

## 공대공 유도탄의 동적발사영역(DLZ) 산출 알고리즘

박상섭, 김도완, 홍주현, 유창경\*

## Computation Algorithm for Dynamic Launch Zone of Air-to-Air Missiles

Sang-Sup Park, Do-Wan Kim, 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 engagement. The weapon control algorithm typically provides a pilot the dynamic launch zone(DLZ), the target shoot-down range of air-to-air missiles, in the head-up display(HUD). DLZ is produced by an engagement range computation algorithm. In this paper, the components of DLZ for AIM-9 and AIM-120 air-to-air missiles are introduced. The real-time computation algorithm for DLZ based on the pseudo 6-DOF program is then addressed. The operational aspects of DLZ algorithm for the air-to-air missiles to various engagement scenarios is investigated via simulations.

## 초 록

전투기 탑재용 무장제어 알고리즘은 교전상황에서 전투기의 임무 수행 및 생존과 직결된다. 무장제어 알고리즘은 조종사에게 DLZ라 불리는 표적 격추 가능 범위를 HUD에 전시해 준다. DLZ는 교전거리 계산 알고리즘을 이용하여 생성된다. 본 논문에서는 AIM-9과 AIM-120 공대공 유도탄의 DLZ 구성요소에 대해 소개하였다. 다음으로 가상 6-자유도 실시간 시뮬레이션 프로그램에 기반한 DLZ 산출 알고리즘에 관한 내용을 다루었다. 다양한 교전 시나리오 하에서 공대공 유도탄의 DLZ 산출 알고리즘 운용상의 특징을 시뮬레이션을 통해 조사하였다.

**Key Words** : Dynamic Launch Zone(DLZ), Air-to-Air Missile(공대공 유도탄), Range Algorithm(Range 알고리즘), Pseudo 6-DOF(가상 6-자유도)

## 1. 서 론

전투기 조종사에게 제공되는 유도탄 무장과 관련된 HUD 전시 정보는 항공전자 장비에 탑재된 무장제어 알고리즘을 통해 계산된다[1]. 이를 바탕으로 공대공 유도탄에 의해 표적이 타격 가

능한 범위 내에 있는 지를 알 수 있다. 이러한 전투기 탑재용 유도탄의 무장제어 알고리즘은 전투기 임무의 효율적 수행과 교전상황 하에서 전투기의 생존성과 직결된 것이므로 효율적인 알고리즘의 설계가 필요하다. 따라서 전투기의 현재 비행조건에 구속되고 실시간성을 고려하여 공대

† Received: June 10, 2014 Accepted: August 19, 2014

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

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

공 유도탄과 표적 간의 교전 시뮬레이션을 수행해야만 한다. 그러나 이러한 무장제어 알고리즘은 전투기의 항전장비에 함께 탑재되어 일괄적으로 도입되므로 그 세부적인 사항들을 알 수 없고, 전투기는 물론 통상 기밀사항으로 취급되는 공대공 유도탄의 운용 및 제원과 관련된 사항들이 포함되어 있어 관련 기술을 이전 받거나 도입하는 것이 불가능하다. 따라서 향후 국산 전투기에 탑재될 무장제어 알고리즘에 관한 연구를 국내에서 자체적으로 수행할 필요가 있으며, 이러한 선행 연구를 통해 실제 운용 무장제어 알고리즘 기술개발의 초석을 마련할 필요가 있다.

본 연구의 핵심은 현재 한국에서 운용중인 전투기에 탑재되는 공대공 유도탄[2] AIM-9 Sidewinder와 AIM-120 AMRAAM의 표적 격추 가능성을 판단하고 격추 가능 범위를 제공하여, 유도탄 발사 모기가 표적 격추 가능 범위에 위치하게 하기 위한 전시 정보들을 실시간으로 산출하는 것과 교전을 모의하여 검증하는 것이다. 이러한 정보들을 산출하기 위해서 가장 우선적으로 수행되어야 하는 것은 유도탄의 궤적을 모의할 수 있는 프로그램을 만드는 것이다. 따라서 본 연구에서는 공대공 유도탄 운동 모의를 위해서 Pseudo 6자유도 모델을 개발하고, 이를 바탕으로 공대공 유도탄의 DLZ 산출 알고리즘을 연구하여 대상 유도탄의 DLZ를 산출한다.

## II. 모의 대상 공대공 유도탄

### 2.1 AIM-9 운용모의 및 DLZ

AIM-9 Sidewinder는 표적 lock-on 후 발사하는 형태의 근거리 유도탄이므로 중기유도를 수행하지 않는다. 따라서 AIM-9의 운용 모의는 Fig. 1

과 같다. 이러한 운용 모의를 바탕으로 전투기 HUD에 전시되는 AIM-9의 DLZ는 Fig. 2와 같고, 각 DLZ는 Table 2와 같이 정의된다[3-5]. 또한 AIM-9 유도탄의 격추 판단 구속조건은 Table 1과 같이 정의한다.

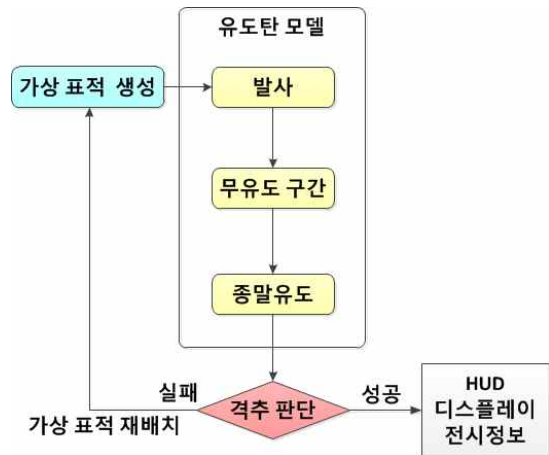


Fig. 1. AIM-9 Operation Plot

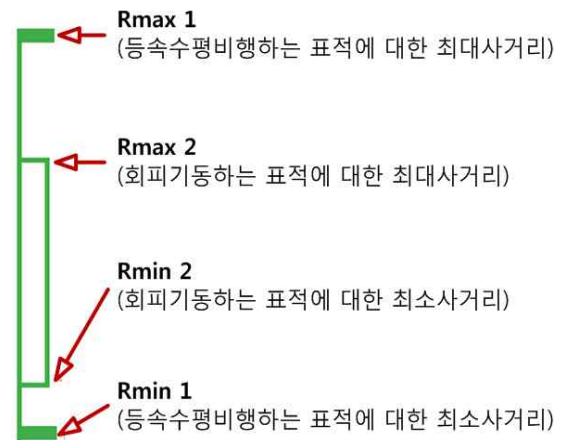


Fig. 2. AIM-9 DLZ in HUD[4]

