

## 결함위치추정 기법을 이용한 공대지 항공무장의 오류 요인 분석

### The Factor Localization for Air-to-Ground Weapon Delivery Error Using Fault Localization

김재환\*      최경희\*      정기현\*  
Jae-Hwan Kim      Kyung-Hee Choi      Gi-hyun Chung

#### Abstract

In this paper, we suggest a localization method of factors affecting the accuracy of Air-to-Ground weapon delivery. The proposed method, called FBEL(Factor-Based Error Localization), is based on the fault localization technique widely utilized in the realm of software engineering field. FBEL localizes the major factors affecting the performance of weapon delivery. To analyze the effectiveness and the applicability of FBEL, we applied FBEL to real firing data and got the major factors caused the errors. We expect that the method could contribute to improve the quality of weapon delivery system. We also expect that it may aid improvement of pilot capability greatly, if it is applied to pilot firing training.

Keywords : Testing-Based Fault Localization(테스팅 기반 결함 위치 추정), Factor-Based Error Localization(요소 기반 오류 위치 추정), Continuously Computed Impact Point(CCIP : 연속탄착점계산), Air to Ground Weapon(공대지 무장)

#### 1. 서론

현대의 무기체계는 성능 향상에 따라 첨단화, 정밀화되고 있으며, S/W의 복잡도가 증가하고 있다. 무기체계 S/W의 복잡도 증가에 따라 S/W의 결함 가능성이 증대되고 있으며 이는 무기체계 오류의 원인이 되어, 결함이 있는 경우 치명적인 결과를 초래한다. 이

에 따라 최근 테스트의 중요성이 더욱 증대되었고, 연구결과에 따르면 무기체계 시스템의 테스트 비용이 전체 개발비용의 15~21%를 차지한다고 보고<sup>[1]</sup> 하였으며 그 비용은 더욱 증가하는 추세에 있다. S/W Engineering 분야에서는 증가하고 있는 테스트 비용을 줄이기 위한 많은 연구가 진행 중에 있으며, 시험평가 여건상 시간과 비용이 제한되는 경우가 많아 결함 요인 분석을 위한 효율적인 방법이 요구되고 있다<sup>[2]</sup>. 이에 본 논문에서는 가장 효율적으로 S/W의 결함을 찾아내는 방법으로 널리 사용되는 Testing-Based Fault Localization 기법<sup>[3]</sup>을 무기체계의 오류를 찾아내는

† 2010년 4월 16일 접수~2010년 7월 12일 게재승인

\* 아주대학교(Ajou University)

책임저자 : 김재환(kimch092@yahoo.co.kr)

Factor Localization 기법에 활용하는 방안을 제안한다.

본 논문을 통하여 무기체계 개발 측면에서는 공대지 무기체계 발사체 시험평가에 과학적 오류분석 방법론으로 활용할 수 있다. 향후 무기체계 개발 중 발사체 결함 또는 오류 요소를 추정하는 도구로 활용할 수 있으며, 이를 통하여 시험평가 기간 및 비용을 줄일 수 있고, 무기체계 임베디드 S/W의 품질 향상에 기여할 수 있다. 또한 제안한 방안을 조종사 사격훈련에 활용하면, 사격 후 오류 분석 도구로 활용이 가능하하다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 관련연구로 Testing-Based Fault Localization 기법, 공대지 항공 무기체계 시험평가 방법, 사격시 오류를 발생시키는 요소(Factor) 대하여 알아본다. 3장에서는 오류 분석을 위한 Factor-Based Error Localization(FBEL) 기법을 제안하였으며, 4장에서는 제안한 FBEL 기법을 실제 사격 결과에 적용하여 보았다. 마지막으로 5장에서는 결론 및 향후 연구 방향을 제시한다.

## 2. 관련 연구

### 가. Testing-Based Fault Localization 기법

무기체계 S/W 개발에 있어서 결함을 추적하고 수정하는 작업은 매우 복잡하고 비용과 시간이 많이 소요된다<sup>[4]</sup>. 오류 수정비용이 초기 설계단계에 비해 시스템 통합 단계에서는 50배 이상 소요되어 개발 초기에 결함 발견이 중요시 되고 있으며<sup>[5]</sup>, 무기체계 결함 수정 비용이 최초 계획 대비 10~30% 추가되고 있다<sup>[6]</sup>. 이렇듯 S/W 테스트의 중요성이 인식되어 결함의 위치를 효율적으로 찾아내는 여러 가지 연구가 진행 중에 있다. 그러한 여러 가지 결함을 추정하는 방법 중에 가장 효율적인 방법이 Localization 기법이다<sup>[4]</sup>. 다음은 기존 연구된 여러 가지 SW Testing-Based Fault Localization 기법에 대하여 알아본다.

#### 1) Tarantula 기법

Tarantula 기법<sup>[4,7]</sup>은 전체 실행회수에서 성공한 회수와 실패한 회수의 관계로 정의되며 수식 (1)과 같이 표현된다.

$$\text{suspiciousness } T(s) = \frac{\%failed(s)}{\%passed(s) + \%failed(s)} \quad (1)$$

수식 (1)에서 %passed(s)의 의미는 ‘s를 (실행하여 passed 한 회수)를 (passed 한 전체 개수)로 나눈 값’이 된다. 또한 %failed(s)는 ‘s를 (실행하여 failed한 회수)에 대하여 (failed 한 전체 개수)로 나눈 값’이다.

