4th Research and Development Institute, Agency of Defense Development, Korea**

Dept. of Mechanical and Automotive Engineering, Andong Nat'l University, Korea***

ABSTRACT

Reliability prediction of an electronic arm fire device(EAFD) was studied which is applied to prevent accidental ignition in a solid rocket motor. For predicting the reliability, the main components of the EAFD were first defined(Control unit, LEEFI, TBI) and the operating principle of each component was analyzed. Performance modeling of each part is established using selected input variables through system analysis. When complex analysis is required, we approximated it with polynomial equation using response surface method. Monte-Carlo simulation is applied to performance modeling to estimate the design reliability.

초 록

고체 로켓 추진기관에서 우발점화를 방지하기 위해 사용하는 전자식 점화안전장치의 신뢰도 예측에 관하여 연구하였다. 신뢰도 예측을 위해 가장 먼저 점화안전장치의 주요 구성품(점화회로, 고전압 기폭관, 격벽착화기)을 정의하고, 각 구성품의 작동원리에 대해 시스템 분석을 수행하였다. 시스템 분석을 통해 선별된 입력 변수를 이용하여 각 부품의 성능 모델링을 수행하였으며, 복잡한 해석이 필요한 경우 반응표면기법을 이용하여 다항식으로 근사하였다. 마지막으로 만들어진 성능 모델링을 기반으로 몬테칼로 시뮬레이션을 적용하여 설계 신뢰도를 예측하였다.

Key Words : Solid Rocket Propulsion(고체 로켓 추진기관), Electronic Arm Fire Device(전자식 점화안전장치), Sensitivity Analysis(민감도 해석), Reliability Prediction(신뢰도 추정)

I. 서 론

유도탄용 추진기관 점화안전장치는 우발점화를 방지하고 안전하게 추진기관을 점화시키기 위한 장치이다. 유도탄이 운용되는 환경에서 탄 내·외부로부터 발생하는 EMI(electro magnetic interference)와 운용자의 취급 시 발생하는 정전기 또는 낙하 충격 및 표류전압 등에 의해 유도탄이 우발적으로 점화되어 발사되면 큰 재앙이 초래되기 때문에 군사 규격을 통하여 추진기관에 반드시 점화안전장치를 적용하도록 규정하고 있다[1]. 또한 점화안전장치는 정상적인 발사조건에서 신속하고 안전하게 추진기관을 반드시 점화시키는 역할을 수행해야 한다. 따라서 점화안전장치가 정상적으로 동작하지 않을 경우 임무 실패로 이어지기 때문에 높은 신뢰도가 요구된다.

대부분의 점화안전장치는 원샷 디바이스(one-shot device)이다. 즉 한번 동작하면 재사용이 불가능하다. 일부 부품 단위에서는 부분적으로 반복점검을 수행하여 신뢰성을 확인할 수 있지만 최종 조립된 점화안전장치는 일회성 화약을 포함하고 있기에 단회적으로만 사용 가능하다.

기존에는 이러한 원샷 디바이스의 신뢰도는 대부분 시험 결과를 활용한 통계적 추정 방법으로 계산하였다. 첫 번째는 이항분포를 가정하고 시험한 횟수를 근거로 신뢰도를 추정하는 방법이다. 이 방법은 시험 발수를 기준으로 산출할 수 있는데 항공우주 분야에서 요구되는 신뢰도인 0.995 이상(신뢰수준 95%)[2]을 만족하기 위해서는 약 600발의 시험에서 한 발의 실패(Fail)도 발생되지 말아야 한다. 점화안전장치의 경우 단일 무기체계 개발 시 개발 기간 동안 600발 이상의 시험을 하는 것은 많은 비용과 시간이 요구되기에 현실적으로 불가능하지만 오랜 기간 동안 여러 무기체계에 적용하면서 그 시험 횟수를 누적하여 신뢰도를 제시할 수는 있다.

두 번째 방법으로는 50% 작동 확률을 갖는 반복점 검 근처에서 입력값, 또는 설계값 등을 조금씩 변화시켜서 동작 여부를 모니터링 한 후에 이 결과를 활용하여 정규분포를 가정한 작동 확률 분포를 구한다. 이후 분포로부터 설계된 값 또는 정상 입력조건에서의 신뢰도를 추정한다. 대표적인 방법으로는 Bructon Test, Probit Method, Nayer Test 등이 있다. 이 방법은 일종의 모집단에서 표본을 추출하고 표본에 대한 실험 결과를 바탕으로 신뢰도를 추정하는 방법 중 비교적 적은 시료수를 이용하여 모집단의 신뢰도와 신뢰구간을 추정할 수 있는데 문제는 매번 신뢰도 시

험을 할 때마다 조금씩 다른 결과가 나온다는 점이다. 이는 시료의 수가 적기 때문에 발생하는 문제로 이를 해결하기 위해서는 많은 수의 반복 시험이 필요하므로 결국 많은 수의 시료가 필요하게 된다.

