

스트랩다운 탐색기를 탑재한 유도탄의 관측각 제어 유도

Look-Angle-Control Guidance for Missiles with Strapdown Seeker

김도완, 박우성, 유창경*
(Dowan Kim¹, Woosung Park¹, and Chang-Kyung Ryoo¹)

¹Inha University

Abstract: Conventional proportional navigation guidance law is not adequate for missiles with a strapdown seeker, because the strapdown seeker cannot measure line-of-sight rate directly. This paper suggests a guidance loop design method, in which the look angle, measured by the strapdown seeker directly, is controlled to deliver a missile to a target. Basically, the look angle control loop is regarded as an attitude control loop. By using the proposed method, it is possible to shape the midcourse trajectory by choosing the reference look angle properly. The look angle control loop can robustly maintain target lock-on against disturbances because the target is always captured in the field of view of the seeker. The performance of the proposed method is verified via 6-DOF simulations of a true short range tactical missile model.

Keywords: strapdown seeker, look angle control, tactical missile, direct attack, top attack

I. 서론

탐색기는 유도탄을 구성하는 가장 핵심적인 부분으로 크게 스트랩다운형 탐색기와 김발형 탐색기로 나뉜다. 김발형(gimbal) 탐색기와 스트랩다운형(strapdown) 탐색기는 극명히 상반되는 장단점을 갖고 있다. 김발형 탐색기는 탐색기가 김발 위에 장착되어 있어 유도탄 운동에 관계없이 표적을 추적하도록 한다. 김발형 탐색기의 경우 보어사이트 오차(boresight error)에 비례하는 시선각속도 정보를 제공하기 때문에 비례항법유도법칙의 적용이 가능하다.

스트랩다운형 탐색기는 탐색기가 유도탄의 동체에 직접 부착하는 방식으로 유도탄의 운동에 탐색기가 획득하는 영상이 영향을 받는다. 따라서 유도탄의 진동이나 외란에 민감하다. 김발형의 경우 탐색기의 화각을 작게 하여 배율을 높일 수 있어 원거리의 표적의 탐지 추적이 가능하면서도 김발을 통해 탐지할 수 있는 FOR(Field-Of-Regard)가 넓은 반면에, 스트랩다운형의 경우 화각과 FOR이 동일하여 FOR를 크게 할 경우 표적탐지 거리가 크게 제한된다. 이러한 스트랩다운형 탐색기의 단점에도 불구하고 김발형 탐색기에 비해 경량이며 전력소모가 적고 특히 가격이 저렴하여 스트랩다운 탐색기를 탑재한 단거리 전술 유도탄의 개발이 세계적으로 활발하게 이루어지고 있는 추세이다[1,2].

스트랩다운형 탐색기는 시선각 변화율을 직접 측정하지 못하며, 오직 관측각(look angle)만 측정할 수 있다. 따라서 비례 항법 유도법칙을 사용하기 위해서는 관측각로부터 시선각속도를 추정해야 한다. 필터 등을 통해 관측각으로부터 시선각속도를 추정하는 방법들이 이미 연구된 바 있으며

이들 논문들의 공통적인 특징은 관측각 변화율에 자세각속도를 보상하여 시선각속도를 산출하는 방식으로 요약될 수 있다[3-6]. 그러나 관측각 변화율에 목시적으로 내재된 자세각속도와 보정을 위해 측정된 자세각속도의 다이나믹스가 서로 상이하여 실제시스템에 적용할 경우 높은 주파수의 진동현상이 발생함을 관찰할 수 있으며 유도조종루프에 불안정성을 야기한다[6].

따라서 스트랩다운형 탐색기를 장착한 유도탄의 경우 시선각속도를 필요로 하는 비례항법유도법칙 대신 다른 방식의 유도조종루프의 설계가 필요하다. 본 논문에서는 스트랩다운형 탐색기에서 제공하는 관측각을 이용한 유도조종루프의 설계에 관한 내용을 다룬다. 이는 탐색기의 화각 내에 표적이 존재할 경우 표적을 항상 요격할 수 있다는 Pure Pursuit 개념을 적용한 것으로서 비행 중 탐색기의 관측각이 특정한 값을 유지하도록 제어기를 설계하는 것이다. 시선각의 크기가 작다고 가정할 경우 관측각은 자세각과 동일하다고 가정할 수 있으므로 관측각 제어루프의 설계는 유도탄 자세각 제어루프와 동일하게 설계할 수 있다. 본 논문에서 제안된 관측각 제어 유도방식은 기본적으로 유도탄 전체가 김발형탐색기의 김발과 같은 역할을 수행하는 것으로 볼 수 있다. 관측각 제어방식은 탐색기가 항상 표적을 Lock-on 하도록 유도탄의 동체 자세각을 제어하기 때문에 외란에 따른 Lock-on 해제 가능성이 작고, 다양한 관측각을 추종하게 함으로서 고고도 비행에서 저고도 비행에 이르는 다양한 중기 비행궤적을 성형할 수 있다는 장점을 가진다.