#### 2) Statistical Bug Isolation(SBI) 기법

SBI 기법<sup>[8]</sup>은 테스트 케이스의 해당 라인이나 블록에서 전체 실행된 회수 대비 성공한 회수와 실패한 회수로 정의되며 수식 (2)와 같이 표현된다.

$$\text{suspiciousness } S(s) = \frac{\text{failed}(s)}{\text{passed}(s) + \text{failed}(s)} \quad (2)$$

수식 (2)에서 failed(s)의 의미는 ‘s를 실행하여 failed한 회수’를 나타낸다. 또한 분모 ‘passed(s) + failed(s)’는 해당되는 테스트 케이스의 전체 개수를 의미한다.

#### 3) Jaccard 기법

Jaccard 기법<sup>[9]</sup>은 Jaccard Similarity Coefficient<sup>[10]</sup>의 샘플들 간의 통계학적 유사성을 근거로 정의되며 수식 (3)과 같이 표현된다.

$$\text{suspiciousness } J(S_j) = \frac{a11(j)}{a11(j) + a01(j) + a10(j)} \quad (3)$$

수식 (3)에서 분자 a11(j)의 의미는 ‘블록 j가 실행되었고 그 결과가 failed 한 개수’를 나타낸다. 분모에서 a01(j)는 ‘블록 j가 실행되지는 않았지만 결과는 failed한 개수’를 의미하며, a10(j)는 ‘블록 j가 실행되고 결과는 passed 한 개수’를 나타낸다.

#### 4) Ochiai 기법

Ochiai 기법<sup>[9]</sup>은 Jaccard 기법의 다른 변형된 형태로 수식 (4)와 같이 표현된다.

$$\text{suspiciousness } O(s) = \frac{\text{failed}(s)}{\text{sqrt}(\text{totalfailed} * (\text{failed}(s) + \text{passed}(s)))} \quad (4)$$

수식 (4)에서 failed(s)와 passed(s)는 SBI 기법과 동일한 의미를 나타내며, 변수인 totalfailed는 해당 블록에서 실행된 전체 failed한 개수를 나타낸다.

나. 공대지 항공무장 시험평가

국내·외 시험평가 관련 연구는 시험평가 절차 및 획득에 관한 연구<sup>[11]</sup>나 시험평가를 하고자 하는 발사체의 정확도에 관한 연구<sup>[12,12,13]</sup>등 다각도로 진행되고 있다. 그러나 무장투하 시험평가 오류에 미치는 요소에 대한 결함 분석 연구는 다소 미흡한 실정이다. 또한 군에서 이루어지는 이전 연구들은 시험평가 일반사항에 관한 연구가 대부분이었으며, 무장투하 정확도를 다루더라도 단일 제원에 대한 투하발수 선정방안과 요구도 검증을 제시하였으나, 실제 시험평가 과정에서 오류 부분을 추출하는 연구는 미진하다.

일반적으로 무장투하 정확도 시험은 대상 무장이 결정되면 무장 분리계수 측정 시험(Ballistic Separation Effect)과 무장 정확도 시험(Weapon Delivery Accuracy)로 이루어진다. 무장 분리계수 측정 시험을 통해 무장 분리계수를 위한 데이터를 획득하여 항공전자 OFP(Operational Flight Program)에 반영하고, 이를 검증하기 위해 투하 안전성 검증 및 투하 정확도 시험등으로 이루어진다<sup>[14]</sup>.

본 연구에서는 투하 안전성 검증을 제외하고 무장 투하 시험에서 투하시 발생 가능한 오류 요소에 대한 연구로 한정한다.

다. 공대지 항공무장 시험평가 오류 발생 요소

공대지 항공무장 시험평가 오류 발생 요소에는 항공기에 무장을 장착시 발생하는 오류나 무장 분리에 발생하는 오류등 항공기 시스템에 의한 오류가 있지만 본 연구에서는 사격시 비행환경에서 발생 가능한 요소로 한정하였다. 사격시 발생할 수 있는 오류는 ①발사고도(Altitude), ②발사속도(Air Speed), ③강하각(Angle), ④조준점(Aim Point), ⑤바람의 영향등 Fig. 1과 같다.

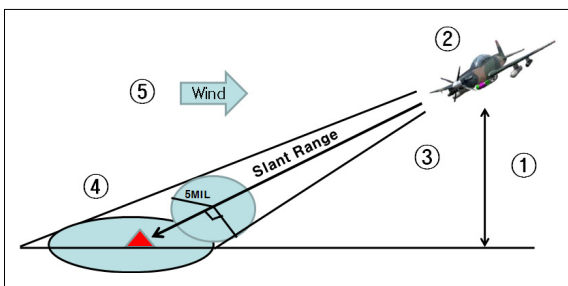


Fig. 1. 사격 오류 발생 요소

Fig. 1의 오류 가능 요소 세부설명은 다음과 같다.

