

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(6), 517-522(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.6.517

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

## 공대지 유도폭탄 투하 가능 영역 계산 알고리즘 개발

서정재\*

## Developing an Algorithm to Calculate Launch Acceptability Region of Air-to-Ground Guided Bomb

Jeong Jae Seo\*

Agency for Defense Development

## ABSTRACT

Launch Acceptability Region(LAR) is a region for an aircraft which carries air-to-ground guided bombs to enter such that it can successfully hit the target. LAR should consider the release condition of an aircraft, impact condition for targets, and environmental condition of atmosphere. In this paper, LAR algorithm was developed using the database of many simulations which were varied by inputs, such as the release, impact, and environmental conditions. The algorithm was tested through the direct simulation results, and found that it was suitable to apply as LAR for air-to-ground guided bomb.

## 초 록

투하 가능 영역(LAR)은 공대지 유도 폭탄을 장착한 항공기가 표적을 성공적으로 타격하기 위하여 진입하는 영역을 말한다. LAR는 항공기 투하 조건, 표적 착탄 조건, 대기 환경 조건을 고려하여야 한다. 본 논문에서는 투하, 착탄, 환경 조건 등의 입력 조건을 변화시켜 많은 시뮬레이션을 통해 데이터베이스를 구축하여 LAR 알고리즘을 개발하였다. 개발된 알고리즘을 시뮬레이션 결과를 통해 시험하였고, 공대지 유도폭탄의 LAR 도출에 적용 가능함을 확인하였다.

**Key Words** : Air-to-Ground Guided Bomb(공대지 유도폭탄), Launch Acceptability Region(투하 가능 영역)

## 1. 서 론

공대지 유도폭탄은 항공기에 장착되어 공중에서 투하된 뒤 위치 및 운동에너지만을 이용하여 지상에 있는 표적으로 유도되는 무장을 말한다. 공대지 유도폭탄을 운용하기 위해서는 특정한 표

적을 타격할 수 있는 영역인 투하 가능 영역(LAR : Launch Acceptability Region)이 실시간으로 계산 되어 조종사가 볼 수 있는 화면에 표시되고, 조종사는 항공기를 투하 가능 영역으로 진입하도록 조종한 이후 무장을 투하하게 된다. 이 투하 가능 영역은 항공기 투하조건, 표적을

† Received : October 21, 2016      Revised : May 24, 2017      Accepted : May 31, 2017

\* Corresponding author, E-mail : sjj164@add.re.kr

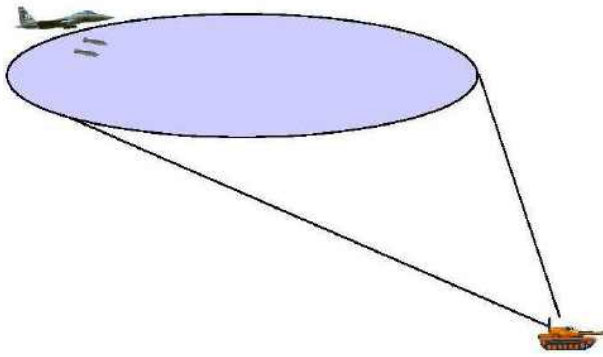


Fig. 1. Conceptual Drawing of LAR[1]

타격하기 위한 탄착조건 및 유도폭탄이 비행하는 대기의 환경조건 등에 의해 결정된다. 위에 설명한 LAR의 개념도는 아래 그림처럼 나타낼 수 있다.

공대지 미사일의 투하 가능 영역을 실시간으로 계산하는 알고리즘에 대한 연구가 수행되었다[2]. 위 연구에서는 기존의 추력이 있는 공대지 순항 유도탄을 기준으로 알고리즘을 구현하여 입력조건으로 투하속도, 비행경로각, 투하 고도를 산출하였다. 이 입력조건을 바탕으로 실시간으로 Pseudo 6자유도 시뮬레이션을 통하여 9개의 최대사거리를 계산하고 이를 연결하는 방법으로 순항 유도탄의 투하 가능 영역을 계산하였다. 하지만 순항 유도탄이 아닌 공대지 유도폭탄의 경우 상대적으로 바람의 영향이 크고 또한 정밀한 모델을 이용하여 6자유도 시뮬레이션을 수행할 경우 운용중인 항공기에서 실시간으로 투하 가능 영역을 계산하기 어렵다. 따라서 본 연구에서는 바람의 영향성을 고려하고 투하 가능 영역 계산의 실시간성을 확보하기 위하여 미공군과 SAE가 연구하여 도출한 CLARA (Common Launch Acceptability Region Approach) 개념을 적용하여 투하 가능 영역 계산 알고리즘을 개발하였다[1],[3]~[6].

