

활공형 탄약의 비행모사 시뮬레이터를 활용한 조건별 최대사거리 연구

신승제[†], 김환우^{**}

A Study on the Maximum Target Distance Using a Flight Simulator of Glide-Type Ammunition

Seung-je Shin[†], Whan-Woo Kim^{**}

ABSTRACT

When the new ammunition is designed, it is necessary to confirm in advance how long the target distance is depends on the shape and weight of the designed ammunition. Therefore we can use commercial software such as PRODAS to predict the target distance in the design stage. This commercial software has aerodynamic data for various ammunition shape and calculates the target range by calculating the kinetic equations of the ammunition using the aerodynamic data most similar to the designed ammunition. The ammunition for predicting the target distance through software such as PRODAS is a non-guided ammunition that has no control after launch but the glide type ammunition is guided and control ammunition. So it is predicts the state of ammunition after the launch. A new type of simulator is needed to analyze the maximum range and to verify the onboard guided and control algorithm. The simulator constructed in this paper is an optimized simulator for glide type ammunition. Unlike unmanned aircraft and guided missiles. The rotation characteristics of the ammunition are considered and the navigation initialization algorithm is applied. The constructed simulator confirmed the performance by performing maximum range analysis of glide type ammunition.

Key words: Ammunition, Navigation, Guidance Technology, Gliding, Simulation

1. 서 론

곡사포와 같은 장거리 타격 무기체계는 유도기술의 정밀화, 지능화를 기반으로 목표물의 타격 정확도를 향상하는 방향으로 발전되고 있다. 곡사포탄의 표적 거리는 초기 발사 고각 및 속도에 따라 주로 결정되며, 부가적으로 바람 등의 환경에 영향을 받는다. 초기 발사 고각은 포신을 이용하여 조절이 가능하며, 속도는 추진제량을 이용하여 조절이 가능하다. 단순

하게 탄약을 탄착 지점으로 정확히 이동시키려면 반복적으로 포발사를 수행하여 고각 및 추진제량을 조절하면 된다. 이 경우 시간적 물질적 낭비가 크기 때문에 미리 “사표”를 만들어 포발사 시 참고하게 된다. 사표는 반복적으로 다양한 조건에서 포발사 시 획득한 데이터를 정리한 것으로 보면 된다. 탄약을 새로 설계하게 되면, 설계된 탄약의 외형 및 무게에 따라 표적거리의 예측이 필요하다. 하지만 설계단계에서 포발사를 수행할 수 없기 때문에 PRODAS 등

* Corresponding Author : Seung-Je Shin, Address: (34186) Yuseong P.O.Box 35, Daejeon, KOREA, TEL : +82-42-821-3073, FAX : +82-42-823-3400, E-mail : ssjsin@dreamwiz.com

Receipt date : Feb. 12, 2018, Revision date : Apr. 26, 2018
Approval date : May 15, 2018

[†] The 4th Research and Development Institute, Agency for Defense Development

^{**} Department of Electronics Engineering, Chungnam National University
(E-mail : wwkim@cnu.ac.kr)

상용 소프트웨어를 사용하여 표적거리를 예측하게 된다. 이러한 상용 소프트웨어는 다양한 탄의 형상에 대한 공력 데이터를 갖추고, 설계된 탄약과 가장 유사한 공력 데이터를 이용하여 탄약의 운동방정식을 계산하여 사거리를 계산하게 된다. 그러므로 공력 데이터를 많이 확보한 소프트웨어가 표적거리 산출에 가장 적합하다고 할 수 있다. 사표 및 PRODAS 등 소프트웨어를 통해 표적거리를 예측하는 탄약은 무유도 탄약으로 발사 후 제어가 없는 형태이지만 활공형 탄약은 유도형 탄약으로 발사 후 탄약의 자세를 예측하여 항법/유도조종을 수행하게 된다.