- ①발사고도는 투하하고자 하는 고도를 의미하며 계산된 고도보다 높은 고도에서 투하하게 되면 조준점이 먼저 표적에 도달하게 됨으로써 탄착점은 과녁에 미치지 못하게 된다. 반대로 사격 고도가 낮게 되면 탄착점은 과녁을 지나치게 된다.
- ②발사속도 오류는 원하는 속도보다 많을 경우 탄착점이 과녁을 지나치고 적을 경우는 못 미치게 된다.
- ③강하각 오류는 원하는 강하각보다 많을 경우 탄착점이 지나치고 적을 경우는 못 미치게 된다.
- ④조준점은 조종사가 사격 투하시 표적에 부적절하게 조준하였을 때 발생한다.
- ⑤바람의 영향은 사격에 미치는 측풍성분으로 탄착점은 풍하쪽으로 형성된다.

항공무장의 비행시험에서는 사격 조준점 각도 단위로 MIL(Milliradian)을 사용한다<sup>[13]</sup>. 1MIL은 1,000ft 거리에서 지름이 1ft인 원(Circle)의 크기를 나타내며, 1도는 대략 17.78MIL과 같다. Fig. 1에서 Slant Range는 사격시 항공기와 목표물과의 거리를 의미하며, MIL은 원형이지만 지상면에 투하되면 입사각이 형성되어 타원형이 된다. MIL의 실제크기는 Slant Range에 따라 상이하하며, 강하각이 낮고 Slant Range가 멀수록 타원형의 Pattern은 커지게 된다. MIL은 공대지 무기체계 개발시 정밀도를 위한 군의 요구도에 활용된다. 또한 MIL은 사격제원 산출시 활용되며, CCIP(Continuously Computed Impact Point, 연속탄착점계산)<sup>[15]</sup> 사격방식에서는 자동 계산되지만 Manual 사격시에는 조종사가 직접 Setting 한다. 최근에 개발되는 항공기는 항공전자 시스템 컴퓨터(ASC : Avionics System Computer)에서 항공기 고도, 속도, 자세 정보와 대기 정보, 컴퓨터에 내장된 탄두자료, 조종사가 입력한 목표물 고도를 이용하여 탄의 궤적을 계산하여 탄의 지상 도달점을 연속적으로 조준기에 시험한다<sup>[15]</sup>.

3. Factor-Based Error Localization 기법

가. FBEL

무기체계의 오류를 찾아내는 FBEL 방법은 다음과 같은 구조를 갖는다.

적용하는 FBEL table은 행과 열로 구성된다. 행은 Fault Localization 기법에서는 Statement를 의미하지만 제안하는 Error Localization 기법에서는 사격시 오류 발생 가능한 요소(Factor)이다. 즉, 본 연구에서는 2장

에서 제시한 발사고도, 발사속도, 강하각, 조준점, 바람등을 나타낸다. 또한 열은 Fault Localization 기법과 동일하게 테스트 케이스를 의미하며 조종사가 실시한 각 사격 자료이다. 마지막 행은 사격 결과가 원하는 기준치(군 요구도)에 합격하였을 경우 Pass가 되고 그렇지 않으면 Fail이 된다. 각 cell에는 테스트 케이스인 사격 자료에 대하여 각 요소(Factor)가 오류를 유발할 수 있는 경우에 적용(실행)된 것으로 간주한다. 각 요소(Factor) 별 계산방법은 다음 절에 기술한다. 그리고 순위 계산 방법은 2장에서 설명한 Fault localization 기법의 Tarantula, SBI, Jaccard, Ochiai 기법을 적용하였다.

나. 주 요소(Factor)의 계산

1) 군 요구 탄착점 적용

군은 신규 무기체계의 성능을 위해서 개발 무기체계의 투하고도/투하방법을 제시하고 탄착점이 ○MIL 이내에 형성되어야 하는 것을 개발자에게 요구한다<sup>[13]</sup>. 본 연구에서는 FBEL 기법을 적용하기 위하여 군에서 요구하는 ○MIL과 Slant Range 및 탄착점과의 관계를 활용하였다.

무장투하정확도를 나타내는 탄착점 분석 척도로는 REP(Range Error Probable)과 DEP(Deflection Error Probable) 등이 사용된다. 군에서 요구하는 탄착점은 수식 (5)에서 구할 수 있다<sup>[15]</sup>.

$$\text{군 요구 탄착점(ft)} = \frac{\text{군 요구 } \text{○MIL} * \text{Slant Range}}{1,000\text{ft}} \quad (5)$$

수식 (5)에서 Slant Range는 사격하고자 하는 고도 및 거리, 속도에 따라 사격 제원표에서 제공한다. 군에서 요구한 ○MIL은 Fig. 1과 같이 지름이 2배인 원형의 CONE 형태가 되며 지면에 투사되면 타원형으로 형성되어 종축(DEP)과 횡축(REP)의 값이 다르게 된다. 종축의 값은 횡축의 값에 Sin(강하각)를 나누어 구할 수 있다. 수식의 결과 종축과 횡축의 값은 목표물 중앙점인 BE(Bull's eye)로부터 벗어난 정도를 나타내며, 이 값의 범위 이내에 탄착점이 형성되면 개발 무기체계의 군 요구는 충족됨을 의미한다. 본 연구에서는 탄착점이 수식 (5)에서 도출한 군 요구 탄착점을 벗어난 경우에 오류(Error) 가능 요인으로 분류하여 Pass/Fail의 판단요소로 활용하였다.

