

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(10), 910-919(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.10.910

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

공대지 유도탄의 발사유효범위(LAR) 산출 알고리즘

박상섭, 홍주현, 유창경*

Computation Algorithm for Launch Acceptability Region of
Air-to-Surface Missiles

Sang-Sup Park, Ju-Hyeon Hong and Chang-Kyung Ryoo*

Department of Aerospace Engineering, Inha University

ABSTRACT

A weapon control algorithm equipped on a fighter is closely related to the mission accomplishment and fighter survivability during the engagement. In the case of a air-to-surface missile, the weapon control algorithm typically provides a pilot the target shoot-down possible region known as launch acceptability region(LAR) in the multi function display(MFD). LAR is produced by the range table(RT) through computation of an engagement range. In this paper, the operation system of AGM-84 and AGM-88 air-to-surface missiles is introduced. And the engagement range computation and LAR algorithm based on the real-time pseudo 6-DOF simulation are proposed. In order to verify the performance of the algorithm, numerical engagement simulations of air-to-surface missiles to produce LAR have been done.

초 록

전투기 탑재용 무장제어 알고리즘은 교전상황에서 전투기의 임무 수행 및 생존과 직결된다. 공대지 유도탄의 경우 조종사에게 LAR로 알려진 발사 유효 범위를 무장제어 알고리즘을 통하여 전투기 MFD상에 전시해 준다. LAR는 교전 거리의 계산을 통해 산출된 사거리 테이블을 이용하여 생성된다. 본 논문에서는 AGM-84와 AGM-88 공대지 유도탄의 운용모의에 대하여 소개하고, 이를 바탕으로 Pseudo 6자유도 모델에 기반한 사거리 테이블 산출과 실시간 LAR 산출 알고리즘에 대한 내용을 언급하였다. 구성한 알고리즘의 성능 검증을 위하여 모의대상 유도탄의 교전 시뮬레이션을 수행하고 LAR를 산출하여 분석하였다.

Key Words : Launch Acceptability Region(LAR), Air-to-Surface Missile(공대지 유도탄), Range Table(사거리 테이블), Pseudo 6-DOF(가상 6-자유도)

1. 서 론

전투기의 성능 중 가장 중요한 것은 레이더와

무장 능력으로, 최근 화제가 되고 있는 한국형 전투기 개발 사업인 보라매(KF-X) 사업 역시 첨단 항공전자 및 무장제어 알고리즘이 요구된다

† Received : June 15, 2015

Revised : September 2, 2015

Accepted : September 8, 2015

* Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr

[1]. 그러나 무장제어 알고리즘은 전투기의 항전 장비에 탑재되어 일괄적으로 도입되므로 세부적인 내용을 알 수 없고, 통상 기밀사항으로 취급되는 공대지 유도탄의 운용 및 제원과 관련된 사항들이 포함되어 있어 관련 기술을 이전 받거나 도입하는 것이 불가능하다. 한국 공군이 현재 운용중인 무장을 보라매 전투기에 탑재하기 위해서는 미국 측의 허가가 필요한 것과 같이, 선진국들은 자국에서 개발한 장비를 제 3국에서 개발한 전투기에 장착하는 것을 원칙적으로 허가하지 않고 있기 때문이다[1]. 따라서 향후 국산 전투기에 탑재될 무장제어 알고리즘에 관한 연구를 국내에서 자체적으로 수행할 필요가 있으며, 이러한 선행 연구를 통해 실제 운용 가능한 무장제어 알고리즘 기술개발의 초석을 마련할 필요가 있다. 이와 관련하여 공대지 비유도무기의 무장투하 정확도 해석에 대한 연구[2], 노모그래프(nomograph)를 통한 공대지 효과도 분석[3], LAR의 정확도 향상에 관한 연구[4], 공대공 유도탄의 동적발사영역 산출 알고리즘[5] 등 관련된 다양한 연구가 수행되었으나, LAR 구성 방안 및 결정 기법에 대한 연구, 전투기 항전장비에 탑재되는 실시간 무장제어 알고리즘에 대한 연구 진행은 미비한 실정이다.

본 연구의 핵심은 실시간 Range Table을 산출하고 이를 바탕으로 전투기 MFD 상에 전시되는 LAR footprint를 도출하는 것이다. 이를 위해서 유도탄의 운동을 모의할 수 있는 Pseudo 6자유도 모델[5]을 바탕으로, 유도탄 종류에 따른 외부 입력 파라미터 대체를 통하여 다양한 공대지 유도탄에 대한 LAR를 산출할 수 있도록 구성하였다. 제안한 알고리즘은 발사 모기인 전투기가 교전 중 표적이 인가되는 시점 및 표적의 변경에 상관없이 실시간으로 LAR 산출이 가능하다. 또한 유도탄 종류에 따른 제원, 공력 데이터, 탐색기 모델, 동역학 등의 특성을 고려하여 비교적 높은 신뢰성을 가진다. 구성한 알고리즘의 성능 검증을 위하여 현재 한국에서 운용중인 전투기에 탑재되는 공대지 유도탄[6] AGM-84 Harpoon, AGM-88 HARM 급 공대지 유도탄의 운용을 모의하여, 그에 따른 교전 시물레이션을 수행하고 LAR를 산출하여 분석하였다.

II. 모의 대상 공대지 유도탄

2.1 AGM-84 Harpoon 급 유도탄 운용모의

AGM-84 Harpoon은 원거리 함정, 지상 공격

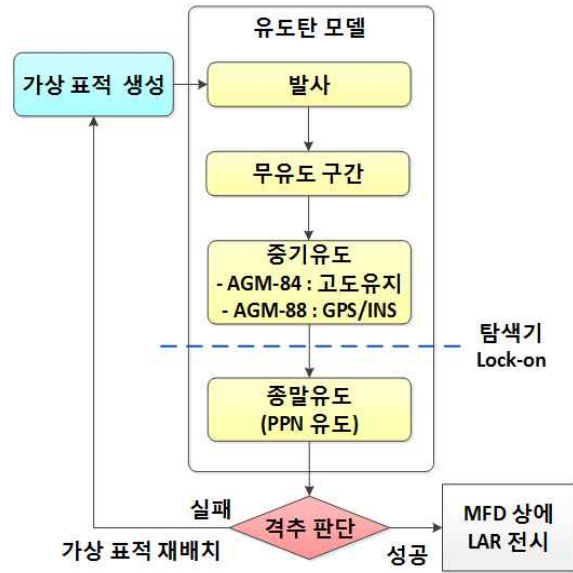


Fig. 1. AGM-84, 88 Class Operation Plot

Table 1. Shoot Down Judgment Criteria

| | 격추 판단 기준 |
|----------|--|
| 격추 성공 조건 | 지면 충돌 후 유도오차가 10m 이하일 때 |
| 격추 실패 조건 | 지면 충돌 후 유도 오차가 10m 이상일 때 |
| | 발사 후 경과시간이 800sec 보다 클 때 |
| | 탐색기 Lock-on 이후 FOV가 최대 $\pm 45^\circ$ 보다 클 때 |