활공형 탄약의 항법/유도조종 알고리즘의 검증에 위한 별도의 시뮬레이션 환경을 구축할 때 유사한 형태의 제어를 수행하는 무인기 및 유도탄의 시뮬레이션 환경을 참고할 수 있지만 추가적으로 고려해야 할 요소가 있다. 예를 들어 무인항공기 및 발사대에서 발사되는 유도탄의 경우 초기에 발사체의 자세를 초기화 하고 출발하기 때문에, 자세 변화만을 반영하여 현재 상태를 예측할 수 있지만 화포에서 발사되는 탄약의 경우 발사초기에 최대 15,000G의 역방향 가속도 및 18,000RPM의 회전력이 탄약에 인가됨으로 이러한 열악한 상황을 극복하고 어느 정도 탄약이 안정화 된 다음에 각종 센서 및 전자 장비를 활성화하여 탄의 자세를 예측하여야 한다. 그러므로 본 논문에서 구축한 시뮬레이션 환경은 지금까지 무인항공기 및 유도탄에서 사용된 시뮬레이션 환경과 차별성이 있다.

본 논문에서는 활공형 탄약의 비행을 모사할 수 있는 시뮬레이션 환경을 구축하고, 이것을 이용하여, 다양한 발사 조건 및 타격 조건에 따라 최대 사거리의 변화 특성을 분석하였다. 향후 활공형 탄약의 형상 설계 및 알고리즘 검증에 활용한다면 시간적, 경제적으로 효율성을 극대화 할 수 있을 것으로 판단된다.

2. 활공형 탄약의 운용개념

탄약은 비행안정성을 확보하는 방법에 따라 회전안정탄과 날개안정탄 으로 구분할 수 있다. 회전안정탄은 포강내의 강선에 의해 회전력을 얻는 탄으로 최대 18,000RPM 정도의 회전력이 발생하게 된다. 날개안정탄은 날개에 발생하는 양력의 힘으로 안정성을 확보하게 되고, 그에 따라 포발사 시 발생된 회전력을 제거하는 단계를 우선 거치게 된다. 활공형 탄

약은 유도조종을 통한 활공비행을 해야 함으로 날개안정탄이 되어야 한다. 활공형 탄약은 Fig. 1과 같이 발사 초기에는 고 회전에 의해 안정성을 확보하고 탄도 정점 이전에 후미의 보호캡을 분리하여 꼬리날개(조종날개)를 전개하여 회전력 감쇄를 시도하게 된다. 꼬리날개를 탄도 정점 이전까지 전개하지 않는 이유는 최대한 탄을 높게 올리기 위한 시도이다. 탄도 정점 이후에 활공날개를 전개하여 활공에 필요한 양력을 얻을때 까지 탄도 비행을 하고, 이후 활공비행을 수행하게 된다. 그러므로 포발사 후 탄도 정점 직후까지는 일반 무유도 곡사포탄과 동일한 궤적으로 비행하게 된다. 활공 비행 구간에서 어떠한 유도조종을 수행하는가에 따라서 탄착 거리의 조절이 가능하며, 최종 종말 제어를 통해 탄착 낙각의 조절도 가능하게 된다[1].

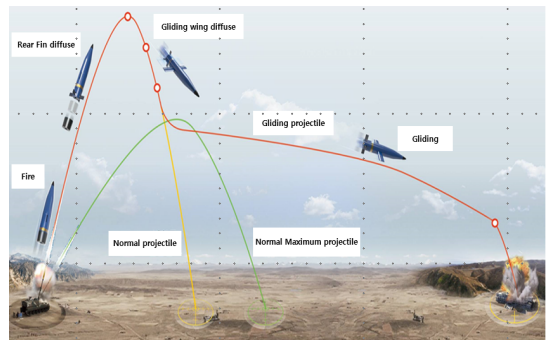


Fig. 1. Operation concept of glide-type ammunition.

3. 활공형 탄약의 모사 시뮬레이션환경 구축

활공형 탄약의 비행모사 시뮬레이션 환경을 구축하기 위해서는 발사 초기조건 외에도 매순간 탄약의 상태 및 자세를 추정하는 알고리즘이 추가되어야 한다. 그래서 Fig. 2와 같이 활공형 탄약의 항법/유도조종 알고리즘과 6자유도 모델을 이용하여 기본시스템을 구성하였다. 기존의 무유도 탄약에 대한 시뮬레이터는 강체의 운동방정식만으로 구성되었다고 할 수 있다. 즉 초기 발사속도와 발사각을 통해 대략적인 포물선 운동을 모사하여 비행거리를 분석하는 것이다. 본 논문에서 구성한 기본시스템의 6자유도 모델은 공력모델, 센서모델 및 조종면모델로 구성되며 입력으로 조종명령을 받고 출력으로 탄약의 상태 및 자세를 추정하기 위한 합성센서 측정값을 항법모델/