2) 오류 발생 요소별 적용

제2장에서 제시한 시험평가 오류발생 요소에 대하여 FBEL 기법에 적용하기 위한 방법을 제시한다. 무기체계의 개발을 위해서는 시험하고자 하는 무기체계에 대한 사격 제원표를 작성한다. 사격 제원표는 각 고도, 속도, 강하각에 대한 MIL, Slant Range의 이론상 계산된 값이며, 시험평가가 완료된 후에 이 계산된 표는 T.O-34로 조종사에게 제공된다. 각 요소별 분석에는 계산된 사격 제원표를 활용하였다.

각 오류 발생 가능 요소를 계산하기 위하여 요소 변화에 대한 평균 MIL의 변화 값을 활용하였는데 이유는 각 요소의 변화에 대한 평균 MIL 값이 되어야 요소 변화 값도 객관적인 평균치가 되기 때문이다. 사격 고도 요소를 예를 들면, 사격 고도는 사격할 때마다 계속 변하기 때문에 평균 MIL 값을 사용한 것이다.

가) 고도 요소(Å) 적용

사격 고도 요소에 대한 적용을 위해서는 사격 강하각과 사격 속도를 일정하게 하였을 경우 계산이 가능하다. 그 이유는 원하는 값이 고도이기 때문에 강하각과 사격 속도를 고정요소로 하고 사격 고도와 MIL 값을 가변 요소로 하여 MIL의 변화에 대한 고도 요소의 변화 값을 측정 수 있기 때문이다. 그리하여, 군 요구 MIL 값에 대한 고도 값이 계산되며 그 고도 값 범위 밖에서의 사격은 사격 고도 요소가 사격 오류에 영향을 미칠 수 있으며 사격 오류 가능 요소가 된다.

고도 요소 적용을 위해서 사격 제원표에서 사격 고도 ±500ft에서의 MIL을 활용하였다. 500ft 간격을 활용한 이유는 통상 사격 제원표는 500ft 고도 단위로 제원을 제공하기 때문이다.

$$\begin{aligned} A &= (\text{사격고도} + 500\text{ft}) \text{ MIL} - \text{사격고도 MIL} \\ B &= \text{사격고도 MIL} - (\text{사격고도} - 500\text{ft}) \text{ MIL} \\ X \text{ MIL} &= \frac{A + B}{2} \end{aligned} \quad (6-1)$$

수식 (6-1)은 ±500ft에서의 평균 MIL을 계산한 것이다. 계산된 평균 MIL을 활용하여 고도 변화를 계산하는 식은 다음과 같다.

$$X \text{ MIL} : 500\text{ft} = \text{군 요구 MIL} : X \text{ 고도(변화고도)} \quad (6-2)$$

수식 (6-2)는 500ft 고도 변화 값에 대한 평균 MIL 값에 대하여 군 요구 MIL에 해당하는 고도 변화를 계산할 수 있다. 식 (6-2)을 일반화 하면 다음과 같은 식이 도출된다.

$$\text{고도 요소}(\Delta \text{ ft}) = \frac{500\text{ft} * \text{군 요구 MIL}}{X \text{ MIL}} \quad (6-3)$$

예를 들어, 사격 강하각 30°와 사격속도 240kts로 일정하게 하면 평균 MIL은 2MIL이 나온다. 즉 사격고도에서 500ft의 고도 변화는 2MIL의 차이를 나타낸다. 군에서 요구하는 MIL이상의 차이가 있다면 군에서 요구하는 제한치를 벗어난 것을 의미한다. 그러므로 군에서 요구하는 MIL이 어느 정도의 고도 변화를 나타내는가를 계산하면 된다. 수식 (6-1)에서 평균 MIL을 계산하고 도출된 MIL을 고도 요소 계산을 위한 일반화된 수식 (6-3)에 적용하면 고도 요소 Δ에 대한 값을 계산할 수 있다. 사격시 계산된 고도요소 Δ의 값이 각 사격 고도에 대하여 벗어났을 경우 오류 가능 요인으로 간주한다.

나) 속도 요소(S) 적용

사격 속도 요소에 대한 적용을 위해서는 사격 고도와 강하각을 일정하게 하였을 경우 계산이 가능하다. 이러한 방법은 고도 요소 분석 방법과 유사하며, 원하는 값이 속도이기 때문에 사격 고도와 강하각을 고정 요소로 하고 사격 속도와 MIL 값을 가변 요소로 하여 MIL의 변화에 대한 속도 요소의 변화 값을 측정할 수 있다.

$$\begin{aligned} A &= (\text{사격속도} - 20\text{kts}) \text{ MIL} - \text{사격속도 MIL} \\ B &= \text{사격속도 MIL} - (\text{사격속도} + 20\text{kts}) \text{ MIL} \\ X \text{ MIL} &= \frac{A + B}{2} \end{aligned} \quad (7-1)$$

속도 요소 적용을 위해서 사격 제원표에서 사격 속도 ±20kts에서의 평균 MIL을 활용하였다.

$$X \text{ MIL} : 20\text{kts} = \text{군 요구 MIL} : X \text{ 속도(변화속도)} \quad (7-2)$$

식 (7-2)를 X 속도(변화속도)를 기준으로 일반화 하면

$$\text{속도 요소}(S \text{ kts}) = \frac{20\text{kts} * \text{군 요구 MIL}}{X \text{ MIL}} \quad (7-3)$$

수식 (7-1)에서 평균 MIL을 계산하고 도출된 MIL을 수식 (7-3)에 적용하면 속도 요소 S에 대한 값을 계산할 수 있다. 사격 제원에 대하여 계산된 속도값이 벗어났을 경우 해당 사격의 속도 요소는 오류 가능 요인으로 적용된다.