제안된 기법은 단거리 전술급 유도탄의 6-DOF 시뮬레이션을 통해 그 성능을 검증하였다. 본 논문에서 고려한 전술급 유도탄은 스트랩다운 탐색기와 3축 동체 각속도계만을 장착하고 있다고 가정하였다. 본 논문에서 고려한 전술급 유도탄의 사거리는 500-2,500 m이며 고정표적이나 저속 이동 표적의 요격을 목표로 한다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2012. 7. 6., 수정: 2012. 12. 26., 채택확정: 2013. 1. 17.

김도완, 박우성, 유창경: 인하대학교 항공우주공학과

(12040032@naver.com/whiterings@hanmail.net/ckryoo@inha.ac.kr)

※ 본 논문은 영상정보특화연구센터(KAIST)를 통한 방위사업청(국방과학연구소) 및 인하대학교에서 지원하여 연구하였음.

II. 관측각 제어기 설계

제어 유도루프를 소개에 앞서 유도 조종 루프 소개에 필요한 각도들을 정의한다. 그림 1은 피치 채널에서 유도탄과 표적의 관계도이다.

그림 1에서 θ 는 동체 피치 자세각, α 는 받음각, γ_m 은 비행경로각, V_m 은 피치 평면에서의 유도탄 속도 벡터, x_b 는 유도탄의 동체 좌표계의 x 축이다. 유도조종 알고리즘 및 탐색기의 측정과 관련된 각도는 아래 그림에서 λ_θ 로 정의되는 관측각과 σ_θ 로 정의되는 시선각이다. 관측각은 유도탄의 동체 좌표계의 x 축과 표적이 이루는 각이다. 시선각은 유도탄의 무게중심에 위치하고 유도 좌표계(관성 좌표계)의 x 축과 평행한 선과 표적이 이루는 각도이다.

1. 관측각 제어기 구조

관측각 제어의 기본적인 개념은 표적의 상이 스트랩다운 탐색기의 화각 내부에 항상 존재하면 유도탄은 언젠가 표적에 유도된다는 개념이다.

그림 2는 스트랩다운 탐색기와 각속도 자이로를 이용한 피치 채널의 관측각 제어 유도 루프이다. 그림 2에서 λ 는 관측각, θ 는 피치각, q 는 피치 각속도, δ 는 핀 변위각을 나타내며 하침자 c 는 유도명령을 의미한다.

유도 루프에서 λ_c 로 표현되는 관측각 명령이 스트랩다운 탐색기의 화각 이내의 값을 가지면 유도탄은 표적에 유도된다[7]. 제어기는 관측각을 제어하는 외부 루프 안에 피치 각속도를 제어하는 내부 루프가 포함된 2중 구조 형태이다. 제어기 설계 시 내부 루프인 각속도 루프를 안정화시킨 후, 외부 루프를 설계한다. 관측각 제어 유도 루프는 통상

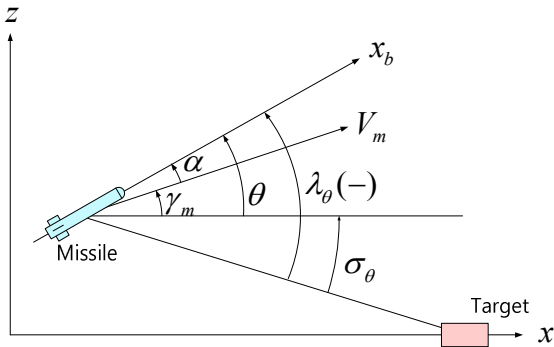


그림 1. 피치 채널 기하.

Fig. 1. Pitch channel geometry.

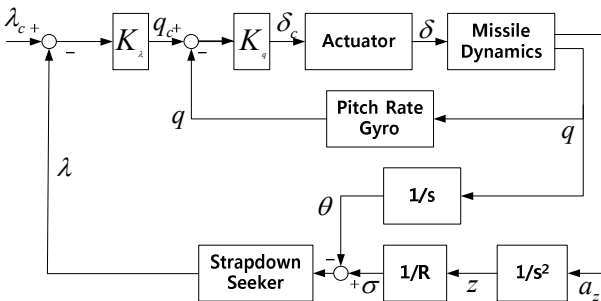


그림 2. 관측각 제어 루프 구조.

Fig. 2. Structure of look angle guidance loop.