그러나 최근의 유도무기 체계 개발 프로세스에 의하면 개발 초기부터 각 부품의 신뢰도 계산 결과를 요구하고 있기에 점화안전장치와 같은 원샷 디바이스는 신뢰도 계산을 위한 새로운 방법론이 필요하다.

이러한 필요에 부합하여 최근에 파이로테크닉 장치인 핀플러의 신뢰도를 간단한 성능모델을 기반으로 제시한 사례가 있다[3]. 이 경우에 각 부품의 설계 변수 변량을 기준으로 성능 특성 값의 분포를 계산하고 응력-강도(Stress-Strength) 모델을 기반으로 신뢰도를 계산하였다.

전자식 점화안전장치의 경우는 복잡한 전자회로와 고전압 기폭관 및 격벽착화기가 직렬로 연결된 구조를 가지고 있기에 간단한 단일 성능 모델을 만들기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 주요 부품별로 성능 모델을 제시하고 각 부품 별로 신뢰도를 계산한 후에 점화안전장치 전체의 신뢰도를 계산하는 방법을 시도해 보았다. 신뢰도 계산을 위하여 위에서 언급한 응력-강도 모델의 개념을 사용하였고 몬테칼로 시뮬레이션을 통한 반복 계산을 수행하였다. 점화회로와 같이 물리적인 성능 모델을 만들기 어려운 경우에는 회로 설계상용 코드인 Pspice를 사용하였고 고전압 착화기와 같이 성능 모델 계산 시간이 상대적으로 긴 경우에는 간단한 메타 모델을 이용하여 반복 계산을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 전기식 점화안전장치 구성

2.1.1 주요 구성품 및 기능

전자식 점화안전장치는 크게 점화회로(ignition circuit), 고전압 기폭관(low energy exploding foil initiator, LEEFI), 격벽착화기(through bulkhead initiator, TBI) 등으로 구성되어 있으며 개념도는 Fig. 1과 같다.

전자식 점화안전장치는 장전 신호와 기폭 신호가 순차적으로 인가되는 경우에만 작동하도록 설계되었다. 장전 신호가 인가되면 내장된 점화회로에 고전압이 충전되고, 기폭 신호가 인가되면 기폭 회로에서 1,200V 이상의 고전압이 출력되어 고전압 기폭관(LEEFI)이 작동하게 된다. 이 때,

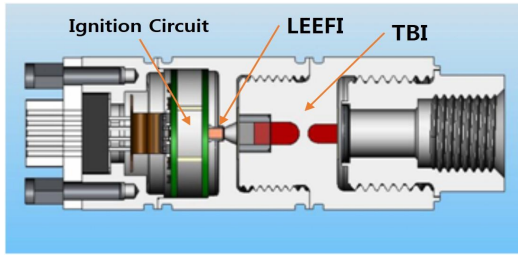


Fig. 1. Electronic Arm Fire Device

기폭 회로에서 출력된 전압의 인가시간이 수십 μ sec인 경우 고전압 기폭관의 포일이 폭발하지 않고 용융되어 내장된 화약이 기폭하지 않기도 한다. 따라서 충전된 고전압을 빠른 시간에 고전압 기폭관으로 전달하는 스위칭 회로가 소요된다.

격벽착화기는 여폭약(donor 화약)의 기폭 시 발생하는 충격파를 이용하여 격벽으로 분리되어 있는 수폭약(acceptor 화약)을 점화시켜 에너지를 얻는 착화기이다. 일반적으로 점화 에너지를 공급하기 위해 수폭약 다음 단계에 화약 결합체를 둔다. 동작 후에도 급속 격벽은 형상을 유지하고 있으므로 장시간 연소되는 추진기관에 주로 적용된다.

2.1.2 작동 원리

점화안전장치의 작동 개념도는 Fig. 2와 같다. 장전 신호가 인가되면 고전압 콘덴서(capacitor)에 전압이 충전된다. 충전되는데 걸리는 시간은 수백 msec가 된다. 고전압 콘덴서에 충전이 완료된 이후 점화신호를 인가하면 고전압 콘덴서에

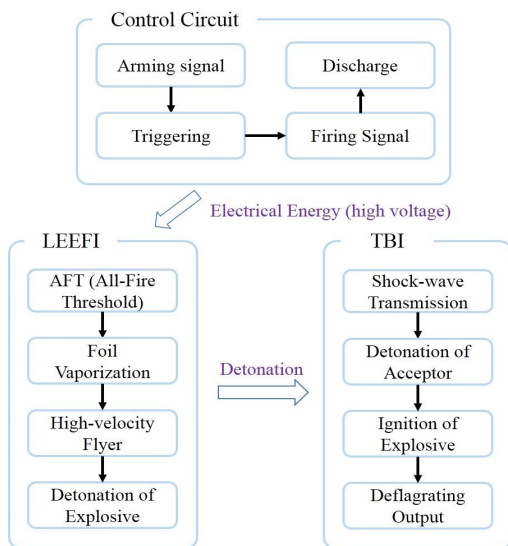


Fig. 2. Operating Process of EAFD

충전된 전류를 모두 고전압 기폭관에 흘려보낸다. 매우 짧은 시간에 1,200V 이상의 고전압이 인가되면 고전압 기폭관 내에 있는 포일이 플라즈마화 되어 내장된 화약을 기폭시킨다. 이 때 발생하는 충격파가 격벽을 지나 수폭약으로 전달되고, 수폭약은 연결된 화약결합체를 동작시켜 고온·고압의 가스를 발생시킨다. 이 가스가 점화기를 착화시키면 추진기관이 점화되어 추진력을 얻게 된다.