용 순항(cruise) 유도탄으로, 생존성과 유효성을 증가시키기 위하여 중기유도 구간에서 회피기동 일종인 저고도 비행과 sea-skimming 순항 궤적을 가진다[7-9]. 본 연구에서는 AGM-84의 여러 가지 플랫폼 가운데 부스터가 없는 공대지 유도탄을 기준으로 모델링하였다. 이를 바탕으로 구성한 AGM-84 급 유도탄의 운용 모의는 Fig. 1 과 같고, 격추 성공과 실패는 Table 1에 언급된 각각의 기준들을 동시에 만족할 경우 판단한다. 격추 판단 기준의 유도오차 값은 비교적 정밀한 10m로 설정하였다. 또한 잘못된 유도명령 등으로 인하여 시물레이션 결과가 발산할 경우를 대비하여 유도탄 최대 비행시간을 800초로 한정하였고, 탐색기가 표적을 탐지한 시점에서 FOV(Field Of View)가 45° 이상인 경우는 탐색기가 표적을 놓친 경우라고 판단하여 격추 실패 판단조건으로 설정하였다.

중기유도에서 저고도 비행 및 sea-skimming 기동을 모의하기 위하여, Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램에서 식 (1)과 같은 PD 제어기 형태의 고도유지 기동을 설계하였다. 이는 유도탄에 설정해놓은 일정한 고도를 유지하도록 하는 구조로, 유도탄의 현재 고도와 목표 고도에 대한 오차항과 중력 보상항을 외란으로 하여 고도 오차를 수렴시키는 가속도 명령을 생성하도록 구성하였다. 여기서 h_{cmd} 는 고도축에 대한 가속도 명령, V_z 는 고도축에 대한 속도, h_D 는 유지할 목표 고도, h_C 는 현재 고도, C_1 , C_2 는 안정성 상수, g 는 중력가속도를 나타낸다.

$$a_{cmd,h} = -C_1 \cdot V_z - C_2 \cdot (h_D - h_C) - g \quad (1)$$

탐색기 lock-on 이후 종말유도 단계에서의 유도 법칙으로는 PPN(Pure Proportional Navigation)을 구성하여 적용하였다. 따라서 유도 명령은 유도탄 속도벡터에 수직한 방향으로 나타나고, 그에 따른 유도 명령은 식 (2)와 같이 정의된다[10]. 여기서 \vec{a}_c 는 유도가속도 명령, N 은 항법 상수, $\vec{\Omega}_{TM}$ 은 표적에 대한 시선각속도, \vec{V}_M 은 유도탄의 현재 속도이다.

$$\vec{a}_c = N \vec{\Omega}_{TM} \times \vec{V}_M + g \quad (2)$$

2.2 AGM-88 HARM 급 유도탄 운용모의

AGM-88 HARM(High-speed Anti Radiation Missile)은 적의 레이더가 장착된 방공 시스템을 파괴하도록 설계된 공대지 대레이더 유도탄이다. AGM-88은 GPS/INS를 통하여 중기유도를 수행하고[7], 레이더 신호가 탐지되는 순간 종말유도 단계로 전환한다. 이를 바탕으로 구성한 AGM-88 급 유도탄의 운용 모의는 Fig. 1과 같고, 격추 판단 기준은 Table 1에 언급된 각각의 기준들을 동시에 만족할 경우 판단한다.

AGM-88의 종말유도 단계에서 사용하는 유도 법칙은 알려져 있지 않으므로, 2.1 장의 내용과 동일하게 일반적으로 널리 알려져 있는 PPN을 적용하였다.

III. LAR 산출 알고리즘

LAR는 polygon 형태의 footprint로 나타나는 공대지 유도탄의 발사 유효 범위로, 유도탄이 전투기로부터 발사되어 표적에 도달 가능한 영역을 말한다[11]. 전투기 MFD 상에 전시되는 LAR

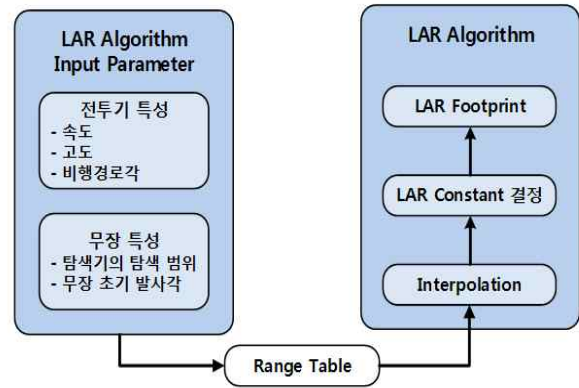


Fig. 2. LAR Algorithm Block Diagram

footprint를 산출하기 위해서는 각 무장의 사거리 정보인 Range Table이 필수적으로 필요하다. 이는 무장의 운동을 모의할 수 있는 Pseudo 6자유도 모델[5]을 바탕으로, 가상 표적과 유도탄의 교전을 수행하여 예상 탄착점의 위치를 반복된 시뮬레이션의 iteration 과정과 실시간성을 고려하여 도출하였다. 이러한 LAR 산출 알고리즘의 구조는 Fig. 2와 같다.