CLARA는 아래 그림과 같이 데이터 생성을 위한 시뮬레이션 조건 생성 부분, 생성된 시뮬레이션 조건에 따른 시뮬레이션 수행 부분, 시뮬레이션 결과를 이용한 데이터베이스 구축 부분, 구축된 데이터베이스로부터 투하 가능 영역 계산 함수를 구성하는 계수 생성 부분 및 운용자가 인식할 수 있도록 투하 가능 영역을 시현하는 부분 등 총 5가지 부분으로 구성되어 있다[4].

시뮬레이션 조건 생성 부분은 함수를 생성할 수 있는 데이터베이스 구축을 위해 다양한 시뮬

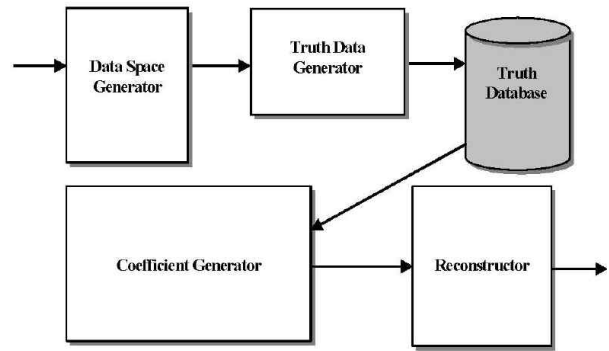


Fig. 2. CLARA Simplified Diagram[5]

레이션 조건을 생성하는 부분이다. 투하가능영역을 계산하는 데 영향을 주는 입력조건(독립변수)로는 항공기의 투하조건, 표적을 타격하기 위한 탄착조건 및 유도폭탄이 비행하는 대기조건 등이 있다. 이 때, 최소의 시뮬레이션으로 최대의 효과를 얻기 위하여 라틴 방격법, 부분 배치법등의 실험계획법 기법을 이용하면 최적의 시뮬레이션 조건을 선정할 수 있다.

시뮬레이션 수행 및 데이터베이스를 구축하는 부분에서는 앞서 정해진 시뮬레이션 조건을 이용하여 유도폭탄 성능 시뮬레이션을 수행한 뒤 이를 이용하여 투하 가능 영역 계산 함수를 구성하기 위한 데이터베이스를 만들게 된다.

투하 가능 영역 계산 함수를 구성하는 계수를 생성할 때에는 시뮬레이션을 통해 생성된 데이터베이스를 바탕으로 반응 표면 분석법 또는 Krigging 등의 회귀 분석 또는 내삽 방법을 이용할 수 있으며, 이를 통해 생성된 모델은 t-검정, F-검정 등의 통계적 방법을 이용하여 구축된 데이터베이스에 근접한 모델을 만들 수 있다. 여기서 생성된 근사화 모델을 일반적으로 투하 가능 영역 계산 알고리즘이라고 부른다[3].

운용자가 인식할 수 있도록 시현하는 부분은 위에 기술된 과정을 통해 생성된 투하 가능 영역 계산 알고리즘을 이용하여 임무계획 장비, 훈련 장비 또는 항공기 조종사 화면 등에 도시하는 과정을 나타낸다. 이 부분은 투하 가능 영역 계산 알고리즘 개발자와 운용 화면 개발자와의 인터페이스 제어문서(Interface Control Document; ICD)를 통해 임무계획 장비, 훈련 장비 또는 항공기 조종사 화면 등에 도시된다.

본 논문에서는 위 CLARA 개념 중에서 시뮬레이션 조건 생성, 데이터베이스 구축 및 투하 가능 영역 계산 함수 생성 부분을 이용하여 공대지 유도폭탄의 투하 가능 영역 계산 알고리즘을 개발하고 이를 시뮬레이션을 통해 검증한 결

과를 나타내었다.