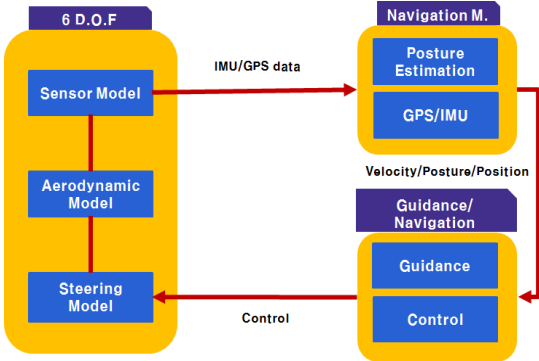


Fig. 2. Basic System Configuration.

유도조종모델에 제공하게 된다[2-6].

3.1 공력모델

활공형 탄약의 형상은 크게 세가지로 나눌 수 있다. 첫 번째는 일반 탄약의 형상과 동일한 형태이며, 두번째는 회전 감쇠를 위해 후방날개를 전개한 형상, 세 번째는 활공을 위해 활공 날개까지 전개한 형상이다. 각 형상별로 풍동 시험을 수행하여 산출된 데이터를 사용하여 공력DB를 구축하였으며, 시뮬레이션 수행시 상황에 따라 적절한 값을 찾아 쓰게 하였다. 단계별로 형상이 변하는 천이구간은 선형적으로 모사하였다. 실제 구성은 Fig. 3과 같이 Simulink로 구성하였다.

3.2 센서 모델

시뮬레이션 환경을 실제와 유사하게 모사하기 위

해서 운동 모델에서 나온 값에 여러 잡음을 추가하여 실제 센서와 유사하도록 모델링하였다. 자이로와 가속도계에는 백색잡음과 편향잡음을 추가하였고, GPS에는 백색잡음을 추가하였다. 센서의 잡음 및 편향치의 크기는 Table 1과 같다.

3.3 조종면 모델

Fig. 1과 같이 유도/제어로부터 전달받은 제어 입력은 조종면 모델을 통과하여 공력 모델로 전달된다. 활공형 탄약은 후방편의 조합으로 에일러론, 엘리베이터, 리더의 세가지 조종면을 사용하며, 각각은 2차 구동기 모델의 형태로 식(1)과 같이 입력 F(t)에 대한 미분방정식으로 나타낼 수 있다[7].

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F(t) \tag{1}$$

여기서 c는 감쇠 계수(damping coefficient)이며, 감쇠비(damping ration) ζ는 임계 감쇠(critical damping)에 대한 시스템의 감쇠 정도를 나타낸다. 또한 고유 진동수(natural frequency)는 $w_n = \sqrt{\frac{k}{m}}$ 로 정의되므로 고유 진동수와 감쇠비를 이용하여 식(1)을 다시 나타내면 식(2)와 같다.

$$\frac{d^2x}{dt^2} + 2\zeta w_n \frac{dx}{dt} + w_n^2 x = F(t) \tag{2}$$

조종면 모델의 파라미터는 고유 진동수(w_n)와 감쇠비(ζ)이며, 여기에 조종면 편향의 최대/최소값과 편향 시간변화율의 최대값을 추가적인 파라미터로 받는다[7-8].

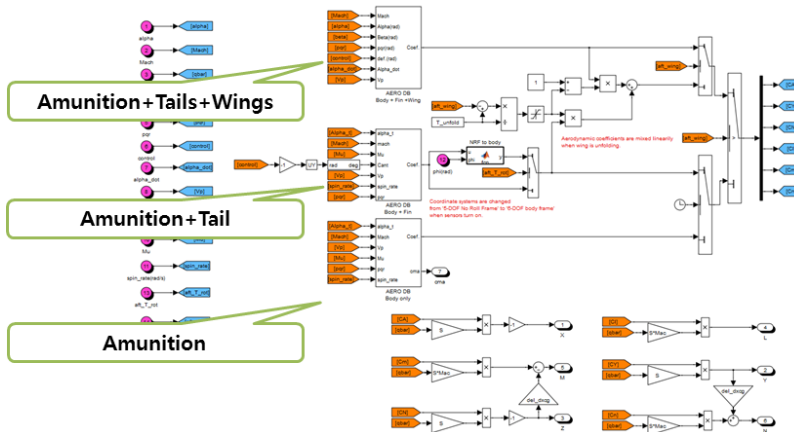


Fig. 3. Aerodynamic database according to ammunition shape.