3.1 LAR Footprint

LAR footprint는 Fig. 3의 왼쪽 그림과 같이 전투기의 방위각이 항상 정북을 향하는 형태로 나타나며, Range Table을 통하여 도출된 16개의 LAR constant 값을 바탕으로 결정된다. 이는 표적을 중심으로 cross range와 down range로 분리되며, down range를 기준으로 항상 대칭하는 모양을 가진다. 따라서 ⑩~⑯번까지의 Range Table 데이터는 ③~⑨번의 Range Table 데이터와 부호만 다르므로, LAR footprint를 구성하는데 필요한 Range Table 데이터는 Table 2와 같이 총 9개로 귀결된다.

이를 바탕으로 전투기의 현재 방위각을 고려하면 Fig. 3 오른쪽 그림의 세밀한 점선과 같이 가장 작은 polygon 형태의 LAR footprint가 도출된다. 이는 LAR가 항상 표적을 중심으로 range axis가 생성되는데, 전투기의 방위각이 표적에 정렬되지 않은 교전 상황이라면 유도탄의 비행 거리 및 기동 구간이 길어지므로 기존의 LAR footprint보다 작게 나타나기 때문이다. 여기서 간격이 큰 점선은 표적이 정북에 있을 때의 기존의 LAR footprint이고, 실선은 전투기의 틀어진 방위각만큼 range axis를 회전시킨 LAR footprint, 세밀한 점선은 이에 따라 새로 생성된 LAR footprint를 나타낸다.

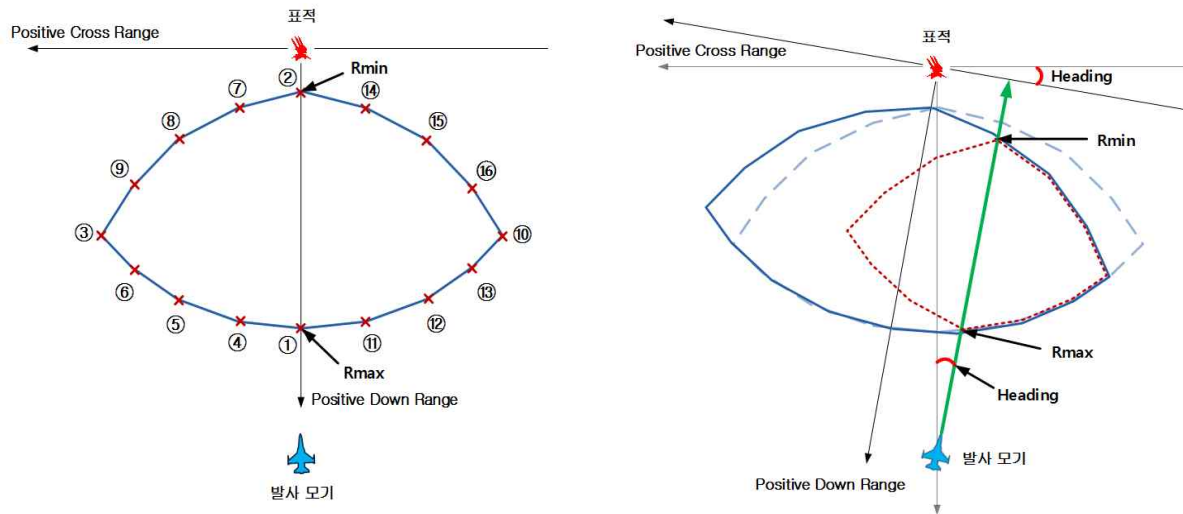


Fig. 3. LAR Considering Current Azimuth Angle

Table 2. Range Table Data Parameter Required for LAR Composition

| | | |
|---|--------------------------|--|
| ① | Max Range Table | 유도탄의 최대 사거리(Down Range 기준) 테이블 |
| ② | Min Range Table | 유도탄의 최소 사거리(Down Range 기준) 테이블 |
| ③ | Max Half Table | 유도탄의 최대 사거리(Cross Range 기준) 테이블 |
| ④ | Half 25% Max Range Table | Max Half의 Cross Range 25%지점에서의 최대 Down Range 테이블 |
| ⑤ | Half 50% Max Range Table | Max Half의 Cross Range 50%지점에서의 최대 Down Range 테이블 |
| ⑥ | Half 75% Max Range Table | Max Half의 Cross Range 75%지점에서의 최대 Down Range 테이블 |
| ⑦ | Half 25% Min Range Table | Max Half의 Cross Range 25%지점에서의 최소 Down Range 테이블 |
| ⑧ | Half 50% Min Range Table | Max Half의 Cross Range 50%지점에서의 최소 Down Range 테이블 |
| ⑨ | Half 75% Min Range Table | Max Half의 Cross Range 75%지점에서의 최소 Down Range 테이블 |

3.2 Range Table

Range Table은 LAR를 도출하기 위해서 전투기 항전장비에 탑재된 각 무장의 3차원 사거리 테이블로, 무장 발사 시의 초기조건과 무장 특성에 의하여 산출된다. 여기서 무장 발사 시의 초기조건은 발사 모기인 전투기의 비행조건과 동일하므로, 전투기의 비행 특성으로 정의할 수 있다. 본 연구에서는 마하(Mach)수, 비행경로각(FPA, Flight Path Angle), 표적으로부터의 고도(HAT, Height Above Target)를 입력 파라미터로 하여, Table 2에 언급된 9개의 3차원 Range Table을 구성하였다.

Table 3. Range Table Input Parameter

| 요소 | Range Table 입력 파라미터 |
|----------|--|
| Mach | 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0 |
| FPA[deg] | -15, 0, 15, 30, 45 |
| HAT[m] | 500, 1000, 2000, 3000, 4000, 6000, 8000, 10000 |

Table 4. Maximum/Minimum Engagement Range Computation Procedure

| | |
|---|---|
| ① | 표적 인식 |
| ② | 표적의 시선각 방향으로 유도탄이 요격 불가능/가능한 지점에 가상 표적 생성 |
| ③ | 모의 조건 적용 (표적 기동 여부, 유도 궤적 성형 등) |
| ④ | Pseudo 6-DOF 시뮬레이션 |
| ⑤ | 격추 여부 판단 |
| ⑥ | 격추 여부에 따라 Bi-section 기법 적용 |
| ⑦ | ①~⑥ 반복 수행 후 격추 성공/실패한 사거리를 최대/최소 사거리로 결정 |

도가 빠르고 반드시 수렴하기 때문에 표적에 명중을 시켜야만 하는 사거리 산출방식에 적합하다. 여기서 유도탄의 최대 사거리 테이블은 표적 요격이 불가능한 조건으로부터 오차 거리를 보상해가며 요격 가능한 교전 가능 거리를 판단하였고, 최소 사거리 테이블은 표적 요격이 가능한 조건으로부터 요격 불가능한 조건을 찾아나가는 방식으로 구성하였다. Bi-section 기법을 적용한 Range Table 계산 순서는 Table 4와 같고, 사거리 계산에 사용한 Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램의 순서도는 Fig. 4와 같다.