## II. 본 론

### 2.1 투하 가능 영역 계산 알고리즘

투하 가능 영역을 구현할 때 360도 전 방향을 얼마나 많은 구간으로 구현하는 것인지에 따라 알고리즘 생성을 위한 계산 량이 결정된다. 참고 문헌 [7]에서는 9개의 구간으로 나누었으나, 본 연구에서는 투하 가능 영역을 15도씩 총 24개의 구간으로 나누어 구현하였다. 또한 본 연구에서는 투하 가능 영역 내의 모든 곳에서는 표적을 타격할 수 있다고 가정하였다. 이 가정에 따라 투하 가능 영역은 주어진 조건에서 각 24개 방향에 대한 유도폭탄의 최대사거리를 연결한 영역으로 나타낼 수 있다. 이를 그림으로 나타내면 Fig.3와 같다.

이러한 투하 가능 영역 계산 알고리즘을 CLARA 개념을 이용하여 개발하는 과정은 다음과 같다.

#### 2.1.1 시뮬레이션 조건 생성

본 연구에서는 시뮬레이션 입력 조건으로 투하 고도, 투하 속도 등의 투하조건과 바람의 속도, 방향 등의 대기 조건을 선정하고 이를 바꾸어 가며 시뮬레이션을 수행하였다.

투하 고도의 경우 폭탄의 운용 조건에 맞추어서 최소운용고도와 최대운용고도 사이를 균등하게 9 등분하였고, 투하속도 역시 각 운용고도에 따른 최소운용속도와 최대운용속도 사이를 균등하게 5 등분하여 입력조건을 생성하였다.

본 연구에서 사용한 바람모델은 참고 문헌 [1]을 참조하여 투하고도부터 -4,000ft 까지 바람속도가 선형 감소하며 이 때, 바람 방향은 투하 지점에서의 방향과 동일하게 불어온다고 가정하였다. 따라서 투하 지점에서의 바람 속도 및 바람 방향이 주어지면 전체 비행 영역에서의 바람

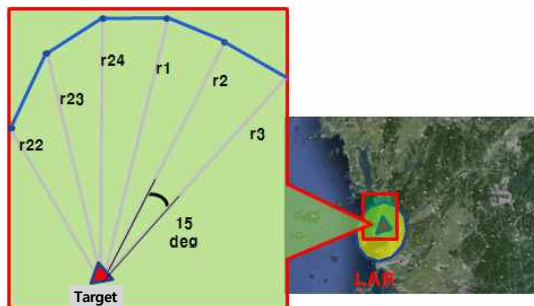


Fig. 3. Concept of LAR Calculation

모델이 결정된다. 이에 시뮬레이션을 수행하기 위한 입력조건으로 바람 속도는 무풍에서 각 투하 고도별 최대 바람속도까지의 구간을 균등하게 6구간으로 나누고 바람 방향은 16가지 방향으로 나누어 시뮬레이션 조건을 생성하였다.

본 논문에서는 CLARA 개념의 적용 가능성을 연구하기 위하여, 실험계획법을 통해 조건을 생성하기 보다는 위에서 서술한대로 모든 입력조건을 일정한 간격으로 나누어 계산을 수행하는 완전배치법(Full Factorial Design)을 이용하였다. 이에 따라 투하고도, 투하 속도, 바람 속도 및 바람방향을 입력조건으로 하는 전체 3645개의 시뮬레이션 조건을 생성하였다.

#### 2.1.2 시뮬레이션 수행 및 데이터베이스 구축

앞서 생성된 시뮬레이션 조건을 이용하여 각 방향별로 유도폭탄의 최대 사거리를 구하고 이를 데이터베이스화 하였다. 이때, 최대 사거리를 구하기 위해서 주어진 입력조건에서 투하 위치를 제외한 나머지 조건은 동일하게 놓은 채 투하 위치를 바꾸어 가며 유도폭탄의 6자유도 비행 시뮬레이션을 수행하였다. 이 때, 유도폭탄의 비행 프로파일, 착탄 조건 및 최종 탄착 오차 등의 구속조건을 만족시키는 입력조건(독립변수) 및 최대사거리(종속변수)를 데이터베이스로 구축하였으며 구속조건은 구체적으로 Table 1.과 같다.