다) 강하각 요소(D) 적용

사격 강하각 요소에 대한 적용을 위해서는 사격 고도와 사격 속도를 일정하게 하였을 경우 계산이 가능하다.

$$\begin{aligned} A &= (\text{강하각} - 5^\circ) \text{ MIL} - \text{강하각 MIL} \\ B &= \text{강하각 MIL} - (\text{강하각} + 5^\circ) \text{ MIL} \\ X \text{ MIL} &= \frac{A + B}{2} \end{aligned} \quad (8-1)$$

평균 강하각 변화를 활용하여 다음과 같은 수식을 구할 수 있다.

$$X \text{ MIL} : 5^\circ = \text{군 요구 MIL} : X \text{ 강하각(변화 강하각)} \quad (8-2)$$

수식 (8-2)를 일반화 하면 다음과 같은 식이 도출된다.

$$\text{강하각 요소}(D^\circ) = \frac{5^\circ * \text{군 요구 MIL}}{X \text{ MIL}} \quad (8-3)$$

강하각 요소 적용을 위해서 사격 제원표에서 사격 강하각 ±5°에서의 MIL을 활용하였다. 이는 사격 제원표에서 5° 강하각 단위로 제원을 제공하기 때문이다. 수식 (8-1)에서 평균 MIL을 계산하고 도출된 MIL을 수식 (8-3)에 적용하면 고도 요소 D에 대한 값을 계산할 수 있다.

라) 조준점 요소(P) 적용

사격 조준점 요소에 대한 적용을 위해서는 수식 (5)에서 설명한 군 요구 탄착점 계산을 적용할 수 있다. 조종사는 사격시 여러 가지 이유에서 사격 조준점을 BE(Bull's Eye)에 놓지 못하는 경우가 발생한다. 조종

사의 기량 차이나 제원을 유지하기 위한 조작등이 이에 해당되며, 사격 탄착점 오류를 발생 시키는 요인으로 작용할 수 있다. 조준점 요소 P는 이러한 조종사의 요소가 사격 탄착점 오류에 영향을 미쳤는가를 분석하는 것으로, 조종사가 군 요구 탄착점 이내에 위치를 하지 못하면 조준점을 오류 가능 요인으로 간주한다.

마) 바람 요소(W) 적용

바람 요소에 대한 적용을 위해서는 사격 제원표의 사격고도, 사격속도, 사격 강하각에 대한 Cross Wind Vector를 활용한다. 사격시에는 사격 시간대 및 사격 고도에 따라서 바람이 변한다. 사격 고도의 바람은 사격 항공기가 직접 획득할 수 있으며, 공군의 기상대에서도 자체 측정된 자료를 제공한다. 바람 요소는 사격 방향에 따라 정풍 또는 배풍성분과 우측 또는 좌측성분으로 세분화가 가능하며 각 성분은 사격 MIL과 사격 탄두의 비행에 영향을 미친다. CCIP가 내장된 항공기는 이러한 바람의 영향을 계산하여 조종사에게 조준점을 제공한다. 사격 제원표에서는 1ks당 Cross Wind의 가중치를 제공한다.

$$X = 1kts \text{ 당 측정성분}(ft/kts)$$

$$1kts : \text{측정성분}(ft/kts) = W \text{ kts} : \text{군 요구 탄착점 } ft \tag{9-1}$$

수식 (9-1)을 일반화 하면 다음과 같다.

$$\text{바람 요소}(W \text{ kts}) = \frac{\text{군 요구 탄착점 } ft}{X \text{ ft/kts}} \tag{9-2}$$

바람의 영향을 수식 (9-2)에 적용하여 계산된 바람 요소 W값이 군 요구 탄착점을 벗어나면 바람 요소를 오류 발생 가능한 요인으로 간주하여 Fail을 적용한다.

4. 실험 및 성능분석

가. 실사격 결과에 대한 FBEL 기법 적용

제안한 기법은 다양한 재래식 무장(MK-82/83/84, BDU-33/48, MK-40/106등)에 적용 가능하며, 제안한 FBEL 기법을 실제 개발되는 공대지 발사체 무기체계에 적용하는 것이 최적이거나 자료의 제한으로 기존 공군에서 운영중인 KA-1 항공기의 실사격 자료에 적용

Table 1. 실사격 결과 분석

조종사	사격실시	HUD 분석				바람 (풍향/풍속)	탄착점	
		고도(ft)	속도(kt)	강하각(°)	조준점		방향(시)	거리(ft)
A	1	3290	246	31	6/100	320/10	2	130
	2	3140	251	33	8/50	320/10	12	40
	3	3400	243	33	8/50	320/10	12	120
B	1	3200	245	32	6/30	320/10	12	30
	2	3270	244	33	5/30	320/10	12	110
	3	3340	242	30	5/10	320/10	3	20
C	1	3320	239	29	9/30	320/10	9	30
	2	3380	237	27	BE	320/10	3	40
	3	3400	243	31	7/100	320/10	10	90
D	1	2900	255	28	4/50	295/27	5	153
	2	3040	253	31	6/50	295/27	10	117
	3	3100	252	31	4/50	295/27	10	116
E	1	2900	258	30	5/50	295/27	9	146
	2	2700	260	27	4/100	295/27	7	78
	3	2900	250	28	4/100	295/27	11	93

하였다. 이를 통하여 시험 발사시 FBEL 적용 방법을 알아보고 조종사 훈련시 사격 결과에 대한 오류 분석 방법을 알아본다.