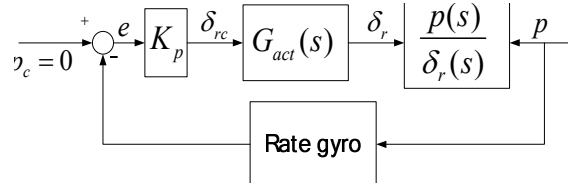


그림 3. 롤 채널 루프.

Fig. 3. Roll channel loop.

적인 제어기의 설계기준인 이득 여유 6 dB와 위상 여유 30 deg 이상을 만족하면서 충분히 빠르도록 설계하여야 한다.

본 논문에서는 피치 채널의 유도 루프만 설명하였다. 요 채널의 유도 루프는 유도탄이 정확히 대칭이라는 가정 하에 피치 채널과 동일하게 설계할 수 있다. 롤 루프는 유도탄 자체가 롤에 대해 안정하다는 가정 하에 그림 3과 같이 각속도 안정화 루프로만 구성한다.

2. 관측각 제어 루프의 특성

관측각 제어 유도 방식을 사용했을 때의 가장 큰 이점은 관측각을 직접 제어함으로써 표적을 스트랩다운 탐색기의 화각 이내에 항상 존재하게 한다는 점이다. 스트랩다운 탐색기로 다른 유도법칙을 구현하였을 때 항상 Lock-on이 해제될 잠재적 위험성을 갖고 있는데 반해, 제안된 관측각 직접 제어 유도 방식은 항상 표적이 화각 이내에 존재하도록 유도하는 방식이기 때문에 Lock-on 해제 문제를 피할 수 있다는 장점이 있다. 물론 유도탄에 순간적인 외란이 작용한다거나 표적이 심한 기동을 하여 순간적으로 탐색기의 화각 밖으로 나가버리는 경우에는 어쩔 수 없지만, 유도 법칙 자체에서 발생하는 유도 명령으로 인한 Lock-on 해제 가능성을 근본적으로 제어할 수 있는 장점을 갖는데, 이는 스트랩다운 탐색기를 사용하는 유도탄의 측면에서 매우 유리한 장점이다. 또한 관측각 제어 유도 방식은 탐색기의 관측각 정보와 자이로의 각속도 정보만으로도 유도 루프가 구성이 가능하며, 유도 루프 자체가 간결해 지는 장점도 가지고 있다.

관측각 제어 유도의 또 다른 장점은 관측각 명령을 탐색기 화각 이내로 유지시키되, 화각 범위 이내에서 유도 명령의 크기를 어떻게 설정하느냐에 따라 다양한 형태의 궤적 성형이 가능하다는 점이다. 피치 채널의 경우 유도 명령의 값을 작게 유지시켜 지면과 수평에 가깝게 비행하게 함으로써 빠른 시간 내에 직사할 수 있는 궤적도 만들 수 있고, 유도 명령 값을 크게 유지시켜 높은 고각에서 큰 입사각을 갖고 표적을 공격하게 할 수도 있다.

3. 관측각 명령에 따른 궤적 성형

유도탄이 비행하는 구간 중 피치 채널의 경우 발사 초기와 중기에 입사 직전에 유리한 관측각 명령 조건이 각각 다르다. 그러므로 본 논문에서는 관측각 유도 명령을 두 구간으로 나누어 각각 다른 값으로 입력하고 두 구간의 지속 시간을 조정함으로써 유도탄 궤적을 보다 안정적이고 유리하게 구성하는 것을 제안한다. 구간별 관측각 명령과 전환 시점을 조정하여 다양한 형태의 비행궤적을 성형할 수 있다. 그림 4는 피치 채널 관측각 명령과 전환시점에 따른 유도구간 분리를 나타낸 것이다.

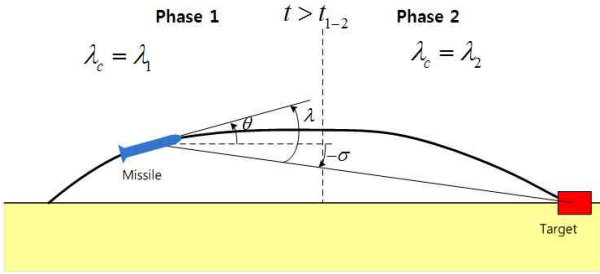


그림 4. 관측각 명령에 따른 유도 구간 분리.
Fig. 4. Division of guidance phase by look angle command.

첫 번째 구간은 공력 제어에 필요한 속도가 확보될 때까지 초기 발사각을 유지시키는 구간이다. 유도탄 발사 시에는 Tip-off도 존재하고 유도탄의 제어에 필요한 유도 제어력이 확보되지 않은 상태이므로 이러한 조건에서 유도탄에 무리한 기동을 시키면 유도탄이 지면에 충돌하거나 표적 Lock-on이 해제될 가능성이 생긴다. 따라서 발사 초기에는 지속 시 공력 제어로 인한 불필요한 불안정성 발생을 줄이기 위해 관측각 명령을 발사각과 같은 값으로 설정한다.