Table 1. Shoot Down Judgment Constraint

	격추 판단 구속조건 High	격추 판단 구속조건 Nominal
격추 성공 조건	표적과의 상대 거리가 25m 이하일 때	표적과의 상대 거리가 150m 이하일 때
	적분구간 동안 비행한 거리가 목표물까지 거리보다 클 때	적분구간 동안 비행한 거리가 목표물까지 거리보다 클 때
격추 실패 조건	추진제 연소가 종료된 후 접근 속도가 200m/sec 이하일 때	추진제 연소가 종료된 후 접근 속도가 150m/sec 이하일 때
	추진제 연소가 종료된 후 마하수가 1.2 이하일 때	추진제 연소가 종료된 후 마하수가 0.9 이하일 때
	발사 후 경과시간이 800sec보다 클 때	발사 후 경과 시간이 800sec보다 클 때
	시선각이 최대 ±45°보다 클 때	시선각이 최대 ±45°보다 클 때

Table 2. AIM-9 DLZ Information[3-5]

DLZ	격추 판단 구속조건	표적기동	알고리즘
Rmax 1	Nominal	등속수평 비행	최대 교전거리
Rmax 2	High	선회 가속도	최대 교전거리
Rmin 1	Nominal	등속수평 비행	최소 교전거리
Rmin 2	High	선회 가속도	최소 교전거리

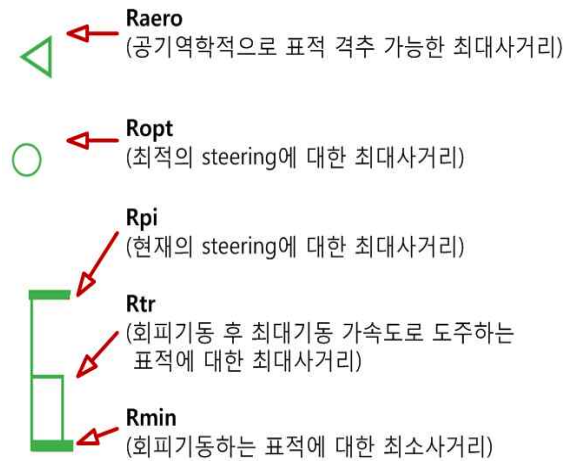


Fig. 4. AIM-120 DLZ in HUD[4]

2.2 AIM-120 운용모의 및 DLZ

AIM-120 AMRAAM은 중장거리 유도탄으로 중기유도를 수행하며, 그에 따른 운용 모의는 Fig. 3과 같다. 이러한 운용 모의를 바탕으로 전투기 HUD에 전시되는 AIM-120의 DLZ는 Fig. 4와 같고, 각 DLZ는 Table 3과 같이 정의된다 [3-5].

본 연구에서 AIM-120의 중기유도는 경로점을 거쳐 표적으로 유도되도록 궤적 성형을 수행하였다. 장거리를 비행하는 유도탄의 궤적은 발사 초기 부스팅을 통해 높은 고도까지 도달하여 위치 에너지를 높게 만든 후, 위치 에너지를 운동 에너지로 변화시켜가며 최종 표적에 도달했을 때 높은 속도 상태인 궤적을 가진다.

AIM-120 역시 이와 유사한 궤적을 가질 것으로 예상되므로, 첫 번째 경로점을 실제 발사 고도보다 높은 위치로 이동시키는 lofting 경로점으로

Table 3. AIM-120 DLZ Information[3-5]

전시 정보	격추 판단 구속조건	표적 기동	Steering	초기 Loft- ing
Raero	Nominal	등속수평 비행	Optimal	○
Ropt	High	등속수평 비행	Optimal	×
Rpi	High	등속수평 비행	Current	×
Rtr	Nominal	7.5g 회전 후 가속	Current	×
Rmin	Nominal	선회 가속도	Current	×

로 설정한다. Lofting 경로점의 위치는 다음과 같은 로직에 의해 결정된다.

- Lofting 경로점의 위도, 경도  
: 발사 시 모기와 적기의 중간 위치
- Lofting 경로점의 고도  
: 발사 시 상대거리의 5%만큼 상승

두 번째 경로점은 탐색기 탐지 경로점으로 표적을 탐색기 탐지 범위 이내로 유도하기 위해 설정하는 경로점이다. 이는 실제 탐색기의 성능이 유도탄의 사거리보다 매우 짧기 때문에 탐색기가 표적을 직접 탐지하여 lock-on 할 수 있는 거리까지 중기유도가 이루어져야 하기 때문에 설정한다. 이 경로점은 유도탄과 표적 간 상대거리의 90%지점으로 설정한다. 따라서 유도탄이 경로점에 도달하지 않더라도 탐색기 탐지 범위 이내로 유도탄이 진입하는 순간 유도탄은 종말유도로 전