KA-1 항공기는 CCIP 기능을 갖춘 국내 기술로 개발한 항공기이며, 무장은 MK-40 2.75 inch Rocket 14발을 장착 가능하다<sup>[6]</sup>.

실사격 자료는 5명의 조종사가 실시한 각 3회의 사격에 대하여 각 사격 회수별 사격고도, 사격속도, 강하각, 조준점 등에 대한 HUD(Head Up Display) 분석을 통하여 얻었으며 결과는 Table 1과 같다. HUD 자료는 사격 Firing 순간의 비행 상태를 그대로 확인할 수 있고, 사격 순간의 제원을 객관적으로 얻을 수 있다. 그러므로 조종사가 달라도 HUD 분석을 통한 사격 자료는 객관적인 자료로 활용 할 수 있다. 또한 사격 당시 바람 요소는 사격 항공기로부터 구하였고, 사격 탄착점 결과는 사격장의 점수(Score)를 사용하였다. 바람의 영향을 알아보기 위하여 사격 일시 및 시간대가 다른 자료를 얻었는데, 동일 시간에 비행한 A와 B와 C조종사 그룹과 다른 동일한 시간대에 비행한 D와 E조종사 그룹으로 나누어 바람이 상이한 자료를 얻었다. 즉 A,B,C 그룹은 바람이 적은 상태였고, D와 E 그룹은 측풍이 많은 상태에서 비행한 자료를 얻었다. 사격 제원은 3,000ft 고도에서 30° 강하각으로 240 kts와 260kts로 사격을 실시한 자료이다. 조준점은 조종사가 최종 사격을 할 때 어느 위치에 조준점(Pipper)을 위치하였는가를 시계방향으로 표시하였으며, 탄착점도 탄두가 떨어진 방향을 중앙 BE로부터 시계방향과 거리로 표시하였다.

정확도 시험평가는 개발 무기체계 특성을 고려하여 군에서 제안한 요구사항을 측정하는데 TA-50 항공기 무장시험평가에서는 6MIL(고도 1,500ft, 강하각 10도)을 사용하였다<sup>[13]</sup>. 본 논문에서는 FBEL 기법을 적용하기 위해서 군의 요구 MIL을 5MIL(10MIL CONE)로 가정하여 계산하였다. 사례 적용에 있어서 로켓탄의 자체 오류 문제는 로켓탄 개발단계에서 고려해야할 문제이므로 본 논문에서는 제외하였으며, 적용하는 탄종이 2.75inch Rocket이므로 Rocket탄 자체의 특성상 바람의 영향을 받는다는지 허용 좌우편차의 영향은 제외하고 사격제원 요소를 한정하여 적용하였다.

1) 군 요구 탄착점 및 조준점 요소(P) 분석

군 요구 탄착점 및 조준점 요소를 알아보기 위해서는 사격 제원표가 필요하다. Table 2는 개발사에서 제

공하는 KA-1 항공기의 사격 제원표인 T.O-34에서 발췌한 일부 자료이다.

3장에서 제시한 수식 (5)에 가정한 군 요구 5MIL을 적용하면 다음과 같다.

$$\text{군 요구 탄착점(ft)} = \frac{\text{군 요구 5MIL} * 5,585\text{ft}}{1,000\text{ft}} \quad (10)$$

수식 (10)에서 Slant Range는 Table 2에서 고도 3,000ft, 강하각 30°, 속도 240kts인 자료를 사용하였다. 계산결과 27.925ft가 나왔으며 10MIL CONE은 Fig. 1에서 보는 바와 같이 반지름 5MIL의 2배가 되므로 횡축 55.85ft 값을 얻었다. 종축의 값은 55.85ft \* Sin(30°)으로 111.7ft 결과를 얻었다. 이 결과는 군에서 5MIL을 요구 하였을 때 3,000ft, 30° 강하각인 KA-1 Rocket은 사격 결과가 횡축 55.85ft 이내, 종축 111.7ft 이내에 탄착되어야 합격(Pass)됨을 의미한다. 또한 조종사의 조준점 요소 P는 55.85ft, 111.7ft 타원 이내에 유지해야 오류에 영향을 미치지 않는다.

Table 2. T.O-34 사격 제원표

고도(ft)	강하각(°)	속도(kt)	MIL	S.L(ft)
2.5M'	25	240	63	5405
		260	58	5409
	30	240	59	4669
		260	53	4673
	35	240	54	4133
		260	49	4136
3M'	25	240	66	6452
		260	60	6459
	30	240	61	5585
		260	55	5589
	35	240	56	4948
		260	51	4952
3.5M'	25	240	69	7487
		260	63	7496
	30	240	63	6493
		260	57	6499
	35	240	58	5760
		260	53	5764

2) 고도 요소(A) 분석

고도 요소 분석은 사격 강하각 30°와 사격 속도를 240kts에 고정하여 ±500ft의 Table 2 자료를 활용하였으며 다음과 같다.