2.2 신뢰도 예측 절차

본 연구에서는 점화안전장치와 이를 구성하는 서브시스템이나 부품 단위의 개별 규격 대비 응답(성능)의 순응도를 신뢰도로서 정의하였다.

2.2.1 시스템 분석

점화안전장치의 신뢰도 예측을 위해 가장 먼저 시스템 분석을 통하여 각 부품의 설계 인자 및 응답 특성 등을 분석·정의하였다.

Figure 3은 주요 부품 중 하나인 고전압 기폭관의 시스템 분석 및 선별된 변수들을 예로 나타내었다. 고전압 착화기는 브릿지 박막(bridge foil), 비행편(flyer plate) 그리고 화약(explosive pellet)이 주요 구성품이며, 점화 회로로부터 인가된 점화 전류에 의하여 브릿지 박막이 기화되면서 발생하는 고온, 고압의 플라즈마에 의해 비행편이 화약을 타격하여 기폭된다. 주요 설계 인자 및 응답 특성은 화약을 타격하는 ‘비행편 속도’와 이를 주요 변수로 하는 ‘착화 임계조건’ 등이다.

2.2.2 응답 모델 수립 (성능 모델링)

시스템 분석이 완료되면 신뢰도 예측을 위해 각 부품의 응답 모델을 설정하여 출력 특성 해석을 수행한다.

일반적으로 응답 모델이란 설계 인자와 외란 인자의 함수로서 표현되는 시스템의 성능 또는

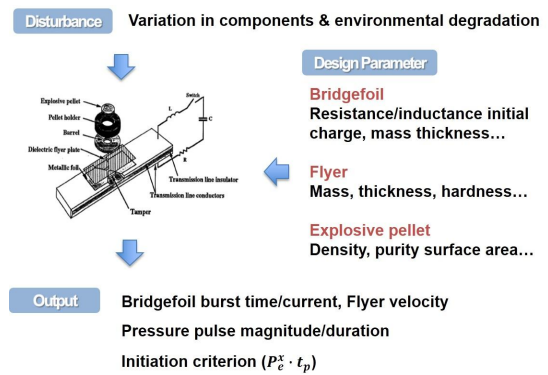


Fig. 3. Design/Output Parameters of LEEFI

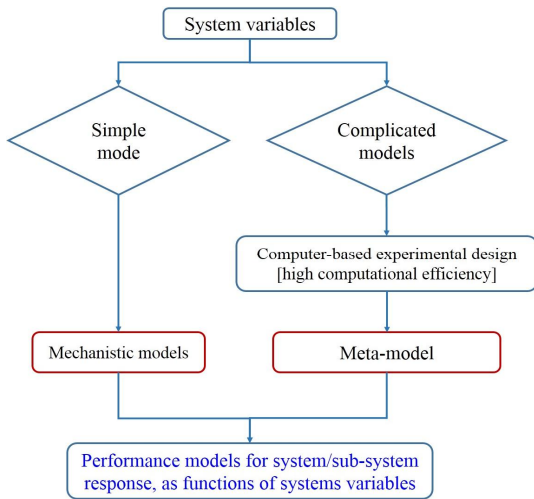


Fig. 4. Progress of Meta-Model Development

대응 특성으로 Fig. 4와 같이 수학적 또는 물리적으로 응답 모델을 설정하여 성능 해석을 수행한다.

응답 모델은 해석이나 계산이 간단한 경우 해당모델을 한계 상태 방정식(limit state function)으로 바로 적용하여 신뢰도를 예측할 수 있다. 그러나 FEM(finite element method)과 같은 복잡한 해석이 필요한 경우 반응표면모델과 같은 meta-model을 이용하여 한계상태방정식을 근사한다.

응답 모델이 생성되면 모델의 정확도를 평가하여야 한다. 이를 위해서는 상대 평균오차(root-mean-square error)를 계산하여 평가하는 방법, 다중측정계수(coefficient of multiple determination, R^2)를 통해 정확도를 평가하는 방법, 평균 예측오차(prediction error sum of squares, PRESS)를 통해 정확도를 측정하는 방법 등이 있다. 본 연구에서는 다중측정계수를 통해 모델의 신뢰도를 평가하고자 한다. R^2 는 식 (1)과 같이 계산할 수 있다.

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2}{\sum_{i=1}^N (y_{surr}(x_i) - \bar{y})^2} \quad (1)$$

위의 식에서 \bar{y} 는 샘플 데이터의 평균값을 나타낸다. 응답 모델이 정확할수록 R^2 은 1에 수렴하며, 본 연구에서는 R^2 값이 0.95이상을 만족하면 모델의 정확도가 만족되는 것으로 평가한다.