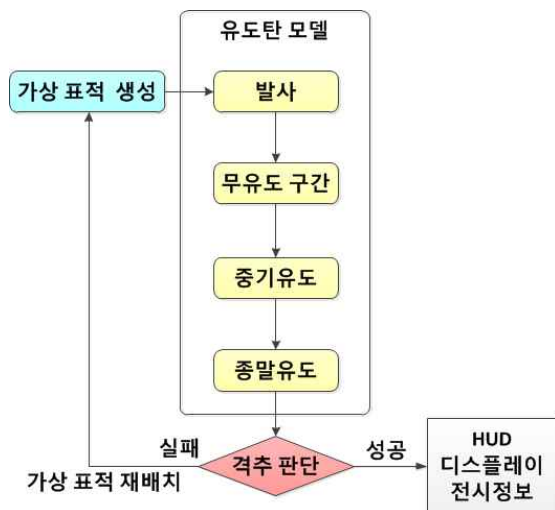


Fig. 3. AIM-120 Operation Plot

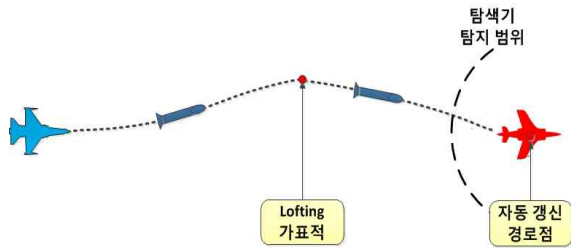


Fig. 5. AIM-120 Lofting Waypoint

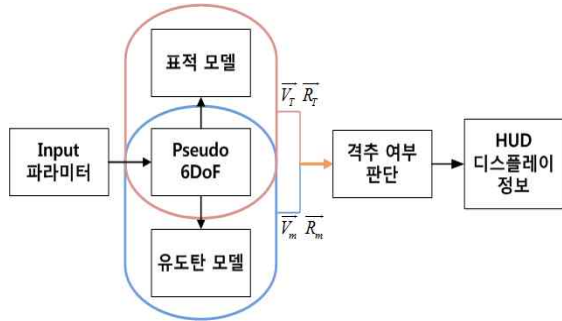


Fig. 6. DLZ Computation Algorithm Structure

환하게 된다. Fig. 5는 AIM-120의 중기유도 경로 점 배치와 그에 따른 궤적 형상을 나타낸 것이다. AIM-120 유도탄의 격추 판단 구속조건은 AIM-9와 동일한 Table 1과 같다.

### III. DLZ 산출 알고리즘

DLZ 산출 알고리즘이란 강체의 운동을 모의할 수 있는 모델을 바탕으로 공대공 유도탄의 교전 가능 범위 및 전투기 HUD에 필요한 DLZ 정보들을 산출하는 알고리즘이다. 이 알고리즘을 적용하여 Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램에서 유도탄과 가상 표적을 교전시킴으로써 전투기에 탑재되는 공대공 유도탄의 최대 교전 거리와 최소 교전 거리를 분리해서 계산하여 교전 가능 범위를 계산한다. 최대 교전 거리 계산 알고리즘이 표적 요격이 불가능한 조건으로부터 오차 거리를 보상해가며 요격 가능한 조건의 교전 가능 거리를 판단하는 알고리즘이라면, 최소 교전 거리 계산 알고리즘은 표적 요격이 가능한 조건으로부터 요격 불가능한 조건을 찾아나가는 방식이다. DLZ 산출 알고리즘의 구조는 Fig. 6과 같다.

#### 3.1 최대 교전 거리 계산 알고리즘

유도탄의 최대 교전 거리는 Table 4와 같은 순서를 반복 수행하여 산출하고, 이를 도시화하면 Fig. 7과 같다.

Table 4. Maximum Engagement Range Computation Algorithm Procedure

①	표적 인식
②	표적의 시선각 방향으로 유도탄 최대 사거리보다 먼 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 Newton's 기법 적용
⑦	①-⑥ 반복 수행 후 격추 성공한 최대 사거리를 최대 교전 거리로 결정

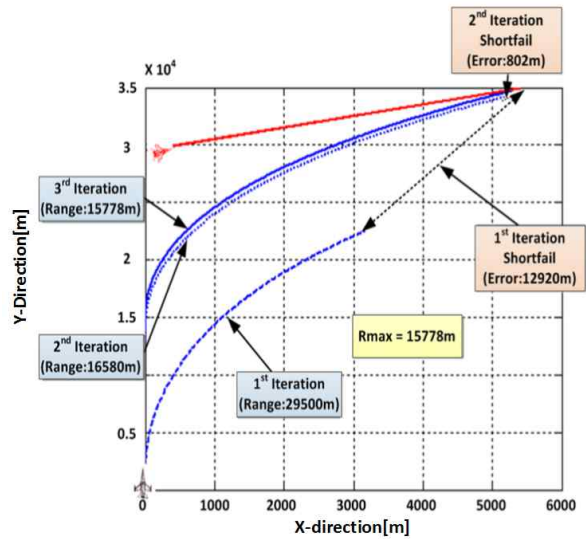


Fig. 7. Maximum Engagement Range Computation Algorithm Concept

발사 모기와 표적의 기동에 따라 무수히 많은 교전 상황이 발생하기 때문에, 시뮬레이션을 통한 교전 가능 구간 산출이 필수적이며 실시간으로 계산이 이루어져야 한다. 따라서 오차 거리만큼 사거리를 1대 1로 보상하는 최대 교전 거리 계산 방식은 임의의 교전 모의 조건에서 오차 거리가 작을 경우 iteration 횟수가 급격히 증가하여 실시간성을 보장하기 힘들다. 따라서 프로그램의 실시간성을 위하여 iteration 횟수와 사거리에 따른 오차 거리의 분석을 통하여 그에 따른 경향성을 도출하고, 이를 바탕으로 Newton's 기법[6]을 통해 Fig. 8과 같이 사거리에 따른 오차 거리의

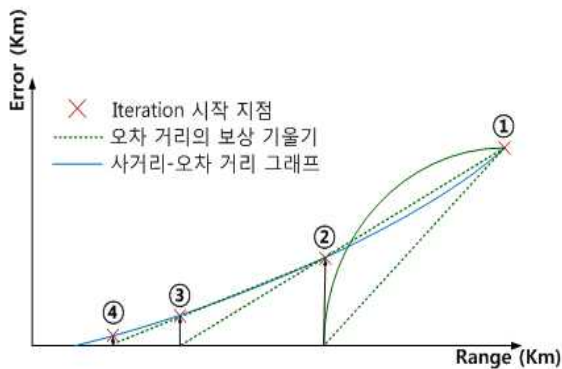


Fig. 8. Error Range Compensation Method

Table 5. Minimum Engagement Range Computation Algorithm Procedure

①	표적 인식
②	표적의 시선각 방향으로 유도탄이 요격 가능한 지점에 가상 표적 생성
③	모의 조건 적용 (표적 기동 여부, 유도체적 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 성공한 가장 짧은 사거리를 최소 교전 거리로 결정

기술기만큼 보상하여 실시간성을 보장하였다.