Table 1. Sensor error and parameter setting

Sensor	Variable	Value
IMU	Output time interval	0.01s
	Acceleration error	[0.3 0.3 0.3] m/s/s
	Acceleration bias	rand([-0.1g, 0.1g]) m/s/s
	Gyro error	[0.03 0.03 0.03] rad/s
	Gyro bias	rand([-0.5, 0.5]) deg/s
GPS	Output time interval	0.1s
	Position error	[5.0 5.0 7.07] m
	Velocity error	[0.5 0.5 0.707] m/s
	Time delay	1 sample
Geomagnetic sensor	Output time interval	0.01s
	Error	[1000 1000 1000] nT
	Bias	[10 -20 15] nT

3.4 통합 시뮬레이션 모델

Fig. 2의 기본 시스템 구성을 바탕으로 Fig. 4과 같이 통합 시뮬레이션 모델을 설계하였다. 항법 모델에서는 센서 데이터를 얻어 위치, 속도, 자세를 계산하여, 유도제어 모델에 전달한다. 유도제어 모델에서 계산된 조종명령은 활공형 탄약의 6자유도 모델을

Table 2. Parameters of control model

Variable	Value
Natural Frequency	100 rad/s
Damping ratio	0.5
Max. Steering deflection	30 deg
Min. Steering deflection	-30 deg
Max. Time ratio	150 deg/s

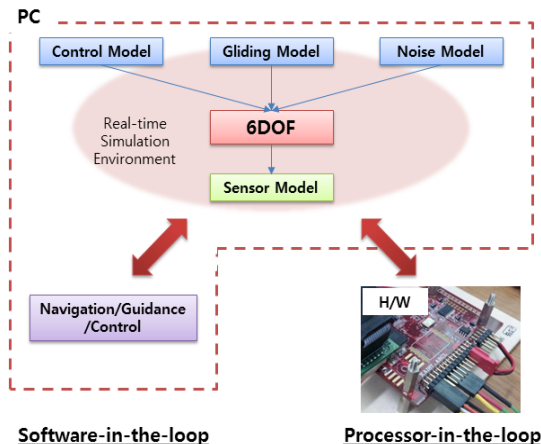


Fig. 4. Integrated Simulation Model.

거쳐 탄약의 운동을 모사하게 된다. Fig. 4과 같이 PC 기반의 알고리즘 검증 외에 실제 탄에 장착되는 H/W 모듈의 검증이 가능하도록 연동을 동일하게 설정하였다. Fig. 5는 탄에 탑재되는 알고리즘의 프로그램 루틴을 나타낸다. PC 기반 알고리즘 검증에서는 실제 탑재컴퓨터의 동작과 같은 역할을 해야 하므로, 스스로 각종 동작 조건을 파악하고 항법에서 유도조종까지 임무를 수행하게 된다. 항법 블록과 유도조종 블록이 각각 100Hz, 50Hz로 동작하고 결과값을 PC에 전달하도록 구현하였다. Fig. 6은 사용자 제어 화면 및 비행 거리 및 시간별 탄의 속도에 대한 시뮬레이션 결과이다.

4. 발사 조건 및 탄착 조건에 따른 최대사거리 분석

4.1 시뮬레이터를 이용한 최대사거리 도출

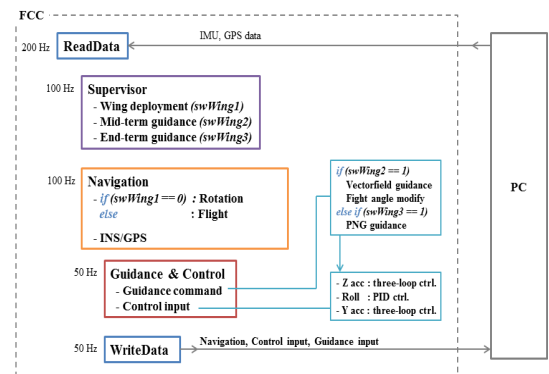


Fig. 5. Program routine Integrated Simulation Model.