2.2.3 신뢰도 예측 수행

한계상태방정식이 정의되면 이를 기반으로 신뢰도 예측을 수행한다. 각 부품의 성능 특성의 응답 $z(v)$ 를 규격 하한 또는 상한과 비교하여 이를 만족하는 경우 설계 인자 set v 는 ‘성공(Success)’으로 간주한다.

설계 인자 set v 에 포함되는 설계 인자는 각각의 확률분포를 가지므로 설계 인자의 수에 해당하는 자유도의 가상공간에서 한계상태표면(Limit State Surface)과 비교하여 수치해석을 통한 순응도 확률 값으로 신뢰도를 예측한다. 이 때, 신뢰도는 몬테칼로 시뮬레이션 기법을 적용하여 추정한다.

또한, 몬테칼로 시뮬레이션에서 신뢰도는 시뮬레이션 횟수에 따른 실패 확률을 산술적으로 계산하여 구할 수 있는데 이 때 신뢰구간은 식 (2)와 같이 Wald의 방법을 이용하여 결정한다. 여기서 $Z_{1-\alpha/2}$ 는 Z-score이고 $1-\alpha/2$ 는 요구되는 신뢰 수준을 의미한다.

$$C.L. = [P_F - Z_{1-\alpha/2}\sigma_F, P_F + Z_{1-\alpha/2}\sigma_F] \quad (2)$$

2.3 점화안전장치의 신뢰도 예측

2.3.1 점화회로

점화회로는 고전압 발생을 위한 초소형 DC-DC Converter와 고전압을 충전할 수 있는 점화 콘덴서 등을 포함하고 있다. 각 부품 별 설계 인자 및 응답 특성은 Fig. 5와 같으며 점화 회로 후단의 고전압 기폭관에 인가되는 점화 전류의 ‘펄스 폭(Pulse width)’, ‘펄스 전류량(Amplitude)’, ‘지연 시간(Delay time)’ 등이 주요 응답 특성이다.

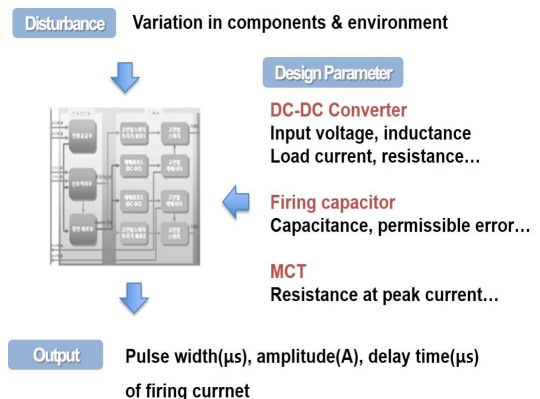


Fig. 5. Design / Output Parameter of Circuit

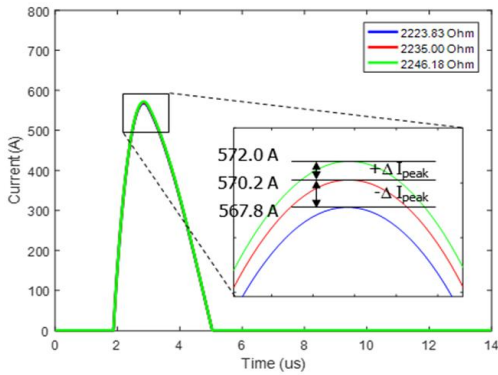


Fig. 6. Variation of Output due to Regulator

접화 회로의 신뢰도 예측을 위해 가장 먼저 Pspice software를 이용하여 전체 회로도들을 모델링하였다. 전체 회로도는 크게 회로부, 기폭 트리거부, 기폭관 작동부, 충전전압 점검부로 구성된다. 전체회로는 총 2개의 전압원, 37개의 수동소자, 14개의 능동소자를 포함하며, 전압원은 DC 전압원과 펄스 전압원으로 나뉘어 있다. 장전 신호로서 DC 전압원을 사용하였으며, 접화 신호는 펄스 전압원으로 구현했다.

신뢰도 예측에 앞서, 전체 회로 내 민감한 수동소자를 찾아보기 위하여 전체 회로를 구성하는 33개의 수동소자 값을 변화시키며 민감도 해석을 수행하였다. 이를 위해 커패시터는 기존 소자 값의 $\pm 10\%$, 저항은 기존 소자 값의 $\pm 0.5\%$ 를 변화시키며 출력 파형의 변화를 시뮬레이션 하였다. 시뮬레이션 수행 결과 레귤레이터 저항과 전력 커패시터의 소자 값이 증가할수록 피크 전류 값 및 펄스폭이 증가하는 것을 확인하였으며, 그 변화 폭이 가장 큰 것을 확인하였다. Fig. 6은 레귤레이터 저항 변량에 따른 결과만을 제시하였다.