### 3.2 최소 교전 거리 계산 알고리즘

최소 교전 거리 계산 알고리즘에서는 최대 교전 거리와는 반대로 최초의 가상 표적을 요격이 가능한 위치에 위치시킨다. 표적 요격이 가능한 조건의 경우 오차 거리라는 것이 존재할 수 없기 때문에, 최소 교전 거리 계산 알고리즘에서는 Bi-section 기법으로 최소 교전 거리를 산출한다 [7]. 최소 교전 거리 계산 순서는 Table 5와 같다.

## IV. Pseudo 6자유도 프로그램

비행체의 3차원 운동을 모의 할 때 사용되는 가장 정확한 운동 모델은 6자유도 운동방정식이다 [8]. 6자유도 운동방정식은 비행체의 3축에 가

해지는 힘과 모멘트를 이용해 비행체의 운동을 모의하는 방식이다. 이 경우 비행체의 운동을 매우 정확하게 모의할 수 있지만, 복잡한 수식으로 인해 프로그램에 많은 부하가 걸려 속도가 저하될 가능성이 크고 실시간성을 보장할 수 없다. 본 연구에서 모의 대상으로 하는 유도탄의 경우, 6자유도 운동방정식의 필요로 하는 정보들을 적절한 가정에 의해 산출 또는 유추하여야 한다. 그러나 이는 모의 프로그램 전체로 보았을 때 정확성이 가장 큰 장점인 6자유도 운동 모의 프로그램의 부정확성을 증가시키는 요인이 된다. 6자유도 운동방정식 이외에 흔히 사용되는 운동 모델로는 3자유도 질점 운동방정식이 있다 [9]. 이 경우 모멘트 방정식을 풀지 않고 힘 방정식만으

Table 6. Comparison of Dynamic Model

운동모델	6DOF	Pseudo 6DOF	3DOF
정확도	매우 정확	정확	정확
자세각 출력	가능	가능	불가능
프로그램 부하	높음	낮음	낮음

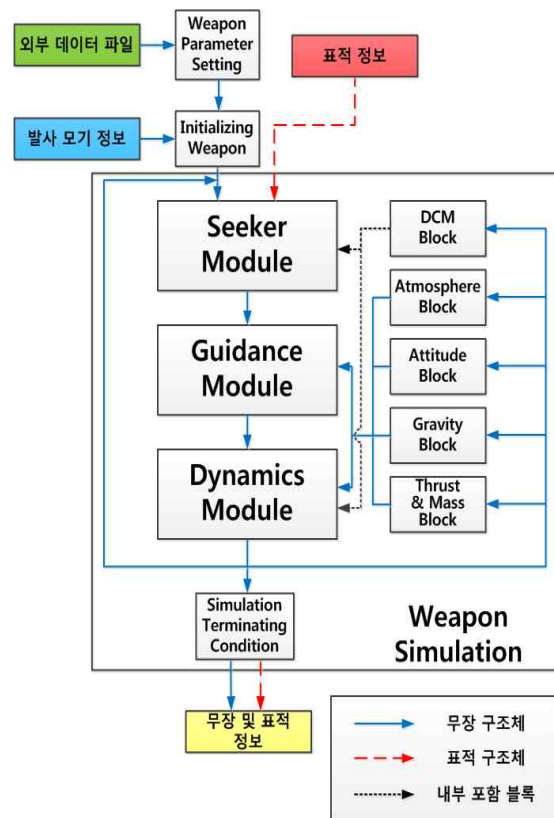


Fig. 9. Block Diagram of Pseudo 6DOF

로 비행체의 운동을 모의하기 때문에, 비행체의 자세각을 출력할 수 없는 단점이 존재한다.

따라서 본 연구에서는 3자유도 질점 운동 방정식을 기반으로 하는 Pseudo 6자유도 운동 모델을 이용한 모의 프로그램을 개발한다. Pseudo 6자유도 운동 모델이란 기존 3자유도 질점 운동 방정식 중, 유도 가속도 명령으로부터 받음각을 가정하여 가상의 자세각을 출력할 수 있는 모델이다. Pseudo 6자유도 운동 모델을 사용함으로써 3자유도 질점 운동 모델의 단점인 자세각 출력 문제를 해결함과 동시에 6자유도 운동 모델의 과부하에서도 비교적 자유롭다. 다음의 Table 6은 각 운동 모델의 장단점을 비교한 것이다. Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램의 흐름도는 Fig. 9와 같다.

### 4.1 탐색기 모듈

탐색기 모듈에서는 종말유도 단계에서 탐색기의 lock-on 여부에 대해 판단한다. 또한 유도탄과 표적의 위치, 속도를 통해 유도 조종 모듈에서 사용할 시선각 변화율을 계산하는 유도탄의 탐색기 역할을 모의한다. 그에 따른 탐색기 모듈의 흐름도는 Fig. 10과 같다. 교전 상황에서 유도탄과 표적 간의 기하도는 Fig. 11과 같고, 식 (1)과 같이 정의된다.

$$\frac{\vec{R}_{TM}}{V_{TM}} = \frac{\vec{R}_T - \vec{R}_M}{V_T - V_M} \quad (1)$$

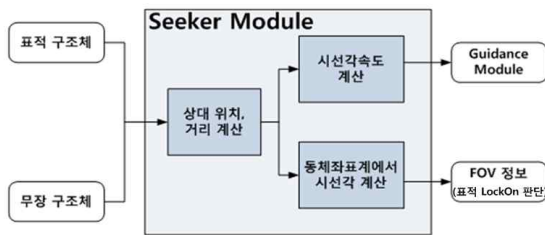


Fig. 10. Seeker Module Block Diagram

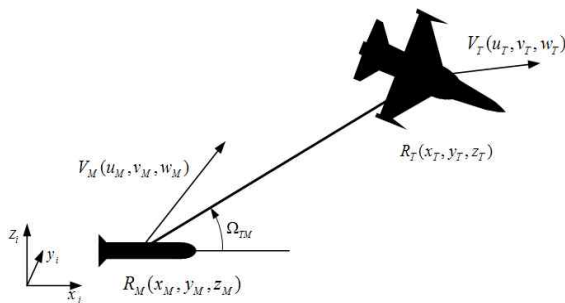


Fig. 11. Line of Sight Geometry

시선각속도  $\vec{\Omega}_{TM}$ 는 시선각 벡터의 각속도로 (2)와 같이 정의된다.