- 2.5M' / 30° 240k에서 MIL은 59MIL임
- 3M' / 30° 240k에서 MIL은 61MIL임
- 3.5M' / 30° 240k에서 MIL은 63MIL임

수식 (6-1)의 X MIL은 2MIL이 나오고 결과를 수식 (6-3)에 대입하면 고도 요소 A는 1,250ft 값을 얻었다. 결과로 사격 고도를 1,250ft 이상 차이가 났을 때 오류에 영향을 미친다.

3) 속도 요소(S) 분석

속도 요소 분석은 동일 고도 3,000ft, 동일 사격 강하각 30°와 사격 속도 +20kts의 Table 2 자료를 활용하였으며 결과는 다음과 같다.

- 3M' / 30° 240k에서 MIL은 61MIL임
- 3M' / 30° 260k에서 MIL은 55MIL임

수식 (7-1)의 X MIL은 6MIL이 되고 결과를 수식 (7-3)에 대입하면 속도 요소 S는 16.6kts 값을 얻었다. 결과로 사격 속도가 16.6kts 이상 차이가 났을 때 오류에 영향을 미친다.

4) 강하각 요소(D) 분석

강하각 요소는 동일 고도 3,000ft, 동일 속도 240kts에 대한 강하각 ±5°의 Table 2 분석은 다음과 같다.

- 3M' / 25° 240k에서 MIL은 66MIL임
- 3M' / 30° 240k에서 MIL은 61MIL임
- 3M' / 35° 240k에서 MIL은 56MIL임

수식 (8-1)의 X MIL은 5MIL이 나오고 결과를 수식 (8-3)에 대입하면 강하각 요소 D는 5° 값을 얻었다. 결과는 사격 강하각을 5° 이상 차이가 났을 때 오류에 영향을 미친다.

5) 바람 요소(W) 분석

바람 요소를 알아보기 위해서는 사격 고도에서 바람을 공격 방향에 대한 정풍 및 측풍성분으로 구분해

야 한다. Table 1의 바람은 320°방향에서 10kts와 295°방향에서 27kts가 부는 경우이다. 사격장의 공격 방향이 265°이므로 320/10은 정풍성분이 7kts가 되고 우측풍 성분이 6.5kts가 된다. 295/27은 정풍성분이 23kts, 우측풍 성분이 15kts를 나타낸다. 사격 체원표에 의하면 3,000ft, 30°, 240(260)kts 공격체원에서 측풍(Cross wind) 영향은 4ft/kts이다. 그러므로 수식 (10)의 군 요구 탄착점인 55.85ft를 수식 (9-2)에 대입하면 13.96kts를 얻는다. 이 결과로 측풍성분이 13.96kts 이상 불어 야 탄착점 오류에 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

나. FBEL 기법 적용 및 결과분석

군의 요구 MIL을 5MIL로 가정하여 계산된 사격 오류에 미치는 요소별 제한치는 Table 3과 같다.

Table 3. 사격 오류 발생 요소 제한치

구 분	요소별 제한치	FBEL 실제적용
탄착점	횡축 55.85ft 종축 111.7ft	횡축 27.9ft 종축 55.8ft
고 도	1,250ft	625ft
속 도	16.6kts	8.3kts
강하각	5°	2.5°
조준점	횡축 55.85ft 종축 111.7ft	횡축 27.9ft 종축 55.8ft
바 랫	13.96kts	6.98kts

일반적으로 오류의 설정기준은 반복 가능한 실험에서는 오류를 크게 하고 반복이 불가능한 실험에서는 오류를 작게 설정한다<sup>[7]</sup>. 본 연구에서도 사격 결과 자료가 한정된 관계로 Table 3과 같이 FBEL 실제적용을 요소별 제한치의 1/2 수준으로 적용하였다.

적용을 위해서 Pass/Fail 구분은 탄착점이 BE를 기준으로 횡축 27.9ft, 종축 55.8ft 이내에 형성되었을 경우 Pass로 간주하였고, 기준치를 벗어난 경우 Fail로 간주하였다. 그리고 각 요소별 분석은 Table 1의 실사격 결과에 대하여 Table 3의 FBEL 실제적용을 기준으로 적용하여 해당 요소값이 제한치를 벗어났을 경우 오류 발생 가능요인으로 분류하여 ●로 표시하였다. 또한, 각 조종사별 사격 결과 및 사격시 사격 체원을 Tarantula, SBI/Jaccard, Ochiai 계산 방식에 적용하여



Table 4. Factor-Based Error Localization 기법 적용 결과

구분 Factor	Test Case															Tarantula		SBI/Jaccard		Ochiai	
	A1	A2	A3	B1	B2	B3	C1	C2	C3	D1	D2	D3	E1	E2	E3	T(s)	순위	S(s)/ J(s)	순위	O(s)	순위
고도																0	5	0	5	0	5
속도		●													●	0.3	4	0.09	4	0.88	3
강하각		●	●		●			●						●		0.43	3	0.25	3	0.77	4
조준점	●	●	●				●		●	●		●	●	●	●	0.66	2	0.66	1	0.89	2
바람										●	●	●	●	●	●	1	1	0.6	2	1	1
Pass/Fail	F	P	F	P	F	P	P	P	F	F	F	F	F	F	F						

순위를 결정하였다. Table 4는 FBEL 기법에 대한 사격 자료의 적용 결과이다. 계산결과 오류 발생 가능 요인 순위는 Tarantula와 Ochiai에서는 바람 요소 W가 1위를 나타냈고, SBI/Jaccard에서는 조준점 요소 P가 1위로 나타났으며 기타 요소는 유사하게 계산되었다.