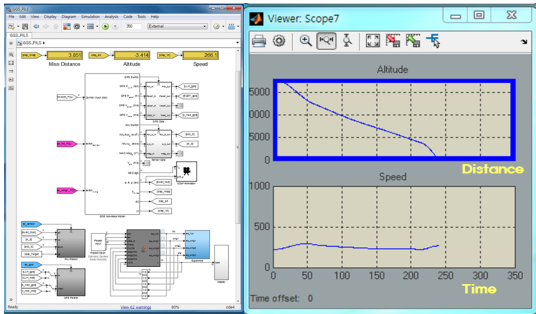


Fig. 6. User interface and simulation result.



Fig. 7. Ammunition Model.

시뮬레이터를 이용하여 최대사거리 분석을 수행 하였으며 이때 사용한 활공형 탄약의 모델은 Fig. 7

과 같으며 이 모델을 기반으로 포구속도, 발사각에 따른 최대 사거리를 활공 비행, 전방 준수직 타격, 후방 준수직 타격 3가지 경우에 대해 시뮬레이션을 통해 도출하였다. 여기서 준수직 타격은 상하각이 80deg임을 의미한다. 최종 물성치와 발사조건을 기반으로 시뮬레이션을 수행하였으며 결과는 Table 3~5에 정리하였다. Table 5에서 후방 준수직 타격 최대사거리 결과를 보면, 선회 거리 부족으로 후방 선회가 불가능하여 탄착지점에 도달하지 못하는 경우도 있다. 결과적으로 포구속도가 가장 높을 때, 발사각 900-1100 mil일 때 최대사거리를 획득 가능함이 확인되었다.

4.2 최대사거리 획득 방안

앞절에서 구축한 시뮬레이션 환경을 활용하여 분석한 결과 최대 사거리를 확보하기 위해서는 회전 감쇠 후 탄도 최고점에서 날개를 전개하고 활공을 위해 최대한 빨리 비행경로각을 상승시켜야 한다는 것을 알 수 있었다. Fig. 8과 같이 최고점에서 날개를 전개한 이후를 하강단계 및 활공단계라 하면 하강단

Table 3. Maximum target distance according to the launch angle when flying straight

Velocity \ Angle	800 mil	900 mil	1000 mil	1100 mil
550 m/s	39.4 Km	42.2 Km	45.8 Km	47.2 Km
650 m/s	46.7 Km	52.6 Km	56.2 Km	60.7 Km
800 m/s	64.9 Km	71.0 Km	74.5 Km	79.8 Km
900 m/s	73.8 Km	86.0 Km	87.2 Km	86.6 Km

Table 4. Maximum target distance according to the launch angle condition in front quasi-vertical hitting angle

Velocity \ Angle	800 mil	900 mil	1000 mil	1100 mil
550 m/s	26.6 Km	27.7 Km	31.1 Km	33.3 Km
650 m/s	35.5 Km	38.8 Km	43.3 Km	46.6 Km
800 m/s	47.7 Km	55.5 Km	62.1 Km	66.6 Km
900 m/s	59.9 Km	76.5 Km	78.8 Km	77.7 Km

Table 5. Maximum target distance by rear-side quasi-perpendicular hitting angle

Velocity \ Angle	800 mil	900 mil	1000 mil	1100 mil
550 m/s	-	-	-	-
650 m/s	-	-	23.1 Km	24.0 Km
800 m/s	25.9 Km	25.9 Km	29.8 Km	32.8 Km
900 m/s	33.7 Km	44.2 Km	46.3 Km	45.3 Km

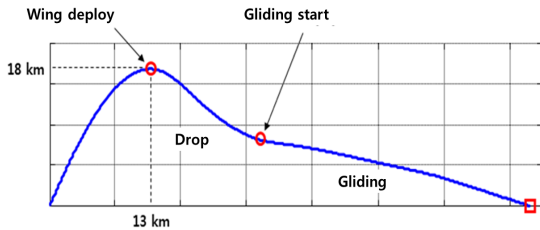


Fig. 8. Flight step.