$$\vec{\Omega}_{TM} = \frac{\vec{R}_{TM} \times \vec{V}_{TM}}{|R_{TM}|^2} \quad (2)$$

탐색기의 시선각속도는 최대 허용 시선각 변화율 이상이 출력되지 않도록 한다. 식 (3)은 이러한 시선각속도에 관련된 제한 조건을 나타낸 것이다.

$$\begin{cases} \dot{\Omega} = \dot{\Omega} & (\dot{\Omega} < \dot{\Omega}_{max}) \\ \dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{max} & (\dot{\Omega} \geq \dot{\Omega}_{max}) \end{cases} \quad (3)$$

또한 유도탄과 표적 사이의 각도를 식 (4)와 같이 계산하여 표적이 탐색기의 탐지범위 및 FOV (Field Of View) 밖으로 벗어나게 되면 탐색기의 lock-on이 해제되어 발산하게 된다.

$$FOV_{ele} = \frac{R_{TM}^b(z)}{\sqrt{R_{TM}^b(x)^2 + R_{TM}^b(z)^2}} \quad (4)$$

$$FOV_{azi} = \frac{R_{TM}^b(y)}{\sqrt{R_{TM}^b(x)^2 + R_{TM}^b(y)^2}}$$

### 4.2 유도 조종 모듈

유도 조종 모듈에서는 유도탄이 표적에 유도되기 위한 유도받음각 명령을 산출한다. 그에 따른 유도 조종 모듈의 흐름도는 Fig. 12와 같다. 본 연구에서는 유도 조종 구간을 무유도 구간, 중기유도 구간, 종말유도 구간의 세 구간으로 나눈다. 무유도 구간은 표적을 격추하기 위해서 유도탄을 발사할 때 발사 모기에서 분리되어 추진체가 점화하기 전까지 유도탄이 자유낙하 하는 구간이다. 유도탄 별 무유도 구간으로 설정된 시간이 지나면 단거리 유도탄인 AIM-9는 종말 유도로 바로 전환되고, 중장거리 유도탄인 AIM-120은 탐색기의 탐지 범위에 도달하기 위해 중기유도 과정을 거쳐 종말 유도로 전환된다.

탐색기 lock-on 이후 종말유도 단계에서 유도



Fig. 12. Guidance Module Block Diagram

탄의 유도법칙으로는 PPN(Pure Proportional Navigation) 유도 법칙을 구성하여 적용하였다. 따라서 유도 명령은 유도탄 속도벡터에 수직한 방향으로 나타나고, 그에 따른 유도가속도는 식 (5)와 같이 정의된다[10].

$$\vec{a}_c = N\vec{\Omega}_{TM} \times \vec{V}_M + g \quad (5)$$

유도가속도 명령이 계산되면 유도탄 종류에 따른 기동가속도 제한을 식 (6)과 같이 고려한다.

$$\begin{cases} a_c = \vec{a}_c & |a_c| < a_{max} \\ a_c = |a_{max}| \frac{\vec{a}_c}{|\vec{a}_c|} & |a_c| \geq a_{max} \end{cases} \quad (6)$$

한편 유도가속도는 필요한 양력의 크기를 고려하여 식 (7)과 같이 정의할 수 있고, 이를 양력 계수에 대하여 정리하면 식 (8)과 같다.

$$ma_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (7)$$

$$C_L = \frac{2ma_c}{\rho V^2 S} \quad (8)$$

Pseudo 6자유도 시뮬레이션 프로그램에서 사용하는 공력 데이터는 각 유도탄의 2차원 평면도를 스케일링하여 Missile DATCOM[11]을 통해 마하수와 받음각의 테이블 형태로 구성하였다. 따라서 마하수를 알고 필요한 양력 계수를 알면, 양력 계수를 생성하는데 필요한 유도받음각 명령을 계산할 수 있다.

### 4.3 동역학 모듈

동역학 모듈에서는 유도 조종 모듈에서 계산된 유도 받음각 명령으로부터 공력을 계산하고, 추력과 중력 등을 더하여 실제 모장의 운동을 모의한다. 그에 따른 동역학 모듈의 흐름도는 Fig. 13과 같다. 받음각의 응답 특성은 오토파일럿 설계의 완료를 가정하여, 식 (9)와 같이 1차 지연 시스템으로 간략화해서 사용한다. 여기서  $\tau$ 는 유도탄에 따라 변화하는 상수이다.

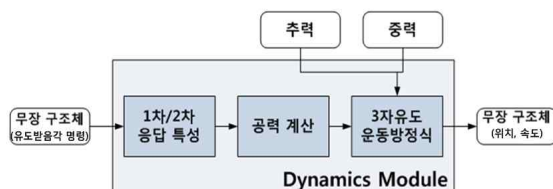


Fig. 13. Dynamics Module Block Diagram

$$\frac{a(s)}{a_c(s)} = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (9)$$

시간 지연이 고려된 받음각과 마하수를 이용하여 테이블 형태의 공력 데이터에서 양력 계수를 찾아 가속도 명령을 식 (10)과 같이 계산한다. 이 때 가속도 명령은 3차원 유도 명령이므로 유도탄의 동체좌표계에서의  $y_b, z_b$ 에 대한 공력을 포함한다.

$$|\vec{a}_c| = \rho V^2 S C_L / 2m \quad (10)$$

마찬가지로 받음각과 마하수를 이용해 테이블 형 공력데이터에서 항력 계수를 찾아 항력을 계산한다. 항력은 유도탄의 동체좌표계에서 정의된다. 관성 좌표계에 작용하는 공력의 총합은 식 (11)과 같다.

$$\vec{F}_{Aero} = \vec{a} + C_b^i \vec{F}_D^b \quad (11)$$

따라서 관성좌표계에서 유도탄의 3자유도 질점 운동방정식은 식 (12)와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \vec{R}_M &= \vec{V}_M \\ \vec{V}_M &= \vec{F}_{Aero} + C_b^i \vec{F}_{Thrust}^b + C_n^i \vec{g}^n \end{aligned} \quad (12)$$