Pseudo 6자유도는 유도탄의 유도가속도 명령 (u_c)으로부터 받음각 명령(α_c)을 가정하여 가상의 자세각을 출력하는 모델로, 식 (3)과 같이 유도가속도 명령에 따른 양력의 크기를 고려하여 식 (4)와 같은 받음각 명령을 도출할 수 있다.

$$m u_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_L \quad (3)$$

$$\alpha_c = \frac{2 m u_c}{\rho V^2 S_{ref} C_{L\alpha}} \quad (\because C_L = C_{L\alpha} \times \alpha) \quad (4)$$

이는 3자유도 질점 운동 모델의 단점인 자세각 출력 문제를 해결함과 동시에 6자유도 운동 모델의 과부하에서도 비교적 자유롭다. 따라서 3자유도 모델의 신속성과 6자유도 모델의 자세 계산을 수행할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 또한 프로그램에서 사용한 공력 데이터는 각 유도탄의 2차원 평면도를 스케일링하여 Missile DATCOM[13]을 통해 마하수와 받음각의 테이블 형태로 구성하였다.

IV. LAR 산출 및 시뮬레이션 결과

4.1 단일 시뮬레이션 결과

모의대상 유도탄에 따른 입력 파라미터는 Table 6과 같다. AGM-84의 경우 터보제트엔진으로 알려져 있으므로[7-9], 초기 부스팅 단계 이후 서스테이닝 구간을 설정하여 이를 모의하였다. 이를 바탕으로 Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램과 LAR 산출 알고리즘을 통하여, Table 5와 같은 초기 조건에서 교전 모의 시뮬레이션을 수행한 결과, AGM-84 급 유도탄의 결과는 Fig. 5~9와 같고, AGM-88 급 유도탄의 결과는 Fig. 10~14와 같다.

Figure 6을 살펴보면 순항유도탄의 특징인 고도유지 기동을 수행하기 때문에 짧은 시간동안

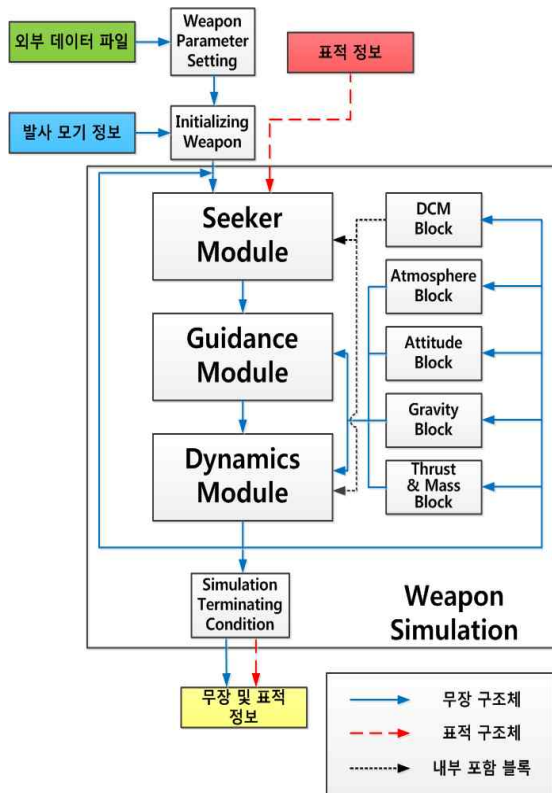


Fig. 4. Block Diagram of Pseudo 6DOF

Table 3의 입력 파라미터를 바탕으로 Bi-section 기법[12]을 사용하여 Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램[5]에서 유도탄과 가상 표적을 교전시킴으로써, 전투기에 탑재되는 Range Table을 산출하였다. Bi-section 기법은 iteration 수에 의하여 계산 속도가 정해지지만, 그 수렴속

Table 5. Single Simulation Initial Condition

| 발사 모기 초기 조건 | | |
|---------------------------|---------|-------|
| 위도 | 경도 | 고도 |
| 36.00° | 127.00° | 5000m |
| 속도 | | |
| 300 m/s | | |
| 롤 각 | 피치 각 | 요 각 |
| 0 ° | 0 ° | 0 ° |
| AGM-84 Sea-skimming 수행 고도 | | |
| 1000m | | |
| 표적 초기 조건 | | |
| AGM-84 표적 초기위치 | | |
| 위도 | 경도 | 고도 |
| 37.00° | 128.00° | 0m |
| AGM-88 표적 초기위치 | | |
| 위도 | 경도 | 고도 |
| 36.50° | 127.50° | 0m |