두 번째 구간은 유도탄의 종말 단계의 안정성을 확보하는 구간이다. 관측각 유도 명령으로 큰 값이 입력되면 종말 단계에서 급격한 자세 변화가 일어나므로 입사 시의 안정성이 매우 떨어지게 된다. 이를 방지하기 위해 유도탄이 표적에 안정적으로 입사할 수 있게 관측각 유도 명령을 설정한다.

피치 채널과는 달리 요 채널에서는 초기 지면 충돌 가능성을 고려하지 않아도 된다. 또한 구간에 따라 궤적을 달리 성형할 필요도 없으므로 관측각 명령을 전 구간에서 0으로 설정한다.

III. 시뮬레이션

관측각 제어 유도 법칙의 성능을 알아보기 위해 6자유도 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 1회 시뮬레이션을 통한 단일 궤적 분석과 오차 요소들을 포함하여 시뮬레이션을 여러 번 수행하는 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다. 대상 모델은 사거리 500~2500 m 수준의 저속으로 이동하는 경장갑 지상차량 또는 병커와 같은 고정표적을 대상으로 하는 단거리 유도탄이다. 시뮬레이션 종료 조건은 유도탄이 표적 상공을 통과할 때를 종료 조건으로 하여, 횡방향과 고도 방향의 오차를 분석하였다. 시뮬레이션 종료조건을 이와 같이 설정한 이유는 몬테카를로 시뮬레이션 수행 후 산포도를 통해 유도탄의 성능을 분석하기 위함이다.

1. 단일 궤적 시뮬레이션

본 논문에서는 유도탄이 지면과 수평에 가깝게 비행하여 표적을 직사할 수 있는 궤적을 만들 수 있고 직격모드(direct attack mode)와 높은 고도까지 상승시켜 종말 단계에서 비행경로각을 높여 표적의 상부를 공격할 수 있는 상부 공격모드(top attack mode) 궤적을 성형해 보았다. 직격모드의 경우 건물이나 병커와 같은 정지표적이거나 상부가 엄폐된 차량표적의 공격에 적합하다. 상부공격의 경우 직격모드에 비해 높은 비행고도를 비행하여 표적의 상부를 공격하

표 1. 직격 모드 궤적 성형 변수.

Table 1. Direct attack mode trajectory shaping parameters.

R	500 m	1500 m	2500 m
λ_1	8.0 deg	8.0 deg	8.0 deg
λ_2	2.5 deg	3.0 deg	3.5 deg
t_{1-2}	0.5 초	1.5 초	2.5 초

는 비행모드로서 표적의 시인성을 높일 수 있다는 장점을 가진다. 동일 유도탄으로 두 모드를 운용한다는 가정 하에 발사각은 초기 발사각은 8.0 deg로 고정하였다. 직격모드의 사거리별 궤적 성형 변수는 표 1과 같다. 표 1에서 R 은 사거리, t_{1-2} 는 두 유도 구간의 전환 시점이다.

그림 5~7은 유도탄의 사거리를 500 m, 1500 m, 2500 m로 변화시켰을 때 직격모드의 궤적 및 주요 변수들의 그래프들이다.

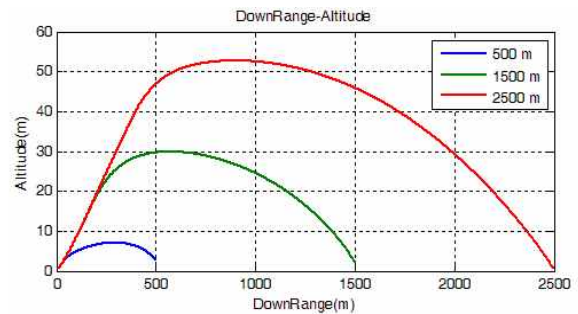


그림 5. 직격 모드 궤적.
Fig. 5. Direct attack mode trajectory.

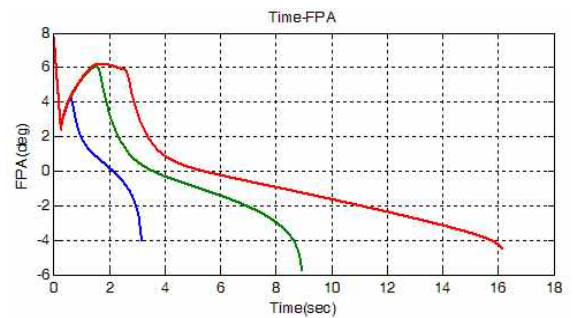


그림 6. 직격 모드 비행경로각.
Fig. 6. Direct attack mode flight path angle.