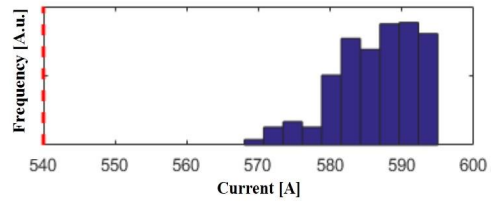
이와 같은 민감도 해석 결과를 토대로 회로의 신뢰도 예측을 수행하였다. 신뢰도 예측을 위해 몬테칼로 시뮬레이션 기법을 적용하여 100,000번의 반복계산을 수행하였다.

펄스 최대값과 펄스 폭 값을 통해 Fig. 7과 같은 결과를 확인할 수 있으며, 이 때 신뢰도 값은 0.99997로 항공우주분야에서 요구하는 신뢰도 0.999보다 큰 것을 확인하였다.

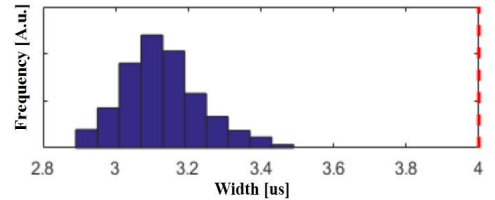
2.3.2 고전압 기폭관 (LEEFI)

고전압 기폭관은 앞 장에서 소개한 Fig. 3과 같이 시스템 분석을 수행한다. 화약을 타격하는 ‘비행편 속도’와 이를 주요 변수로 하는 ‘착화 임계조건’ 등이 주요 응답 특성이다.

시스템 분석 후에 고전압 기폭관의 성능 모델



(a) Histogram of Pulse Peak Value



(b) Histogram of Pulse Width Value

Fig. 7. Monte-Carlo Simulation Result (dotted value line is the criterion)

링을 수행하였다. 김경진 등은 EFI형 착화장치에 대해서 주울 발열이 집중되는 박막 브릿지 열적 거동에 대해 열손실, 다차원적 효과를 무시하였으며, 브릿지 기화 이후 선형적 속도분포 가정에 따른 브릿지 팽창과 비행편의 운동에너지 등을 고려하여 착화장치를 모델링하였다[4]. 브릿지 박막의 에너지 보존 방정식은 식 (3)과 같다.

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

식 (3)에서 ρ 는 브릿지 밀도, e 는 내부에너지, m_b 는 브릿지 질량, m_f 는 비행편 질량, V_f 는 비행편의 속도 등을 의미한다. 여기서 비행편의 운동은 브릿지의 팽창 압력을 고려하여 식 (4)와 같이 근사하여 계산할 수 있다.

$$m \frac{dV_f}{dt} = p, \quad \frac{dX_f}{dt} = V_f \quad (4)$$

식 (4)에서 X_f 는 시간에 따른 비행편의 위치를 의미한다. 브릿지의 밀도는 배럴을 따라 1차원적으로 팽창하게 되는데 질량보존법칙 및 초기 고체상의 밀도(ρ_b), 초기 두께(t_b)를 고려하여 식 (5)와 같이 계산한다.

$$\frac{\rho(t)}{\rho_b} = \frac{t_b}{X_b(t)} \quad (5)$$

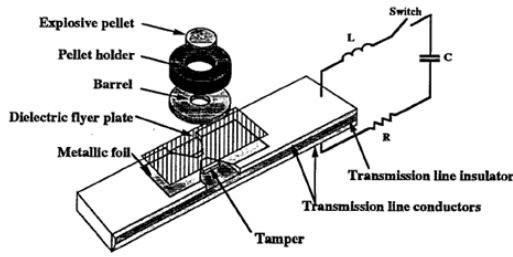


Fig. 8. EFI Design in L. Nappert's Study[5]

한편, 식 (3)에서 J 와 $\sigma_{e,b}$ 는 금속성 브릿지의 전류밀도와 전기전도도를 나타내는데 이는 식 (6)과 같은 RLC 회로식을 이용하여 계산할 수 있다.

$$L \frac{dI}{dt} + I(R_0 + R_b) + \frac{1}{C} \left(\int_0^t I(\tau) d\tau + q_0 \right) = 0 \quad (6)$$

식 (6)에서 R_0 는 기폭회로의 초기 저항, R_b 는 시간에 따라 변하는 브릿지의 물성을 고려하여 구하여야 하는 브릿지의 저항, C 와 L 은 기폭회로 내의 커패시턴스 (capacitance)와 인덕턴스 (inductance)를 의미한다.