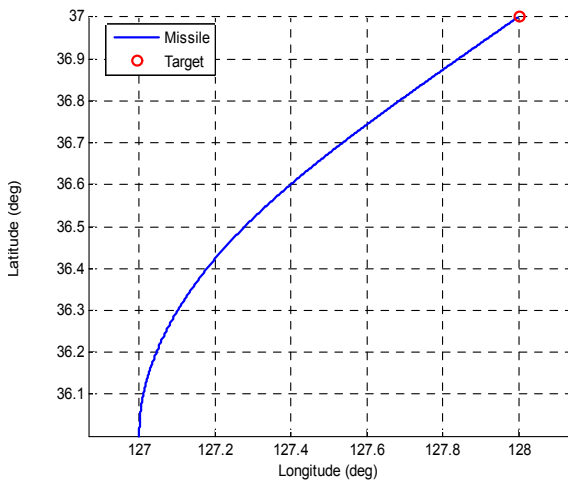


Fig. 5. AGM-84 Yaw Plane Trajectory

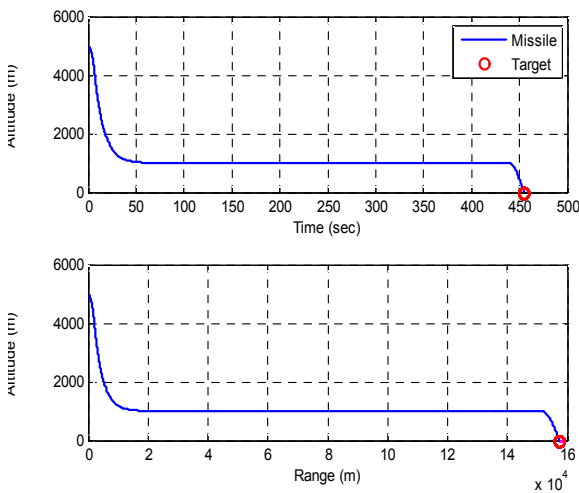


Fig. 6. AGM-84 Altitude Trajectory

Table 6. Weapon Input Parameter[7-9]

| 파라미터 | AGM-84 | AGM-88 |
|---------------|--|---------------|
| 유도탄 성능 정보 | | |
| 유효 사거리 | ~148000m | ~90000m |
| 유효 고도 | ~10000m | ~5000m |
| 시간 지연 | 0 | 0 |
| 최대 가속도 | 5g | 14g |
| 최대 받음각 | 15deg | 45deg |
| 물리량 정보 | | |
| 초기 중량 | 527.074kg | 362.874kg |
| 직경 | 0.343m | 0.244m |
| 추력 정보 | | |
| 연료 소모량 | 1.1kg/sec | 1.8kg/sec |
| 부스터 추력 | 1000N | 4000N |
| 부스터 시작 시간 | 0.02sec | 0.02sec |
| 부스터 종료 시간 | 25sec | 40sec |
| 서스테이너 추력 | 700N | 0N |
| 서스테이너 시작 시간 | 25sec | 0sec |
| 서스테이너 종료 시간 | 500sec | 0sec |
| 공력 정보 | | |
| 항력 계수 | Missile DATCOM을 통하여 마하수와 받음각의 2차원 테이블 형태로 산출 | |
| 양력 계수 | | |
| 탐색기 정보 | | |
| 탐색기 종류 | Active radar | Passive radar |
| 탐지 거리 | 5000m | 2000m |
| Off-Boresight | 수직/수평 ±135° | 수직/수평 ±135° |
| 유도 기법 정보 | | |
| 자유낙하시간 | 0.02sec | 0.02sec |
| 중기 유도 | Sea-skimming | PPN |
| 종말 유도 | PPN | PPN |
| 항법 상수 | 4 | 4 |

해당 입력고도인 1000m에 수렴하기 위하여 Fig. 8과 같이 피치(θ)각이 -40° 만큼 변화하며, Fig. 9와 같이 지구 중력을 보상할 수 있는 유도 가속도 명령을 생성하다가 434초 부근 탐색기 lock-on 이후 급격히 기동하여 표적에 유도되는 것을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 11을 통하여 모의한 AGM-88 급 유도탄의 경우에도 118초 부근에서 탐색기 lock-on 이후 궤적에 변곡이 생기는 것을 확인할 수 있다. AGM-84 급 유도탄의 경우 초기 유도 가속도 명령이 큰 것은 초기 자유