#### 2.1.3 함수 생성 및 계수 계산

각 방향별 최대사거리는 입력조건에 따른 함수로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$r_i = \alpha_i + \beta_i \times X_i (i = 1, \dots, 24)$$

이 때,  $\alpha_i$  및  $\beta_i$ 는 이 함수의 계수를 나타내고  $X_i$ 는 입력조건을 나타낸다. 위의 수식과 같은 회귀모델을 선정하는 방법은 참고문헌 [3],[7-9] 등과 더불어 아주 많은 방법이 존재하나, 본 논문에서는 최소자승법(Least Square Method)을 이용하여 각 방향별 총 24개 함수의 계수들을 구하였다. 이렇게 구해진 각 함수마다 F-검정을 이용한 후방소거법을 통하여 최적의 회귀 모델을 산출하였다. F-검정의 개념은 위에서

Table 1. Constraint of Simulation

Constraint
1) Miss distance less than 2m.
2) Pitch Angle less than 0 deg, when hit ground.
3) Angle of Attack within $\pm 30$ deg.

구한 모델의 모든 계수 중에 임의의 계수가 0이라고 가정한 제한된 모형(restricted model)과 기존의 모형(unrestricted model)의 제공한 오차의 합(sum of squared error)를 비교하여 두 오차가 크게 변하는 경우 임의의 계수가 0이라고 가정한 귀무가설을 기각시키는 방법이다. 따라서 F-검정 값이 유의수준에 따른 임계값인  $F_c$ 보다 작은 경우 일부 계수는 유의하지 않다는 것을 의미한다 [10]. 본 연구에서는 F-검정을 통한 후방소거법을 이용하여 최적의 회귀모델을 구하였다.

2.2 결과 검증

위에서 서술한 프로세스를 통해 계산한 투하 가능 영역을 살펴보았다. 이 결과를 검증하기 위하여 유도 폭탄의 운용 범위 내에서 임의의 투하 고도, 투하 속도, 바람 속도 및 바람 방향을 입력 조건으로 하는 10case에 대하여 시뮬레이션을 수행한 결과와 개발된 함수를 이용하여 계산한 결과를 참고문헌 [3]에서 제시한 정확도 추정 방법 중 면적비와 길이 오차에 대해 상호 비교 분석하였고 그 결과는 Table 2.와 같다.

우선 전체 투하 가능 영역의 면적을 비교한 결과 두 계산 방법으로 구한 투하 가능 영역의 면적비가 평균 1.3%, 최대 5.2%의 오차를 보이는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 함수 계산을 이용해 구한 결과와 시뮬레이션의 결과가 전체적으로 서로 유사함을 볼 수 있다. 다음으로 3 방향에서의 길이 오차를 살펴보면 현재 항공기의 진행방향(0도)에 대해선 큰 오차 없이 전체적으로 유사함을 확인할 수 있지만 진행방향의 수직방향(90도)이나 역방향(180도)에 대해선 몇몇 case에서 큰 오차를 보이고 전체적으로도 진행방향에 비하여 다소 큰 오차를 보이는 것을 확인할 수 있다.

Table 2. Fitting Accuracy of LAR

Error case	Area (%)	Length(%)		
		0deg	90deg	180deg
case 1	101.5	101.3	102.1	96.7
case 2	103.1	97.8	180.4	86.2
case 3	102.5	100.9	101.0	104.3
case 4	101.4	101.0	102.1	99.4
case 5	104.1	94.3	136.1	89.3
case 6	94.8	101.5	96.5	97.5
case 7	101.7	100.0	103.4	98.8
case 8	102.0	101.1	100.5	100.0
case 9	101.6	101.4	99.8	97.1
case 10	99.8	101.5	99.8	90.5
Mean	101.3	100.1	112.2	96.0