$C_b^i$  : 동체좌표계에서 관성좌표계로의 방향코사인행렬

$C_n^i$  : 항법좌표계에서 관성좌표계로의 방향코사인행렬

Pseudo 6자유도 모델은 3자유도 질점 운동 방정식 기반이므로 모멘트 방정식을 계산하지 않는다. 따라서 유도탄의 자세는 식 (13)과 같이 동체좌표계의  $x$ 축에 일치하는 단위벡터를 항법 좌표계로 변환한 값을 통해 계산할 수 있고, 그에 따른 오일러 각은 식 (14)와 같다.

$$\begin{bmatrix} x_{bn} \\ y_{bn} \\ z_{bn} \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \phi &= 0 \\ \theta &= \tan^{-1} \left( \frac{-z_{bn}}{\sqrt{x_{bn}^2 + y_{bn}^2}} \right) \\ \psi &= \tan^{-1} \left( \frac{y_{bn}}{x_{bn}} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

$C_b^n$  : 항법좌표계에서 관성좌표계로의 방향코사인행렬

### 4.4 표적 모델

표적은 전투기를 대상으로 하고, 표적의 가속도는 선회가속도 뿐이라고 가정한다. 따라서 표

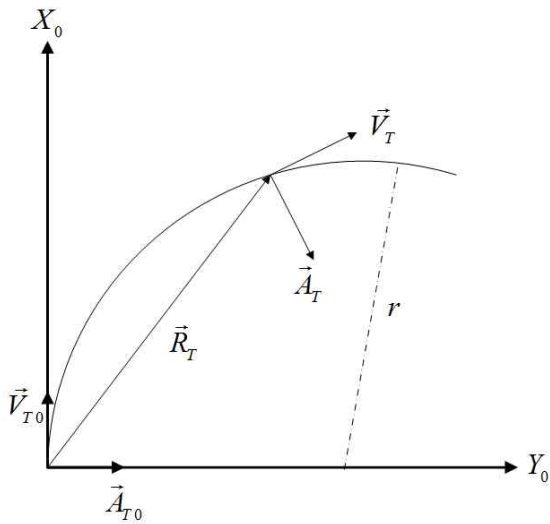


Fig. 14. Target Dynamic Geometry

적의 초기 속도와 가속도에 의해 정의된 Fig. 14와 같은 평면상에서, 표적의 운동은 원운동과 가속도가 없는 직선운동으로만 정의된다. 표적 가속도는 식 (15)와 같이 정의한다.

$$\vec{A}_T = \vec{A}_T - (\hat{V}_T \cdot \vec{A}_T) \hat{V}_T \quad (15)$$

여기서  $\vec{A}_T$ 는 이전 스텝에서의 표적 가속도이고,  $\vec{A}_T$ 는 표적의 수직 가속도이다. 위 가속도 식을 적분하고 Fig. 14와 같은 기하 공간상에서 표적의 운동을 정의하면, 식 (16), (17)과 같이 표적의 속도 벡터와 위치 벡터를 도출할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_T &= V_{T0} [\cos(\omega t) \hat{X}_0 + \sin(\omega t) \hat{Y}_0] \\ &= V_{TX} \hat{X}_0 + V_{TY} \hat{Y}_0 \end{aligned} \quad (16)$$

$$\vec{R}_T = \frac{V_{TY}}{\omega} \hat{X}_0 + \left[ r - \frac{V_{TX}}{\omega} \right] \hat{Y}_0 \quad (17)$$

여기서  $\omega = \frac{|\vec{A}_T|}{|\vec{V}_T|}$  로 표적의 선회 속도이고,  $r = \frac{|\vec{V}_T|^2}{\omega}$  로서 표적의 선회 반경이다. 이를 통하여 식 (18), (19)와 같이 표적의 시간에 따른 속도와 거리를 도출할 수 있다.

$$\begin{aligned} V_{TX}(n+1) &= V_{TX}(n) \cos(\omega \Delta t) \\ &\quad - V_{TY}(n) \sin(\omega \Delta t) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} V_{TY}(n+1) &= V_{TY}(n) \cos(\omega \Delta t) \\ &\quad + V_{TX}(n) \sin(\omega \Delta t) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} R_{TX}(n+1) &= \frac{V_{TY}(n+1)}{\omega} \\ R_{TY}(n+1) &= r - \frac{V_{TX}(n+1)}{\omega} \end{aligned} \quad (19)$$

### V. DLZ 산출 시뮬레이션 결과

모의대상 유도탄에 따른 입력 파라미터는 Table 8과 같다[12-14]. 이를 바탕으로 Pseudo 6 자유도 시뮬레이션 프로그램과 최대, 최소 교전 거리 계산 알고리즘을 통하여, Table 7과 같은 초기 조건에서 교전 모의 시뮬레이션을 수행하였다. 이 때, 표적의 초기 고도, 초기 속도, 초기 방위각을 변화 시켜가며 구한 AIM-9 DLZ는 Fig. 15~17, AIM-120 DLZ는 Fig. 18~20과 같다.

Figure 15, 18을 통해 모의 대상 유도탄의 교전 시, 표적의 초기 고도가 높을수록 최대사거리는 대체로 증가한다. 반대로 표적의 초기 속도가 클수록 최대사거리는 감소하는 것을 Fig. 16, 19를 통해 확인할 수 있다. 이는 표적이 유도탄의 비행방향과 동일한 방향으로 비행하기 때문에,

Table 7. Simulation Initial Condition

발사 모기 초기 조건		
위도	경도	고도
38.00°	127.00°	10000m
속도		
300 m/s		
롤 각	피치 각	요 각
0°	0°	0°
표적 초기 조건		
AIM-9 표적 초기위치	위도	경도
	38.05°	127.00°
AIM-120 표적 초기위치	위도	경도
	38.15°	127.05°
고도		
기준 10000m, 7000~12000m		
속도		선회 가속도
기준 300 m/s, 200~400 m/s		1 g
롤 각	피치 각	요 각
0°	0°	기준 0°; 0~180°



Table 8. Weapon Input Parameter[12-14]