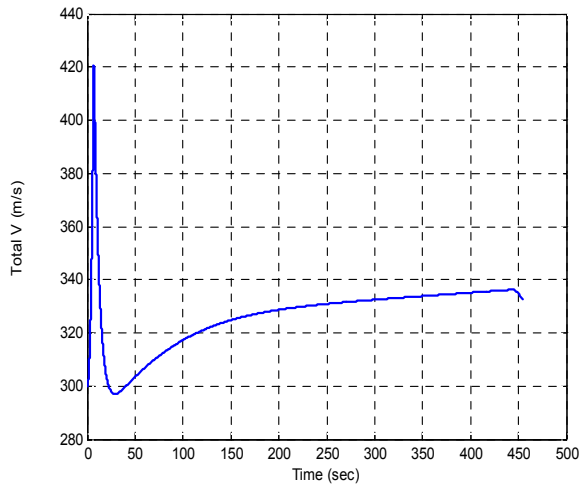


Fig. 7. AGM-84 Velocity

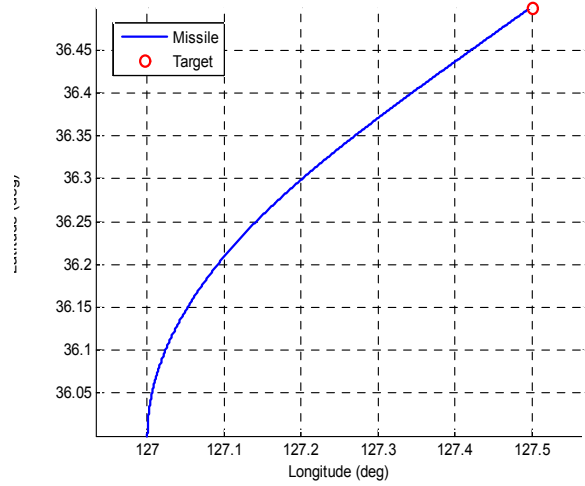


Fig. 10. AGM-88 Yaw Plane Trajectory

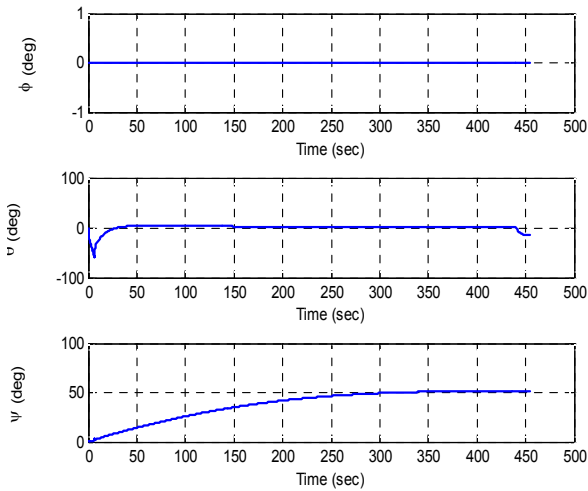


Fig. 8. AGM-84 Attitude

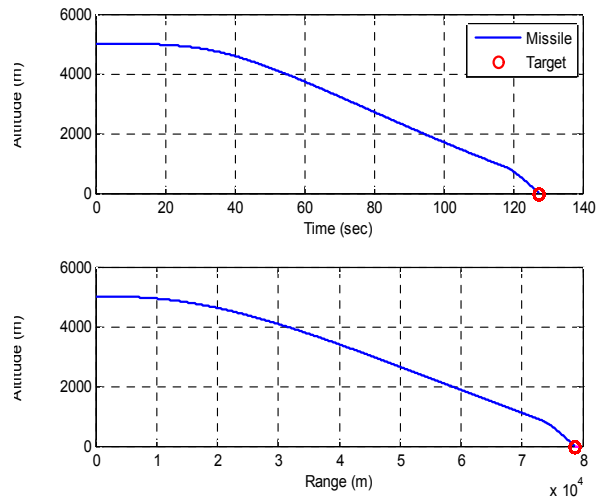


Fig. 11. AGM-88 Altitude Trajectory

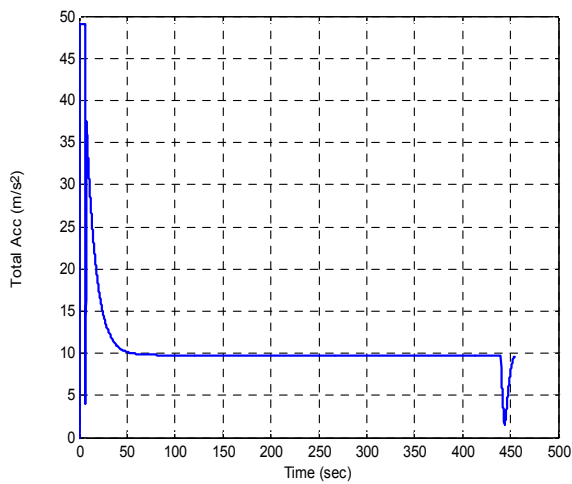


Fig. 9. AGM-84 Guidance Command

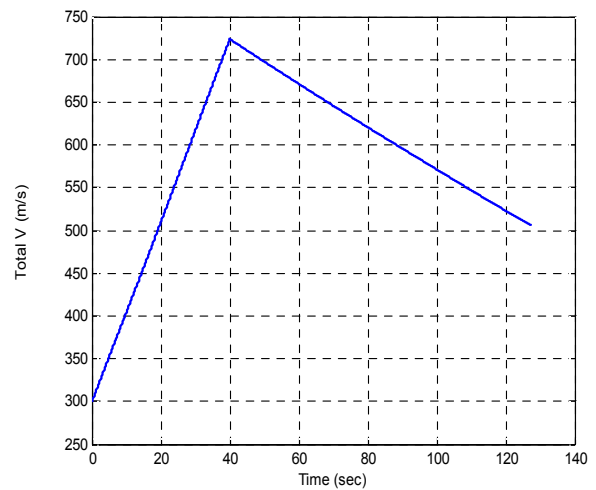


Fig. 12. AGM-88 Velocity

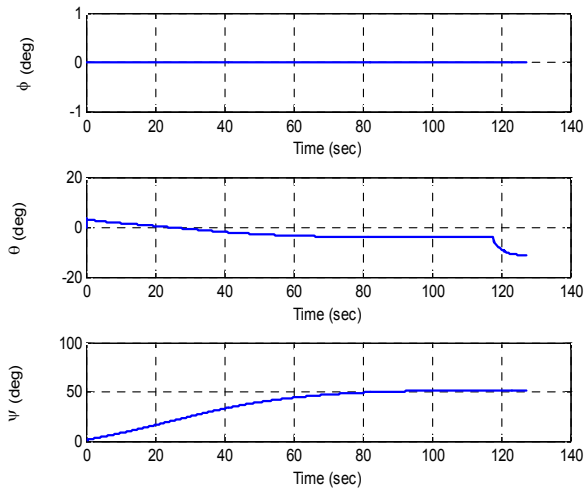


Fig. 13. AGM-88 Attitude

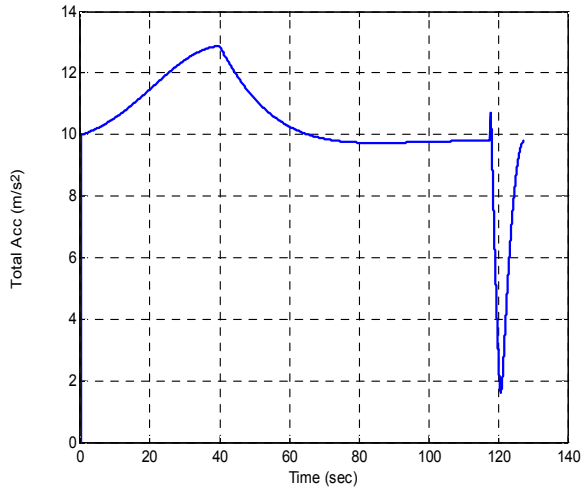


Fig. 14. AGM-88 Guidance Command

낙하 이후 피치각이 아래를 향한 상태에서 부스팅이 이루어져 나타난 결과이다.