또한, L. Nappert는 비행편 타격에 의하여 화약에 인가되는 압력 펄스의 크기 P_e 를 운동량 보존 식을 통하여 식 (7)과 같이 표현하였다[5].

$$P_e = \rho_{0e} U_{se} U_{pe} = \rho_{0e} (C_{0e} + S_e U_{pe}) U_{pe} \quad (7)$$

식 (7)에서 ρ_{0e} 는 화약의 초기 밀도이며, U_{se} 와 U_{pe} 는 각각 충격속도와 입자속도, C_{0e} 는 화약의 초기 음속, S_e 는 실험으로 결정되는 변수를 의미한다. 식 (7)과 유사한 형태로 비행편의 압력 펄스 P_f 는 식 (8)과 같이 표현된다.[6], [8]

$$P_f = \rho_{0f} U_{sf} U_{pf} = \rho_{0f} \{ C_{0f} + S_f (V_f - U_{pf}) \} (V_f - U_{pf}) \quad (8)$$

비행편이 화약을 타격하는 인터페이스에서는 비행편과 화약에 인가되는 압력과 입자 속도가 연속적이므로 식 (7)과 (8)로부터 아래 식의 관계가 성립한다.

$$\rho_{0e} (C_{0e} + S_e U_p) U_p = \rho_{0f} \{ C_{0f} + S_f (V_f - U_{pf}) \} (V_f - U_{pf}) \quad (9)$$

Table 1. LEEFI Constant Values

Constants	Values
C_f	0.93E-5 cm/s
S_f	1.64
C_e	2.2E-5 cm/s
S_e	1.45
ρ_e (HNS-IV)	1.6 g/cc

이에 따라, 최종적으로 비행편이 화약을 타격하는 압력 펄스의 유지 시간 t_p 는 비행편의 두께 d_m 을 포함하는 식 (10)으로 정의되며, 널리 사용되고 있는 착화 임계조건 식 (11)을 활용하여 점화 성공 여부를 판단할 수 있다.

$$t_p = \frac{2d_m}{U_{sf}} = \frac{2d_m}{(C_f + S_f(V_f - U_p))} \quad (10)$$

$$P_e^x t_p \geq \text{constant} \quad (11)$$

식 (10), (11)에 Table 1의 값들을 활용하여 정리하면 식 (12) 같이 한계상태방정식이 정의된다.

$$P_e^x t_p \geq 2.25 [GPa^{2.36} \mu s] \quad (12)$$

변수 중 점화 전류와 비행편 속도의 경우 해석이 복잡하고 많은 시간이 소요되기 때문에 민감도 해석을 적용하여 영향을 크게 미치는 변수를 선별한 후 반응표면을 이용하여 성능 모델을 근사하였다.

Figure 9는 민감도 분석 결과를 나타내며 민감도가 큰 4개의 변수(전압(Voltage), 비행편 길이(Flyer length), 비행편 폭(Flyer width), 비행편 두께(Flyer thick))를 이용하여 반응표면을 구축하였다. 반응표면 구축 시 2차 다항식으로 근사하였다[7].

$$Z_1 = \beta_0^1 + \sum \beta_i^1 X_i + \sum \sum \beta_{i,j}^1 X_i X_j + \sum \beta_{i,j}^1 X_i^2 \quad (13)$$

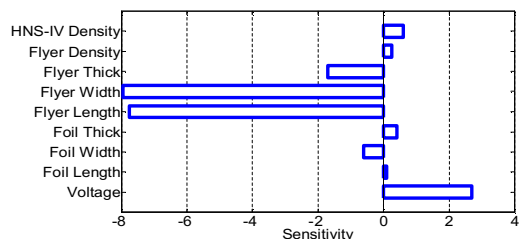


Fig. 9. Result of Sensitivity Analysis

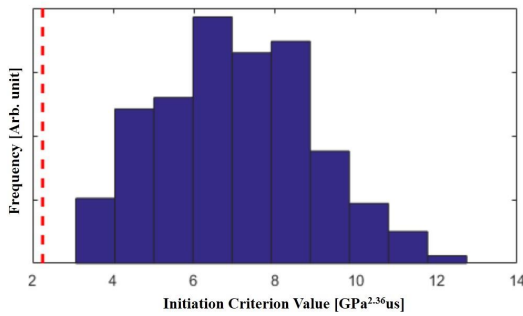


Fig. 10. Histogram of Initial Criterion Value

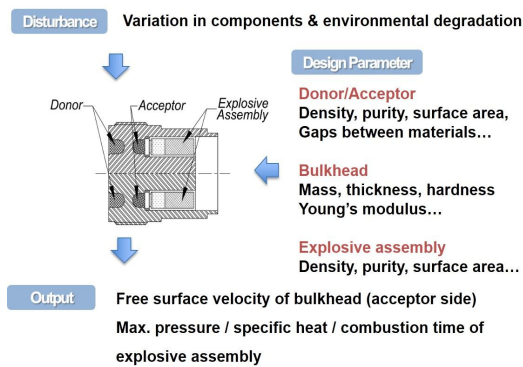


Fig. 11. Design & Output Parameter of TBI

반응표면을 구축하고, 몬테칼로 시뮬레이션 기법을 적용하여 고전압 착화기의 신뢰도 예측을 수행하였다. 각각의 입력변수는 정규분포로 가정하였으며, 100,000의 반복 계산을 통해 신뢰도를 예측하였다. 신뢰도 예측 시 Fig. 10과 같은 결과를 얻을 수 있으며, 이 때, 신뢰도 값은 0.99993으로 항공우주분야에서 요구하는 0.999 이상의 신뢰도를 나타낸다.