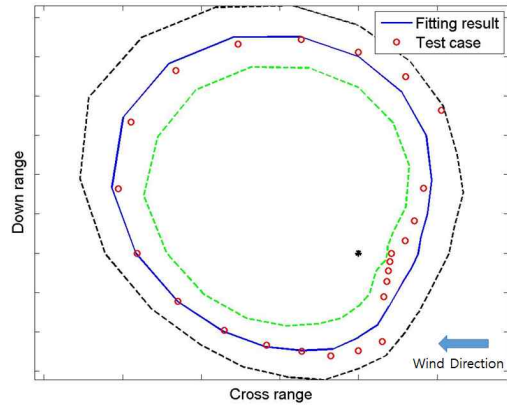


Fig. 4. Result of Case 2

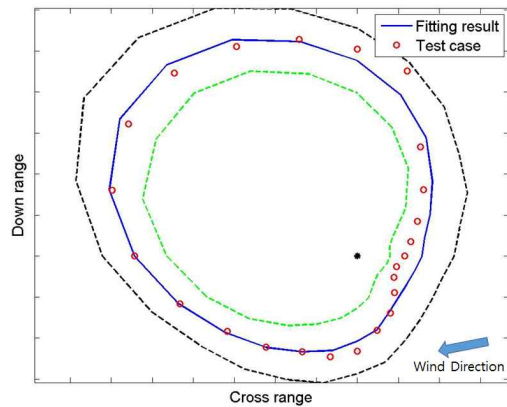


Fig. 5. Result of Case 5

이는 진행방향의 수직방향이나 역방향의 경우 최대 사거리가 진행방향에 비해 상대적으로 작은 값을 갖고 이로 인해 거리 상 작은 차이라도 비울로는 큰 차이를 보인 것으로 생각한다. case2, case5의 결과를 그림으로 확인하면 Fig 4, Fig 5.와 같다.

또한 일반적으로 면적비 오차의 경우 진행방향의 길이 오차에 큰 영향을 받지만 유도폭탄은 활공비행 중에 바람의 영향을 크게 받기 때문에 상대적으로 큰 바람이 진행방향의 측면이나 정면에서 불어오는 경우 진행방향에 수직방향 혹은 역방향의 길이 오차가 면적비에 더 큰 영향을 미칠 수 있다. 위와 같은 경우인 case6을 그림으로 나타내면 Fig 6.과 같다. case 6의 경우 바람이 우측정면에서 불어오는 경우로 이 경우 진행방향에 비해 좌측 및 후방으로 사거리가 길어지면서 측면의 길이 오차가 진행방향의 길이오차에 비해 면적비 오차에 더 큰 영향을 미치게 된다.

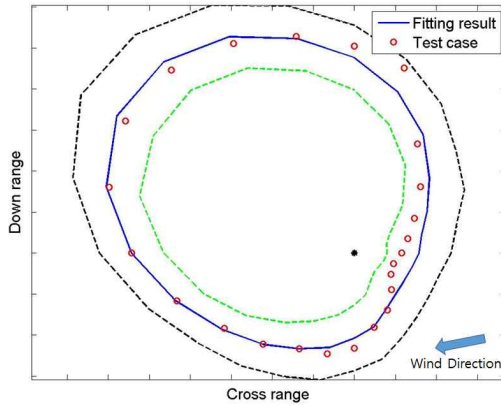


Fig. 6. Result of Case 6

위에서 살펴본 바와 같이 함수 계산을 통해 구한 결과와 시뮬레이션을 통한 결과가 전반적으로는 유사하나 일부 case에 한하여 오차가 존재함을 확인할 수 있었다. 이 오차는 상대적으로 강한 바람이 존재하는 경우에 데이터의 비선형성이 강해지면서 회귀모델의 정확성이 떨어지는 문제로 판단된다. 이에 오차를 보정하기 위하여 본 연구에서는 예측치의 신뢰구간을 계산하였다. 그림 4~6에 도시된 검은색 및 녹색 점선이 함수를 통해 추정된 결과의 99.9% 신뢰구간을 나타내고 이는 다음과 같은 수식을 이용하여 구할 수 있다[10].

$$y_0 = \hat{y}_0 \pm t_c \sqrt{\text{var}(y_0 - \hat{y}_0)}$$

$$\text{var}(y_0 - \hat{y}_0) = \text{var}(e_0) + x_1^2 \text{var}(b_1) + x_2^2 \text{var}(b_2) + \dots + 2x_1x_2 \text{cov}(b_1, b_2) + \dots$$

위와 같은 방법으로 99.9% 신뢰구간을 계산한 결과 모두 시험 결과를 포함하는 것을 볼 수 있다. 이러한 신뢰구간을 이용하여 적절한 설계 여우치를 설정한다면 위 프로세스를 통해 구한 함수를 실제 투하 가능 영역 계산에 사용하는데 무리가 없을 것으로 판단한다.