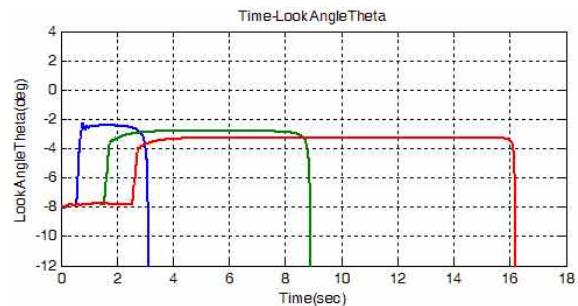


그림 7. 직격 모드 관측각관측각 명령에 따른 유도 구간 분리.
Fig. 7. Direct attack mode look angle.

표 2. 상부공격 모드 궤적 성형 변수.

Table 2. Top attack mode trajectory shaping parameters.

R	500 m	1500 m	2500 m
λ_1	8.0 deg	8.0 deg	8.0 deg
λ_2	0.0 deg	0.0 deg	0.0 deg
t_{1-2}	1.75 초	7.5 초	15.0 초

표 2는 상부공격모드의 사거리별 궤적 성형 변수이다.

그림 8~10은 유도탄의 사거리를 500 m, 1500 m, 2500 m로 변화시켰을 때 상부공격모드의 궤적 및 주요 변수들의 그래프들이다.

그림 5와 8을 보면 궤적 성형 변수에 따라 궤적이 달라짐을 확인할 수 있다. 그림 6와 9를 비교하면 표적 입사 시의 비행경로각 차이를 확인할 수 있다. 직격모드의 경우 0도 근방의 매우 작은 입사각을 가지지만 상부공격모드의 경우 최고 20 deg 이상의 종말 입사각을 가지므로 표적의

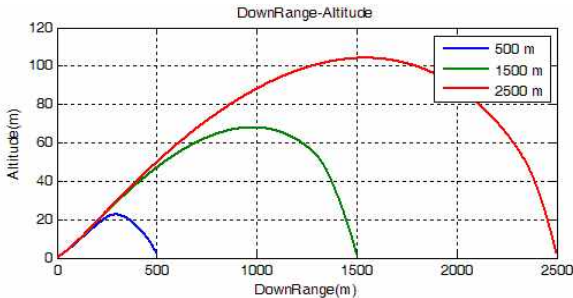


그림 8. 상부공격 모드 궤적.

Fig. 8. Top attack mode trajectory.

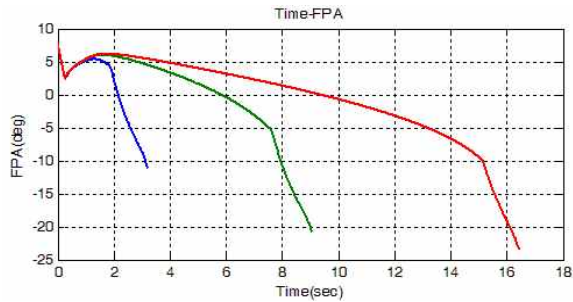


그림 9. 상부공격 모드 비행경로각.

Fig. 9. Top attack mode flight path angle.

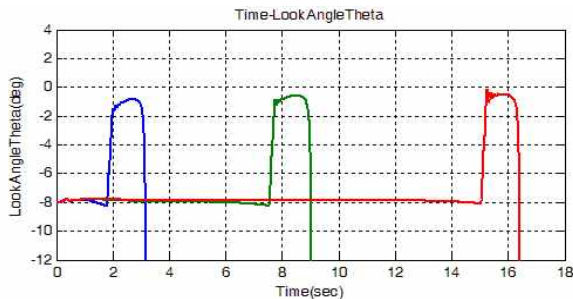


그림 10. 상부공격 모드 관측각.

Fig. 10. Top attack mode look angle.

상부 공격에 유리하다. 그림 7과 10에서는 유도탄의 관측각이 실제 유도 명령을 잘 추종함을 확인할 수 있다. 그림 6과 9에서 비행 종료 단계에서 관측각이 발산하는 양상을 보이고 있는데, 이는 유도 오차가 0이 되지 않는 이상 당연히 발생하는 현상이다. 하지만 유도탄 비행의 최종 단계에서 잠깐 발생하기 때문에 전체 비행 성능에는 거의 영향을 미치지 못하기 때문에 문제가 없다고 볼 수 있다.