4.2 LAR 산출 결과

구성한 LAR 알고리즘의 성능을 검증하고 입력 파라미터에 대한 경향성 분석을 위하여, 기준값을 Mach=0.75, HAT=5000m, FPA=15°로 설정하고 Mach, HAT, FPA를 각 Figure 우측 하단에 위치한 legend와 같이 각각 변화시켜가며 LAR footprint를 도출하였다. AGM-84 급 유도탄의 LAR는 Fig. 15~17, AGM-88 급 유도탄의 LAR는 Fig. 18~20과 같으며, 표적으로부터 방위각 0°일 때의 결과는 실선, 방위각이 30°일 때의 결과는 점선으로 도시하였다. 방위각이 틀어지더라도 LAR가 방위각이 0°일 때와 같이 정복해 놓인 형

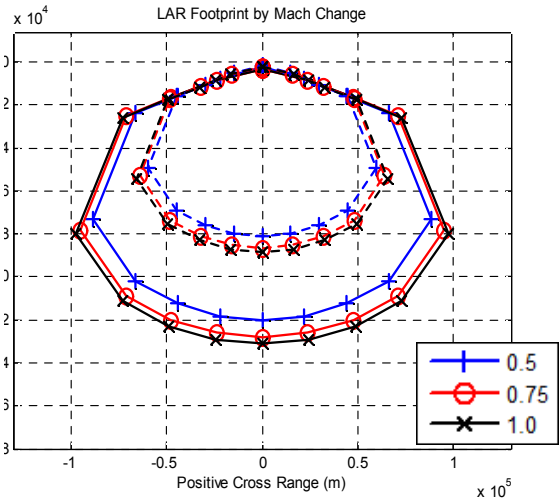


Fig. 15. AGM-84 LAR by Mach Change

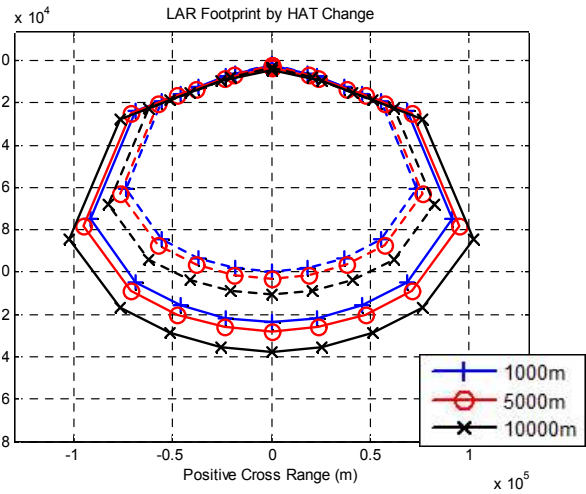


Fig. 16. AGM-84 LAR by HAT Change

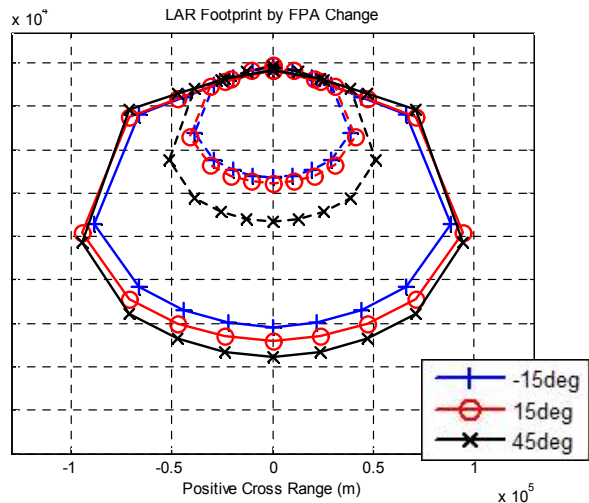


Fig. 17. AGM-84 LAR by FPA Change

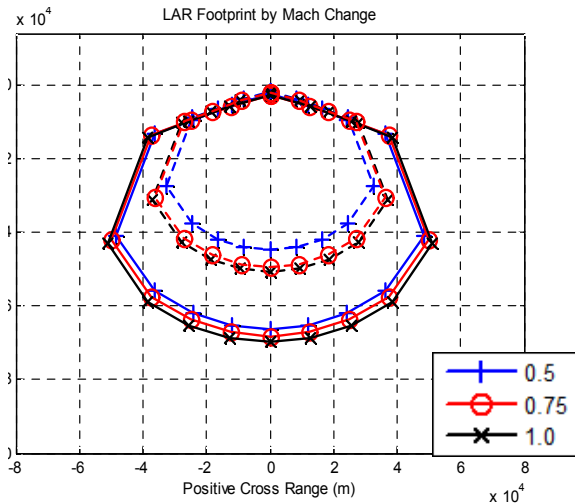


Fig. 18. AGM-88 LAR by Mach Change

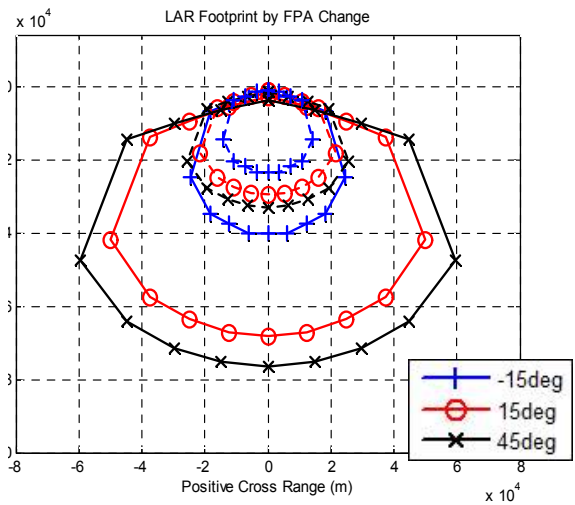


Fig. 19. AGM-88 LAR by FPA Change

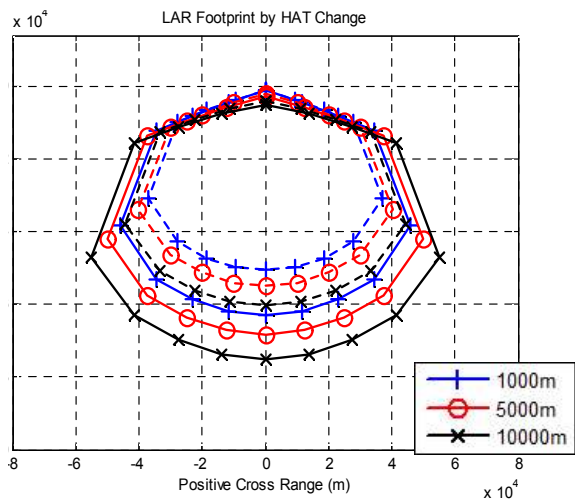


Fig. 20. AGM-88 LAR by HAT Change

Table 7. Computation Environment of Simulation

| | |
|-------|---|
| CPU | Intel Dual-Core E8400 |
| RAM | 4GB |
| 시간 측정 | Visual Studio C++ 내장함수 → QueryPerformanceFrequency |

태로 나타나는 이유는, LAR는 항상 표적을 정복에 놓은 상태에서 down range axis를 기준으로 대칭인 형태로 도출되기 때문이다. 또한 제안한 알고리즘의 Range Table iteration 수는 최대 9회이며, Table 7과 같은 조건에서 LAR 산출에 걸리는 최대 소요시간은 992msec로 실시간성이 보장되는 것을 확인하였다.