파라미터	AIM-9	AIM-120
유도탄 성능 정보		
유효 사거리	~10000m	~105000m
유효 고도	~6000m	~25000m
시간 지연	0	0
최대 가속도	30g	30g
최대 받음각	60deg	30deg
물리량 정보		
초기 중량	86.95kg	161.50kg
직경	0.12m	0.18m
추력 정보		
연료 소모량	7.562kg/sec	11kg/sec
부스터 추력	19082N	22000N
부스터 시작시간	0.02sec	0.2sec
부스터 종료 시간	3.20sec	3.5sec
서스테인너 추력	0	11000N
서스테인너 시작 시간	0	3.5sec
서스테인너 종료 시간	0	7.0sec
공력 정보		
항력 계수	Missile DATCOM을 통하여 마하수와 받음각의 2차원 테이블 형태로 산출	
양력 계수		
탐색기 정보		
탐색기 종류	Infrared	Active radar
탐지 거리	10000m	5000m
Off-Boresight	수직/수평 ±135°	수직/수평 ±135°
유도 기법 정보		
자유낙하시간	0.02sec	0.2sec
중기 유도	해당사항 X	PPN
종말 유도	PPN	PPN
항법 상수	4	4

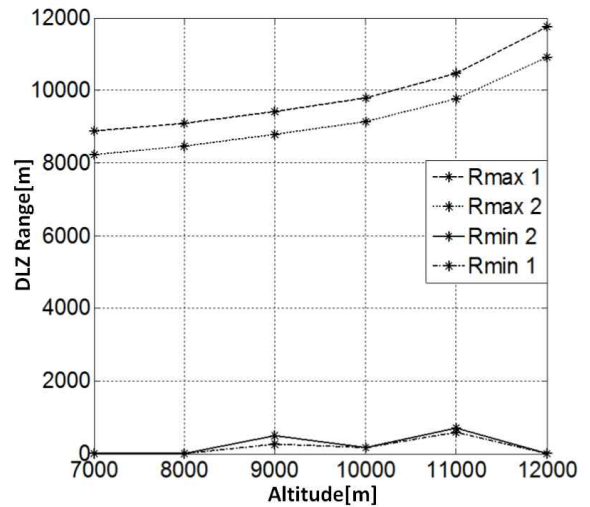


Fig. 15. AIM-9 DLZ for Target Altitude

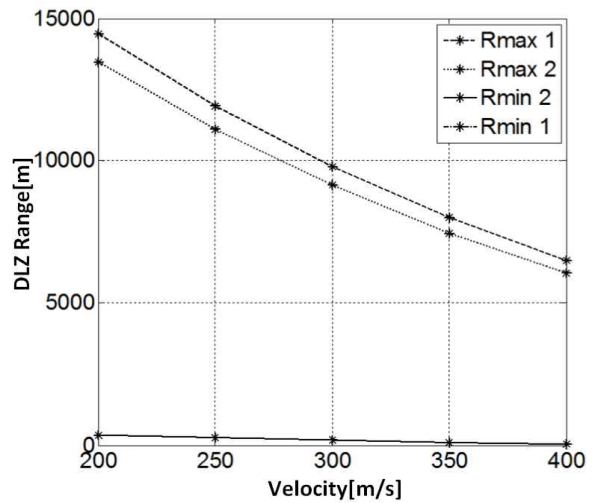


Fig. 16. AIM-9 DLZ for Target Velocity

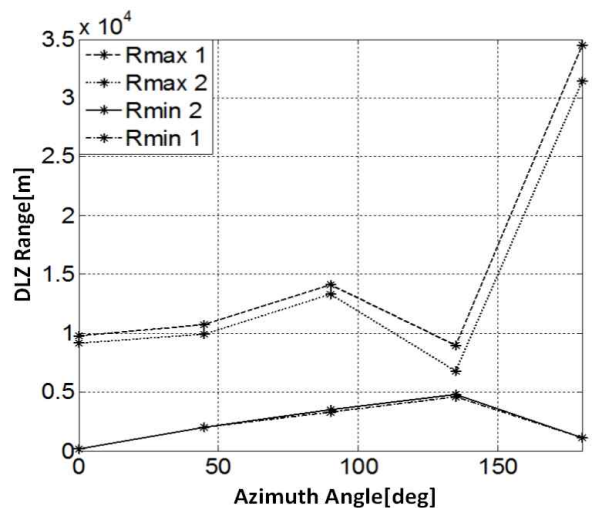


Fig. 17. AIM-9 DLZ for Target Azimuth

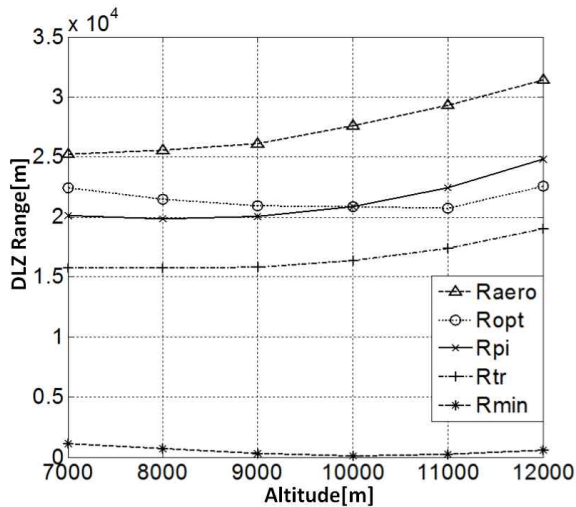


Fig. 18. AIM-120 DLZ for Target Altitude

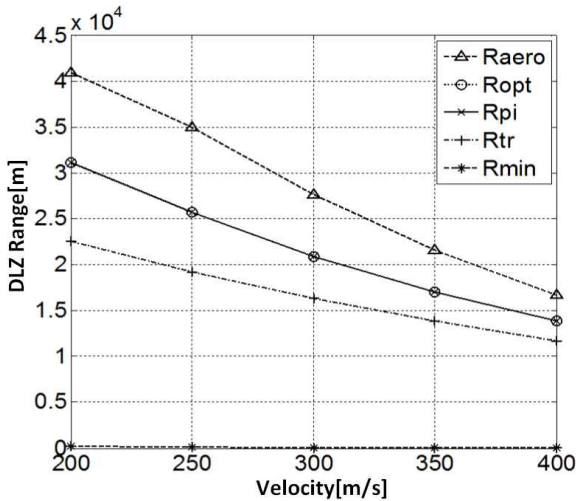


Fig. 19. AIM-120 DLZ for Target Velocity

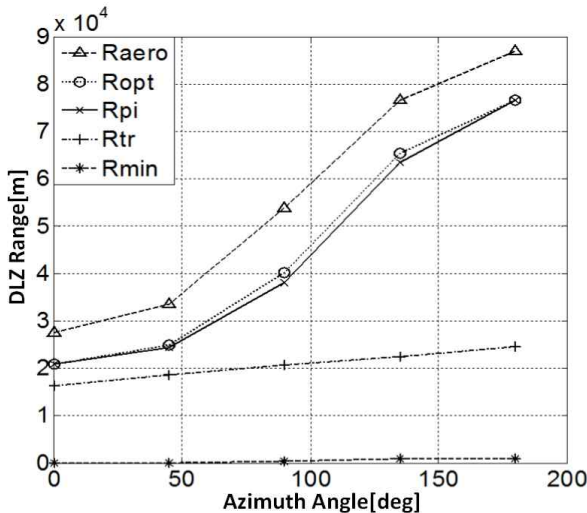


Fig. 20. AIM-120 DLZ for Target Azimuth

closing velocity 감소폭이 작아서 사거리 정보들도 감소하는 것이다. 표적의 초기 방위각을 변화시킨 Fig. 17, 20의 결과를 살펴보면, 전시 정보는 대체로 증가하는 경향을 보인다. 표적의 초기 방위각이 180°인 경우, 유도탄과 표적은 서로 조우하는 상황이라 다른 조건에 비해 사거리가 크게 산출된다. 그러나 표적의 초기 방위각이 135°일 때, AIM-120과는 다르게 AIM-9의 최대사거리는 감소하고, 최소사거리는 증가하는 경향을 보인다. 이는 표적과 AIM-9과의 초기 직선거리가 약 5km로 짧기 때문에, 유도탄이 최대 기동 가속도 제한에 걸려서 원호를 그리며 표적을 뒤따르는 형태로 비행하기 때문이다.

### VI. 결 론

본 연구에서는 AIM-9, AIM-120 유도탄의 운용을 모의하고 DLZ 요소들에 대해 분석 및 산출하였다. 이를 위하여 Pseudo 6자유도 모델을 연구하여 교전모의 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다. Pseudo 6자유도 모델은 3자유도 질점 운동방정식 기반으로 유도 가속도 명령으로부터 받음각을 가정하여 가상의 자세각을 계산함으로써, 3자유도 모델의 신속성과 6자유도 모델의 자세 계산이라는 장점을 갖추고 있다. 이러한 Pseudo 6자유도 프로그램은 외부 입력 파라미터를 변경함으로써 하나의 프로그램 구조로도 여러 종류의 유도탄을 모의할 수 있도록 개발하였다. 이를 바탕으로 공대공 유도탄의 최대/최소 교전거리 계산 알고리즘인 DLZ 산출 알고리즘에 대하여 연구하였다. 최대 교전 거리는 오차 거리의 기울기 만큼 오차 거리를 보상하며 계산하고, 최소 교전 거리는 Bi-section 방식을 이용하여 계산한다.

개발한 프로그램을 바탕으로 입력 파라미터 대체를 통하여 공대공 유도탄 외에도, 한국에서 운용중인 전투기에 탑재되는 공대지 유도탄에 대한 전시 정보를 산출할 수 있다. 이를 통하여 전투기 MFD(Multi Function Display) 상에 도시되는 LAR(Launch Acceptable Region) Footprint의 도출을 모색할 수 있다.