2. 몬테카를로 시뮬레이션

몬테카를로 시뮬레이션이란 불확실한 상황 하에서 확률적 시스템을 이용한 다수 시뮬레이션 반복을 통해 결과를 분석하는 모의실험을 말한다. 몬테카를로 시뮬레이션에서 가장 우선적으로 수행되어야하는 것은 실제 유도탄이 운용될 것을 가정했을 때 유도탄 궤적에 영향을 줄 가능성이 있는, 즉 불확실성을 야기할 수 있는 요소들을 판별하고 그 요소들을 모델링 하여 확률분포로 나타내는 것이다. 표 3은 불확실성 요소들을 식별하여 나열한 것이다.

이렇게 모델링한 확률분포에 따라 무작위 표본 추출을 하게 되는데, 이 때 이용되는 방법으로는 여러 가지가 있지만 본 연구에서는 난수(random number)를 사용하였다. 표 3에서 바람 방향과 추력 정렬 오차 방향만 균일 분포 형태(uniform distribution)를 갖는 것으로 하였고 나머지 요소들은 모두 정규 분포형태(normal distribution)의 확률 분포를 갖는 것으로 가정하였다. 대부분의 난수는 1회 시뮬레이션 동안은 고정되는 Run-Wise 형태를 취하는 것으로 하였지만, 탐색기 측정 오차 요소는 1회의 시뮬레이션 동안에도 매 스텝 그 값이 바뀌는 Path-Wise 형태로 가정하였다.

표 4는 고정 표적에 대해 유도탄이 직격모드를 운용했을 때 사 거리에 따른 300회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행 결과이다. 이 때 직격모드 궤적 성형 변수는 표 1과 동일하다.

그림 11~13는 각각 직격모드의 사거리 500 m, 1500 m, 2500 m 일 때 몬테카를로 시뮬레이션의 결과를 표적의 수직 한 평면에서 그린 산포도이다. 점으로 표현된 탄착점이고 원은 CEP (Central Error Probable)를 나타낸 것이다. 직격모드의 경우 CEP가 전 사 거리에 대해 2 m 이내를 유지하여 양호한 유도성능을 나타내고 있다.

표 3. 몬테카를로 시뮬레이션 불확실성 요소.

Table 3. Uncertain variables for monte-carlo simulation.

불확실성 요소		STD/Range
측풍	바람 방향(deg)	0 ~ 180
	바람 속도(m/s)	5
형상	관성 모멘트(%)	1
	힘 공력 계수(%)	3
	모멘트 공력 계수(%)	1
추력	추력 크기(%)	5
	정렬 오차 방향(deg)	0 ~ 180
	정렬 오차 크기(deg)	0.01
탐색기	Look Angle(deg)	0.01
자이로	바이어스(deg/s)	0.02
초기 조건	발사 속도(m/s)	1.5
	발사 각(deg)	0.3
	롤/요 각속도(deg/s)	1
	피치 각속도(deg/s) (Tip-off)	5

표 4. 직격 모드 몬테카를로 시뮬레이션.

Table 4. Direct attack mode monte-carlo simulaion.

고정 표적		횡방향 오차	종방향 오차
사거리 500 m	평균(m)	-1.217	0.488
	표준편차(m)	2.468	1.243
	CEP(m)	1.998	
사거리 1500 m	평균(m)	0.659	0.028
	표준편차(m)	2.526	0.836
	CEP(m)	1.485	
사거리 2500 m	평균(m)	0.221	0.899
	표준편차(m)	2.753	0.801
	CEP(m)	1.285	

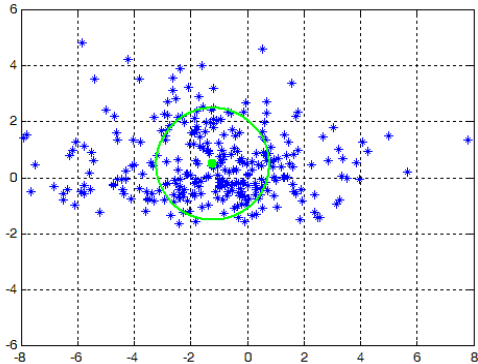


그림 11. 직격 모드 탄착 산포도 (500 m).

Fig. 11. Direct attack mode hit dispersion (500 m).

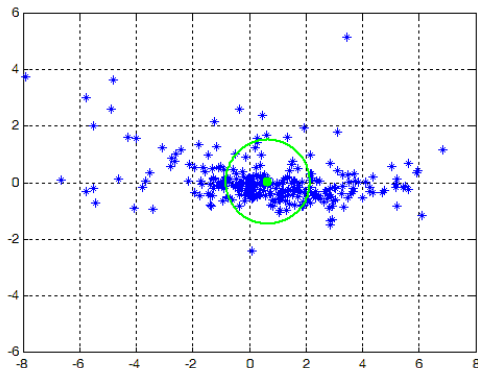


그림 12. 직격 모드 탄착 산포도 (1500 m).