2.3.3 격벽착화기 (TBI)

격벽착화기는 격벽을 중심으로 충격파를 발생시키는 여폭약과 격벽을 통해 전달된 충격파를 흡수하여 기폭되는 수폭약, 그리고 수폭약으로부터 점화 열을 받아 연소되면서 추진기관을 점화시키는 점화부가 주요 구성품이다. 각 부품 별 설계 인자 및 응답 특성은 Fig. 11과 같으며 격벽의 수폭약 면에서 측정되는 ‘자유표면속도(Free Surface Velocity)’와 점화화약 연소 시 발생하는 ‘압력(Maximum Pressure)’, ‘비열(Specific Heat)’, ‘연소시간(Combustion Time)’ 등이 주요 응답 특성이다.

격벽착화기도 앞선 고전압 착화기와 같이 몇몇 연구자들에 의한 성능 모델식이 알려져 있다. 대

표적으로 장승교 등은 격벽을 통해 전달되는 충격파에 대한 연구를 통해 격벽의 두께 x 에 따른 충격압력 P 를 실험식 (14)로 표현하고 작동신뢰도를 예측하였다[9].

$$P = \frac{1}{2} \rho_0 \left(C + \frac{1}{2} S U_{fs} \right) U_{fs} \quad (14)$$

식 (14)에서 ρ_0 는 격벽의 밀도, C 와 S 는 Hugoniot 상수이며, U_{fs} 는 연구에 활용된 VISAR 간섭계로 측정된 수폭약 면에서의 자유표면속도를 나타낸다[10,11].

식 (14)에서 J.A Sanchidrian에 따르면 충격압력과 두께의 관계는 식 (15)와 같은 형태로 표현될 수 있으며, 이를 활용하여 자유표면속도를 격벽 두께의 함수로써 식 (16)과 같이 정의할 수 있다[12,13].

$$P = k \times \exp(-a \times thickness) \quad (15)$$

$$U_{fs} = A \exp(-B \times thickness) \quad (16)$$

본 연구대상 격벽착화기 시스템의 격벽 두께에 따른 자유표면속도 측정 결과는 Fig. 12와 같으며, 측정값을 이용하면 식 (16)을 식 (17)과 같이 표현할 수 있다.

$$U_{fs} = 1.4355 \times \exp(-0.3753 \times thickness) \quad (17)$$

식 (17)을 통해 자유표면속도가 결정되면 식 (18)의 성능 모델링에 대입하여 신뢰도를 예측한다.

$$P = \frac{1}{2} \rho_0 \left(C + \frac{1}{2} S U_{fs} \right) U_{fs} \geq 4.9 \text{ GPa} \quad (18)$$

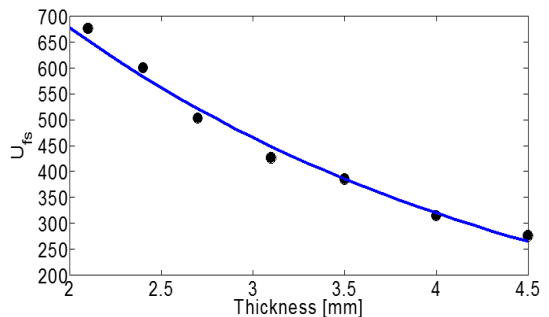


Fig. 12. Free-Surface Velocity following Thickness[13]

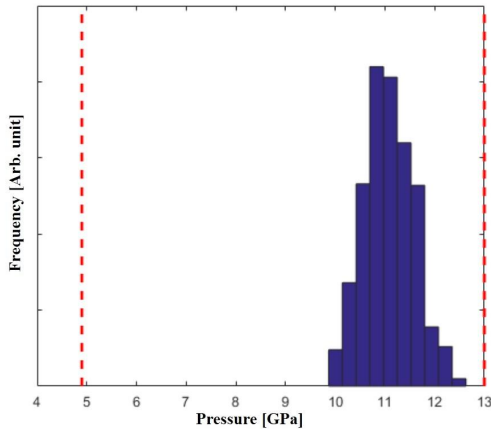


Fig. 13. Histogram of Pressure (dotted line are functional criterion)

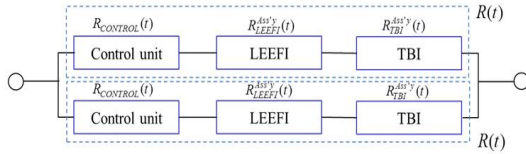


Fig. 14. EAFD System Topology

입력변수와 한계상태방정식이 정의되면 앞선 두 부품과 동일하게 몬테칼로 시뮬레이션을 적용하여 신뢰도 예측을 수행한다. 각각의 입력변수는 정규분포로 가정하고, 100,000번의 반복 계산을 수행하여 Fig. 13과 같은 결과를 얻을 수 있다. 이 때 신뢰도는 0.99991로 앞선 두 부품과 동일하게 0.999 이상의 신뢰도를 만족하는 것을 확인할 수 있다.