### 2.3 계산 시간

실제 공대지 유도폭탄을 운용하기 위해선 계산의 실시간성이 중요하게 된다. 이에 본 연구에서 도출한 알고리즘을 이용하여 아래의 분석환경에서 위 10개의 test case에 대하여 24개의 최대 사거리를 갖는 투하 가능영역을 계산한 결과 계산시간 약 10msec, 메모리 사용량 양 0.373MB로 측정되었다. 계산시간 및 메모리 사용량이 모두 작은 값으로 투하 가능 영역을 계산하여 실시간 운용하는데 문제가 없을 것으로 판단한다.

Table 3. Computation Environment

CPU	Intel Xeon W3565 @3.2GHz
RAM	8GB
Computing Time and Memory Usage	UsingSystem.Diagnostics.Stopwatch Class / System.Diagnostics.Process of .Net Framework.

위 결과를 통해 본 논문에서 설명한 알고리즘 개발 결과가 입력 조건에 따른 투하 가능 영역을 매우 유사하게 나타냄을 확인할 수 있었으며, 또한 계산시간 역시 매우 적은 시간이 소모되어 CLARA 개념 적용을 통해 도출한 투하 가능 영역이 실제 적용 가능함을 확인하였다.

### III. 결 론

본 논문에서는 CLARA 개념을 적용하여 공대지 유도폭탄의 투하 가능 영역 계산 알고리즘을 개발하고 그 결과를 시뮬레이션을 이용하여 검증하였다. 검증을 통해 개발한 투하 가능 영역 계산 알고리즘이 적절한 결과를 나타냄을 확인할 수 있었다. 향후 이 표준화된 프로세스를 이용하여 일반적인 공대지 유도폭탄의 투하 가능 영역을 계산하는데 적용할 수 있을 것으로 판단한다.

### References

- 1) Common Launch Acceptability Region Approach(CLARA) Rationale Document, SAE AIR5712 Rev. A, 2012. 8.
- 2) Sang-Sup Park, Ju-Hyeon Hong, Chang-Kyung Ryoo, "Computataion Algorithm for Launch Acceptability Region of Air-to-Surface Missiles", Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol 43, No 10, Oct. 2015, pp.910~919.
- 3) Clark, D., Faust, A., and Jones, A., "Common Launch Acceptability Region Task Group", SAE Technical Paper Series 2001-01-2953
- 4) Common Launch Acceptability Region Approach Requirements Document(CLARA RD), SAE AIR5566 Rev. A, 2012. 8.
- 5) Common Launch Acceptability Region Approach Interface Control Document(CLARA ICD), SAE AIR5682 Rev. A, 2012. 8.

6) Common Launch Acceptability Region (CLAR) Truth Data Generator Interface Control Document(ICD) for the CLAR Approach (CLARA), SAE AIR5788 Rev. A, 2012. 8.

7) Kun Su Yoon, Jae Hyun Park, In Gyu Kim, Kwang Su Ryu, "New Modeling Algorithm for Improving Accuracy of Weapon Launch Acceptability Region", DASC, 2010 IEEE/AIAA 29th, pp. 6.D.4.1-6.D.4-6, 2010.

8) Sang-Jin Kim, Heung-Chul You and Seung-Ho Bae, "Optimal Basis Function Selection for Response Surface Model Using

Genetic Algorithm", Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol 41, No 1, 2013, pp. 48~53.

9) Kyung-Jin Hong, Kwang-Ki Jeon, Young-Suk Cho, Dong-Hoon Choi and Se-Jung Lee, "A Study on the Construction of Response Surface for Design Optimization", Journal of Korean Society of Mechanical Engineers, Vol 24, No 6, 2000, pp.1408~1418.

10) R. Carter Hill, William E. Griffiths, Guay C. Lim, *Principles of ECONOMETRICS*, 3rd Ed., John Wiley & Sons Inc., 2007.