Fig. 12. Direct attack mode hit dispersion (1500 m).

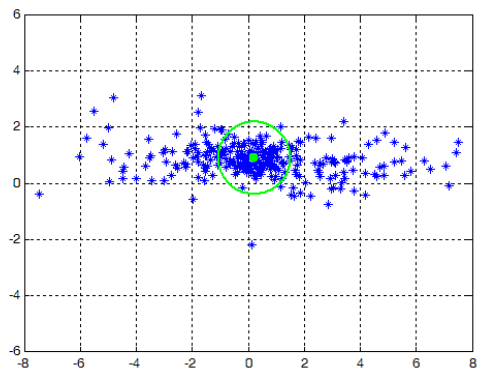


그림 13. 직격 모드 탄착 산포도 (2500 m).

Fig. 13. Direct attack mode hit dispersion (2500 m).

표 4와 그림 11~13를 보면 유도탄이 안정적으로 표적에 유도됨을 확인할 수 있다. 하지만 상하방향에 비해 횡방향의 분포가 넓음을 확인할 수 있는데, 이는 관측각 제어 유도 루프가 표적의 뒤를 쫓는 Pure Pursuit 형태의 유도이므로 측풍이 존재할 때 유도 성능이 떨어지기 때문이다. 결과 데이터를 분석해보면 횡방향 유도 오차의 크기는 측풍 속도에 비례함을 확인할 수 있다. 다른 오차 요소들은 유도 오차 생성에 크게 영향을 끼치지 않았다.

표 5는 고정 표적에 대해 유도탄이 상부공격모드를 운용했을 때 사거리에 따른 300회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행 결과이다. 궤적 성형 변수는 표 2와 같다.

표 5. 상부공격 모드 몬테카를로 시뮬레이션.

Table 5. Top attack mode monte-carlo simulaion.

고정 표적		횡방향 오차	종방향 오차
사거리 500 m	평균(m)	0.158	0.379
	표준편차(m)	2.019	2.042
	CEP(m)	2.132	
사거리 1500 m	평균(m)	0.609	-0.254
	표준편차(m)	1.882	1.583
	CEP(m)	1.583	
사거리 2500 m	평균(m)	-0.928	0.984
	표준편차(m)	2.473	2.623
	CEP(m)	2.872	

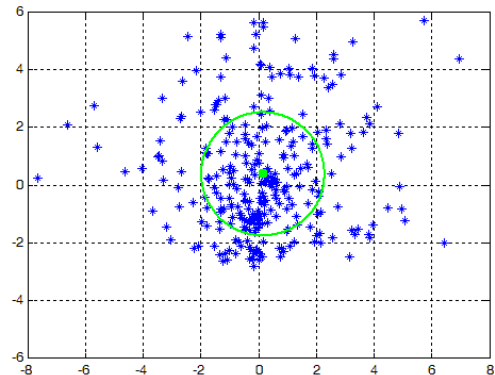


그림 14. 상부공격 모드 탄착 산포도 (500 m).

Fig. 14. Top attack mode hit dispersion (500 m).

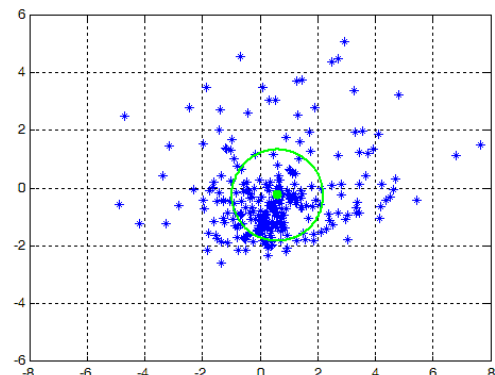


그림 15. 상부공격 모드 탄착 산포도 (1500 m).

Fig. 15. Top attack mode hit dispersion (1500 m).

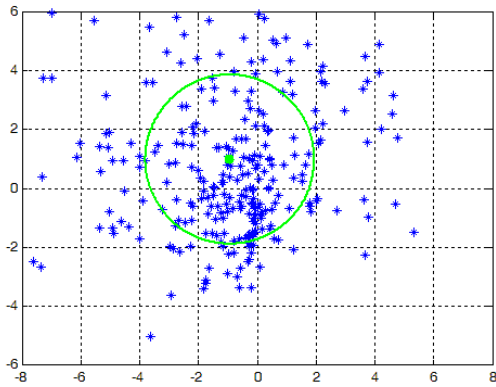


그림 16. 상부공격 모드 탄착 산포도 (2500 m).

Fig. 16. Top attack mode hit dispersion (2500 m).