2.3.4 전자식 점화안전장치 신뢰도 예측

각 부품별 신뢰도 예측이 완료되면 전자식 점화안전장치 전체의 신뢰도 예측을 수행할 수 있다. 본 연구에서 대상으로 하는 점화안전장치는 Fig. 14와 같이 2중 병렬구조로 설계되어 있다. 따라서 점화안전장치의 설계신뢰도는 식 (19)와 같이 정의할 수 있다.

$$R_{ISD}(t) = 2R_C(t) \times R_L(t) \times R_T(t) - \{R_C(t) \times R_L(t) \times R_T(t)\}^2 \quad (19)$$

식 (19)에 앞서 계산된 결과 값을 대입하여 점화안전장치의 신뢰도를 계산하면 0.99999로 0.999 이상의 신뢰도를 나타내는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

전자식 점화안전장치는 유도탄용 추진기관의 우발 점화를 방지하고 안전하게 점화시키기 위해 사용하는 장치로 추진기관이 정상적인 발사조건에서 안전하고 신속하게 발사될 수 있도록 하는 장치이다. 본 연구에서는 점화안전장치에 대해서 부품 단위 및 시스템 단위의 신뢰도 예측을 수행하였다.

이를 위해 점화안전장치를 크게 3가지 부품(점화회로, 고전압 기폭관, 격벽착화기)으로 분류하여 시스템 분석을 수행하였다. 각 부품에 대해 설계 변수를 정의하고 응답 특성을 선정하였으며, 각 설계 변수에 대해서 민감도 분석을 수행하여 주요 인자를 선별하였다. 선별된 변수를 기반으로 부품의 성능 모델링을 수행하였고, 성능 모델의 해석이 복잡한 경우 반응표면모델 등의 수학적 모델을 이용하여 한계상태방정식을 정의하였다. 마지막으로, 정의된 한계상태방정식과 몬테칼로 시뮬레이션을 사용하여 각 부품의 신뢰도를 예측하였다. 이 때, 100,000회 반복계산을 수행하였다.

부품별 신뢰도 예측을 수행한 결과 점화회로의 신뢰도가 0.99997, 고전압 기폭관이 0.99993, 격벽착화기가 0.99991인 것을 확인하였다.

또한, 전자식 점화안전장치 전체 시스템의 설계 신뢰도를 식 (19)를 이용하여 예측하였으며, 이 때 신뢰도는 약 0.99999로 일반 항공우주분야에서 요구하는 신뢰도인 0.999를 만족하는 것을 확인하였다.

향후 연구에서는 사용된 근사모델 또는 성능 모델링의 정확도를 확인하고, 실험을 통해 성능 모델의 보정·교정을 수행하여 예측된 신뢰도의 보증(Verification) 및 검증(Validation) 과정을 수행할 예정이다.

References

- 1) Army, U. S. TACOM-ARDEC, "Munition Rocket and Missile Motor Ignition System Design and Safety Criteria", MIL-STD-1901A, 2002.
- 2) "Criteria for Explosive Systems and Devices on Space and Launch Vehicles," AIAA S-113-2005 Standard, American Institute of Aeronautical and Astronautics, Reston, VA, p. 18, 2005.

- 3) H. N. Lee and S. Jang, "Reliability Evaluation of a Pin Puller via Monte Carlo Simulation," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 4, 2015, pp. 112~121.
- 4) Kim, K., Kim. K. H., Jang, S. G., "Prediction of Insensitive Explosive Charge Detonation by Flyer Impact in Exploding Foil Initiator", 2016 KSPE Fall Conference, 2016, pp. 472~475.
- 5) L. Nappert, "An Exploding Foil Initiator System," *Defense Research and Development*, 1996.
- 6) S. C. Schmidt, W. L. Seitz and J. Wackerle, "An Empirical Model to Compute the Velocity Histories of Flyers Driven by Electrically Exploding Foils," *Report LA-6809, Los Alamos National Laboratory*, 1977.
- 7) Back, S. J., Lee, M. W., Son, Y. K., Jang, S. G., "Study of design reliability for LEEFI detonator based on M&S", KSAS 2016 Spring conference, 2016, pp.225~226.
- 8) P. L. Stanton "The Accerlation of Flyer Plates by Electrically Exploded Foils," *Report SAND-75-0221, Sandia Laboratories*, 1975.
- 9) Jang, S. G., Back, S. H., "Studies of Through Bulkhead initiation Module using VISAR," *Journal of KSPE*, Vol.14, No.4, 2010, pp. 932~940.
- 10) Q.-C. Chen, Q.-B. Fu, L. Chen and Z.-F. Han, "Parametric Influences on the Sensitivity of Exploding Foil Initiators," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 39, No. 4, 2014, pp. 558~562.
- 11) M. Y. Yilmaz, "Design and Analysis of a High Voltage Exploding Foil Initiator for Missile System," *University of Middle East Technical*, 2013.
- 12) Pyrotechnic System Specification, *MSFC Technical Standards (MSFC-SPEC-3635)*, NASA.
- 13) J. A. Sanchidrian, "Analytical and Numerical Study of the Shock Pressure in the Gap Test," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 18, No. 6, 1993, pp. 325~331.