전체적인 결과를 살펴보면 최대 cross range는 AGM-84 급 유도탄의 경우 약 100km, AGM-88 급 유도탄의 경우 약 60km이고, 최대 down range는 각각 약 140km, 약 70km로 Table 6에서 언급된 유효 사거리를 만족하며 AGM-84 급 유도탄의 LAR footprint가 AGM-88 급 유도탄보다 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한 유도탄의 방위각이 0°일 때는 모의대상 유도탄의 발사 초기 속도가 빠르고 고도가 높을수록 LAR footprint의 면적이 넓어지는 경향을 보이는데, Mach 보다 HAT에 더 민감하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 HAT에 대한 입력 파라미터 변위가 Mach에 대한 변위보다 크기 때문인 것으로 사료된다. 그러나 Fig. 17, 20에서 나타나는 바와 같이 FPA를 변화시켜가며 도출한 LAR footprint는 그 결과가 매우 상이한 것을 확인할 수 있다. 이는 AGM-84 급 유도탄의 경우 순항 유도탄 특성으로 인하여 초기 발사조건에 크게 의존하지 않는 반면, AGM-88 급 유도탄의 경우 최고 속도가 Mach 2 이상인 비교적 큰 속도를 가지고 운용되기 때문에 발사 초기 비행경로각에 크게 의존한다고 할 수 있다.

유도탄의 방위각이 30°일 때의 LAR footprint는 방위각 0°일 때보다 대체로 발사유효범위가 작아지는 양상을 보인다. 또한 고도에 따른 변화가 속도와 비행경로각에 의한 변화보다 미비하게 나타나는 것을 확인할 수 있는데, 이는 에너지 보존법칙에서 속도는 제곱으로 구성되기 때문에 고도보다 발사유효범위의 변화량이 많은 것으로 사료된다. 그러나 Fig. 20의 비행경로각 변화에 따른 AGM-88 급 유도탄의 LAR를 살펴보면 입력 파라미터에 따라 일정한 배수로 가감하지 않는 것을 명확하게 확인할 수 있는데, 이는 무장의 탐색기 lock-

on range, 최대기동 가속도 제한, 동역학 모델 등 복합적인 요소가 반영되어 나타난 것으로 보인다.

결 론

본 논문에서는 차세대 한국형 전투기 개발 시 취약점에 놓여 개발이 시급한 공대지 유도탄 LAR 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다. 이를 위하여 AGM-84 Harpoon, AGM-88 HARM 급 공대지 유도탄의 운용을 모의하고 Range Table 을 산출하여 LAR footprint를 도출하였다. LAR 를 도출하기 위해서는 각 무장의 사거리 정보인 Range Table이 필수적이다. Range Table은 유도 탄 특성에 의존하므로, 모의대상 유도탄의 운동을 수치적으로 표현할 수 있도록 Pseudo 6자유도 모델을 사용하였다. Pseudo 6자유도 모델은 3자유도 모델의 신속성과 6자유도 모델의 자세 계산을 수행할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 이를 바탕으로 Bi-section 기법을 이용한 교전거리 계산 알고리즘을 통하여, 발사 순간 전투기 비행 조건에 구속된 유도탄의 사거리를 산출하여 각각의 Range Table을 구성하였다.

개발한 알고리즘을 바탕으로 Range Table 대체만을 통하여 MFD 상에 다양한 종류의 공대지 유도탄에 대한 LAR 전시 정보의 실시간 도출이 가능하다. 공대지 유도탄은 산과 같은 지면 고도와도 밀접한 관련이 있으므로, 향후 이를 고려한 Terrain Following 기동과 바람 및 유도탄 불확실성 요소를 고려한 LAR footprint 도출에 대한 연구도 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소와 LIG 넥스원의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

Reference

1) J. H. Lee, "KF-X National Undertaking Risk Minimization Plan for Domestic

Development," *Korea Institute for Defense Analysis Defense Weekly*, No. 1396, Feb. 2012, pp.1~8.

2) H. S. Jo, S. C. Lee, and C. I. Song, "A Study on the Accuracy Analysis for Air-to-Ground Weapon Delivery," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 8, 2007, pp.741~746.

3) K. J. Jung, "A Study on the Mission Effectiveness Analysis for Air-to-Air/Air-to-Surface of a Light Fighter," *Journal of the KIMST*, Vol. 1, No. 1, 1998, pp.92~113.

4) K. S. Yoon, J. H. Park, I. G. Kim, and K. S. Ryu, "New Modeling Algorithm for Improving Accuracy of Weapon Launch Acceptability Region," *29th Digital Avionics Systems Conference*, Oct, 2010.

5) S. S. Park, D. W. Kim, J. H. Hong, and C. K. Ryoo, "Computation Algorithm for Dynamic Launch Zone of Air-to-Air Missiles," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 9, 2014, pp.762~772.

6) W. Yang, *KODEF Military Aircraft Almanac 2014~2015*, Planetmidea, 2014.

7) N. Friedman, *World Naval Weapons Systems 1997/98*, Naval Institute Press, 1997.

8) C. Chant, *World Encyclopaedia of Modern Air Weapons*, Patrick Stephens Ltd., 1988.

9) B. Blake, *Jane's Weapon Systems 1987-88*, Jane's, 1988.

10) P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 5th Ed., Vol. 219, AIAA, Reston VA, 2007.

11) D. Clarck, A. Faust, and A. Jones, "Common Launch Acceptability Region Task Group," *SAE Technical Papers 2001-01-2953*, 2001.

12) J. D. Faires, R. L. Burden, and B. Pirtle, *Numerical Analysis*, 3rd Ed., Brooks/Cole Publishing Company, 2003.

13) W. B. Blake, *Missile DATCOM*, Air Force Research Laboratory, 1998.