그림 14~16은 각각상부공격모드의 사거리 500 m, 1500 m, 2500 m 일 때 몬테카를로 시뮬레이션의 결과를 표적의 수직 한 평면에서 그린 산포도이다. 표 5에 나타난 바와 같이 상부공격모드일 경우 CEP는 모든 사거리에서 3 m 이내로서 직격모드에 비해 오차의 크기와 분포가 커진 것을 확인할 수 있다. 오차가 큰 경우를 분석해본 결과 상부공격모드 역시 바람에 의한 영향이 가장 큰 것을 확인할 수 있었다. 특히 직격모드에 비해 상하방향 오차도 큰 것을 확인할 수 있는데, 이는 높은 고도까지 올라가 지면에 수평한 바람 성분에도 궤적이 영향을 받기 때문이다. 또한 비행시간이 더 길어 바람에 노출되는 시간이 길어지기 때문에 횡방향 오차도 직격모드에 비해 더 크게 나타남을 확인할 수 있었다.

IV. 결론

본 논문에서는 스트랩다운 탐색기에서 직접 측정되는 관측각을 직접 제어하는 유도 법칙을 제안하고 6자유도 시뮬레이션을 통해 성능을 확인하였다. 본 논문에서 제안한 관측각 제어 유도 법칙은 스트랩다운 탐색기의 가장 큰 단점인 Lock-on 해제 가능성을 근본적으로 줄일 수 있으며, 유도 명령의 선택에 따라 다양한 형태의 궤적을 성형할 수 있는 장점이 있다. 본 논문에서는 유도탄의 비행을 두 구간으로 나누어 각각 다른 유도 명령 값을 가지는 알고리즘을 제안하였다. 본 논문의 연구 결과 고정 표적에 대해서는 안정하고 우수한 성능을 보임을 확인할 수 있었다. 하지만 관측각 제어 유도 법칙은 표적의 뒤를 쫓는 Pure Pursuit 유도 형태이기 때문에 고속으로 이동하는 표적의 경우 유도오차가 커질 것으로 예상된다. 추후 연구를 통해 유도 종말 단계와 표적 기동 시 Lead Pursuit 형태로 변형하거나, 비례항법 유도 법칙 등의 다른 유도 법칙과 함께 복합적으로 사용한다면 관측각 제어 유도 법칙만의 장점을 유지하며, 기동 표적에 약한 단점도 보완할 수 있을 것이라고 판단된다.

참고문헌

[1] K.-S. Kim and S.-W. Ra, "Robust least squares motion deblurring using inertial sensor for strapdown image ir sensors," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 18, no. 4, pp. 314-320, Apr.

2012.

- [2] S. G. Park, D.-H. Hwang, and S. J. Lee, "Psi angle error model based alignment algorithm for strapdown inertial navigation system," *Journal of Institute of Control, Robotics and System (in Korean)*, vol. 17, no. 2, pp. 183-189, Feb. 2011.
- [3] S.-A. Jang, C.-K. Ryoo, K. Y. Choi, and M.-J. Tahk, "Guidance loop design for partable tactical missiles with strapdown seeker," *Proc. of the 2008 KSAS Spring Conference (in Korean)*, pp. 319-322, Apr. 2008.
- [4] Z. Lin, Y. Yao, and K.-M. Ma, "The design of LOS reconstruction filter for strap-down imaging seeker," *Proc. of 2005 International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, pp. 2272-2277, 2005.
- [5] W. H. Kim, C. G. Park, and J. G. Lee, "A derivation of LOS rate for PNG in a strapdown seeker missile," *Proc. of 2009 KIMST Conference (in Korean)*, Aug. 2009.
- [6] S.-A. Jang, C.-K. Ryoo, K. Y. Choi, and M.-J. Tahk, "Parasite loop compensation of missile with strapdown seeker," *Proc. of the 15th Guidance Weapon Conference (in Korean)*, pp. 65-70, Oct. 2009.
- [7] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd Ed., John Wiley & Sons, Inc., 1991.

김도완



2008년 인하대 항공우주공학과(공학사) 졸업. 2010년 동 대학원 석사. 2010년~현재 인하대학교 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 유도탄 유도제어, 최적제어, 시뮬레이션 프로그램.

박우성



2008년 인하대 항공우주공학과(공학사) 졸업. 2008년~현재 인하대학교 항공공학과 석박사 통합과정 재학중. 관심분야는 인공위성 유도 및 제어, 유도탄 최적 제어 및 신경회로망.

유창경



1989년 인하대학교 항공공학 공학사. 1991년 KAIST 항공우주공학 공학석사. 2006년 KAIST 항공우주공학 공학박사. 1991년~2006년 국방과학연구소 선임연구원. 2006년~현재 인하대학교 부교수. 관심분야는 유도무기/무인기 유도제어, 최적제어, 비선형 제어.