적용결과 탄착점에 대하여 바람의 영향이 매우 크게 작용하였으며, 사격시 조준점 위치기 사격결과에 많은 영향이 있음을 확인하였다. 그리고 사격시 강하각 및 속도의 영향은 대체로 적으며, 고도 오차에 의한 오류는 거의 나타나지 않았다. KA-1 항공기는 대체로 기체가 가볍기 때문에 바람의 영향을 많이 받은 것으로 판단되며, 향후 무기체계 개발시 발사체 특성 뿐만 아니라 항공기 특성까지 고려되어야 할 것이다. 또한 조종사 사격 훈련에는 조종사의 조준점 위치기 사격 결과에 매우 중요한 요인으로 작용하므로 정조준을 위한 강조가 필요 하겠다.

### 5. 결론 및 향후연구

본 연구에서는 효율적으로 S/W의 결함을 찾아내는 방법으로 널리 사용되는 Testing-Based Fault Localization 기법을 응용하여 무기체계의 오류를 찾아내는 Factor-Based Error Localization 기법을 제안하였다. 또한 제안한 FBEL 기법을 실사격 자료에 적용하여 결과를 도출하였다. 이 연구를 향후 무기체계 공대지 발사체 개발측면에서 오류 발생 요인을 식별하는 과학적인 오류 추정 방법론으로 활용하면 신속한 오류 요소 식별은 물론 시험평가 기간 및 비용의 단축이 가능하고,

이를 통한 내장된 S/W의 품질 향상에도 도움이 될 것이다. 또한, 이 기법을 조종사 사격 훈련에 활용하면 사격 실시 후 오류 분석 도구(방법론)로 활용 가능하며 이를 통해 조종사의 기량 향상에 도움이 될 것이다. 본 연구에서 제안한 기법을 실제 시험평가에 적용하기 위해서는 발사체의 자체 특성이나 탄약의 허용 편차등을 고려하여 적용이 필요하다. 향후 연구로는 FBEL 기법을 활용하여 공대지 사격 정확도 증대와 사격 오류 발생 요인과의 상관관계 분석에 관한 연구가 필요하다.

### Reference

- [1] Bernard Fox, Michael Boito, John C. Graser, Obaid Younossi, "Test and Evaluation Trends and Costs for Aircraft and Guided Weapons", RAND, 2004.
- [2] 이기두, 임상수, 현준호, "공대지 정밀유도무기의 정확도 시험방안 연구", 한국항공우주발전세미나, 2008.
- [3] Yu-Min Chung, Chin-Yu Huang, Yu-Chi Huang, "A Study of Modified Testing-Based Fault Localization Method", 2008 14th IEEE Pacific Rim International Symposium on Dependable Computing, 2008.
- [4] James A. Jones and Mary Jean Harrold, "Empirical Evaluation of the Tarantula Automatic Fault Localization Technique", ASE'05, November 7~11, Long Beach, California, USA, 2005 ACM.
- [5] Ted L. Bennett and Paul W. Wennberg, "Eliminating

- Embedded Software Defects Prior to Integration Test”, CrossTaik Journal, 2005. 12.
- [6] John D. Claxton, “Test and Evaluation Management Guide”, T&E Department, The Defense Acquisition University Press, USA, 2001.
- [7] J. A. Jones, M. J. Harrold, and J. Stasko., “Visualization of Test Information to Assist Fault Localization”, In Proceedings of the 24th International Conference on Software Engineering(ICSE 2002), pp. 467~477. ACM Press, New York, NY, 2002.
- [8] B. Liblit, M. Naik, A. X. Zheng, A. Aiken, and M. I. Jordan, “Scalable Statistical Bug Isolation”, In Proceedings of the 2005 ACM SIGPLAN Conference on Programming Language Design and Implementation (PLDI 2005), pp. 15~26. ACM Press, New York, NY, 2005.
- [9] R. Abreu, P. Zoetewij, and A. J. C. van Gemund, “On the Accuracy of Spectrum-based Fault Localization”, In Proceedings of the Testing : Academic and Industrial Conference : Practice And Research Techniques(TAICPART-MUTATION 2007), pp. 89~98. IEEE Computer Society Press, Los Alamitos, CA, 2007.
- [10] A. K. Jain and R. C. Dubes., “Algorithms for Clustering Data”, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1988.
- [11] 박수현, “미국의 시험평가와 우리의 차이점”, 한국국방연구원, 2000.
- [12] 조한상, 이상철, 송재일, “공대지 무장투하정확도 해석에 대한 연구”, 한국항공우주학회지, 제15권 2호, pp. 741~746, 2007.
- [13] 현준호, 강성진, “항공기 무장투하정확도 시험평가에 관한 연구”, 한국국방경영분석학회지, 제33권 제1호, pp. 117~132, 2007.
- [14] 신동준, 김상은, 김기성, 이승량, “T-50 무장투하 비행시험 분석”, 2005 항공우주 무기체계 발전 세미나 논문집, 2005.
- [15] Driels, M. R., “Weaponneering : Conventional Weapon System Effectiveness”, AIAA, 2004.
- [16] <http://ko.wikipedia.org/wiki/KA-1>(검색일 : '10.07.18)
- [17] 김호, “적절한 연구대상수의 산출”, 대한 마취과 학회지, Vol. 42, pp. 1~10, 2002.