### 후 기

본 연구는 2011년도 국방과학연구소와 LIG백스원의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

## References

- 1) O. Goteman, K. Smith, and S. Dekker, "HUD with a Velocity(Flight-Path) Vector Reduces Lateral Error During Landing in Restricted Visibility," *International Journal of Aviation Psychology*, Vol. 17, 2007, pp.91~108.
- 2) W. Yang, *KODEF Military Aircraft Almanac*, Planetmidea, 2008.
- 3) S. E. Darland, P. T. Liu, J. F. Engels, and C. M. McSpadden, *F-16 A/B Mid-Life Update Production Tape M1 The Pilot's Guide*, Lockheed Martin, 1998, pp.125~152.
- 4) F. A. Gorg, S. E. Darland, G. L. Kolling, and R. R. Bessire, *F-16 A/B Mid-Life Update Production Tape M2 The Pilot's Guide*, Lockheed Martin, 2000, pp.29~65.
- 5) J. E. Clement, S. E. Darland, J. G. Woods, and A. F. Merrell, *F-16 A/B Mid-Life Update Production Tape M3 The Pilot's Guide*, Lockheed Martin, 2004 pp.8~18.
- 6) J. D. Faires, R. L. Burden, and B. Pirtle, *Numerical Analysis*, 3rd Ed., Brooks/Cole publishing company, 2003, pp.45~51.
- 7) J. D. Faires, R. L. Burden, and B. Pirtle, *Numerical Analysis*, 3rd Ed., Brooks/Cole publishing company, 2003, pp.33~38.
- 8) B. S. Kim, Y. D. Kim, H. C. Bang, M. J. Tahk, and S. K. Hong, *Flight Dynamics and control*, Kyungmoon, 2004, pp.57~80.
- 9) C. B. Park, *Understanding of Flight Dynamics*, Kyungmoon, 2004, pp.29~36.
- 10) P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 5th Ed., Vol. 219, AIAA, Reston VA, 2007, pp.15-21.
- 11) W. B. Blake, *Missile DATCOM*, Air Force Research Laboratory, 1998.
- 12) J. M. Sung, B. S. Kim, and B. H. Shin, "Development of a Air-to-Air Missile Simulation Program for the Lethality Evaluation," *Journal of KSAS*, Vol. 38, No. 3, 2010, pp.288~293.
- 13) E. L. Fleeman, "Technologies for Future Precision Strike Missile Systems - Missile /Aircraft Integration," Defense Technical Information Center Compilation Part Notice, ADP010957, 2001.
- 14) U.S. Air Force, <http://www.af.mil/>