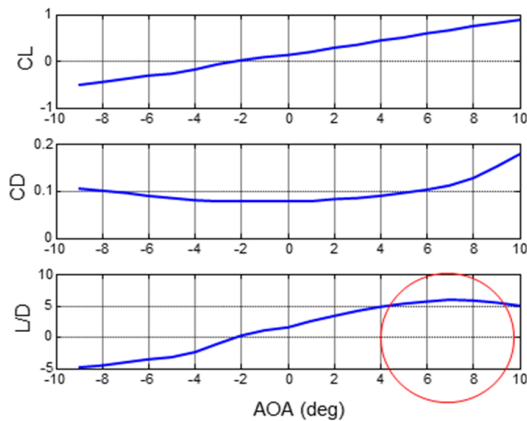


Fig. 9. Lift to Drag ration(L/D).

계는 양력보다 중력의 크기가 매우 커서 정상적인 활공 비행이 어려움으로 활공단계가 시작되는 지점까지 최대의 위치에너지를 획득하여야 하며 그러기 위해 자세 회복이 가능한 범위에서 비행경로각을 최대로 입력하는 방법으로 고도를 확보하여야 한다. 활공 단계에서는 에너지 소모를 최소화 하여야 함으로 양항비(L/D)를 최대로 하는 비행경로각으로 비행을 유도하여야 한다. Fig. 9와 같이 대부분의 비행영역에서 받음각 7deg 부근에서 최대 양항비(L/D)를 가지는 것을 확인하였다.

6. 결 론

본 논문에서는 기존의 무유도 곡사포 탄약이 아닌 탄도 정점 이후 활공비행을 하는 유도형 탄약의 알고리즘 검증에 위한 시뮬레이션 환경을 구축하고 이를 이용하여 발사 조건 및 표적 타격 방법에 따른 최대 사거리 도출 시뮬레이션을 수행하여 다양한 조건에서 도달할 수 있는 최대 사거리를 분석하였다. 시뮬레이션 환경은 비행 조건 및 상태별 공력을 계산하고 센서모델/조종면모델 등을 결합하여 통합 시뮬레이

션 환경을 구축하였다.

유도탄과 달리 유도 조종형 탄약은 국내뿐 아니라 세계적으로 기술개발이 매우 미약한 상태이다. 미국의 엑스칼리버 정도가 실전 배치된 유도 조종형 탄약이라고 할 수 있다. 앞으로 유도 조종형 탄약의 국내 개발이 본격화 되면, 이 논문에서 구축된 시뮬레이션 환경을 활용하여 활공형 탄약 뿐만 아니라 유도 조종형 지능 탄약의 개발 초기에, 설계된 형상에 따라 시뮬레이션 시스템의 공력계수 DB를 변경하여 유도조종 비행 분석이 가능할 것으로 판단된다. 또한 세부 알고리즘의 변경/개선에 따른 전체 시스템의 영향도 쉽게 검증할 수 있을 것으로 판단된다.

REFERENCE

[1] J. Kim and S. Ahn, "A Study of Gliding Artillery Shell for Extended(in Korean)," *10th Seminars for Ground Weapon System*, 2002.

[2] S.H. Lim, C.H. Pak, C.Y. Cho, and H.C. Bang, "Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition-Part I : Operational Concept and Navigation," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, pp. 221-228, 2014.

[3] S.H. Lim, C.H. Pak, C.Y. Cho, and H.C. Bang, "Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition-Part II : Guidance and Control," *Journal of the Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, pp. 229-236, 2014.

[4] D.J. Lucia, *Estimation of the Local Vertical State for a Guided Munition Shell with an Embedded GPS / Micro-Mechanical Inertial Navigation System*, Master Thesis of Massachusetts Institute of Technology, 1995.

[5] J.K. Hall, N.B. Knoebel, and T.W. McLain, "Quaternion Attitude Estimation for Miniature Air Vehicles Using a Multiplicative Extended Kalman Filter," *Proceeding of IEEE Position, Location and Navigation Symposium*, pp. 1230-1237, 2008.

[6] H.S. Ha and B.Y. Hwang, "Machine Learning

Model of Gyro Sensor Data for Drone Flight Control," *Journal of Korea Multimedia Society*, Vol. 20, No. 6, pp. 927-934, 2017.

- [7] Damping Rration - Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Damping_ratio (accessed Dec., 14, 2016).
- [8] S.J. Julier and J.K. Uhlmann, "Unscented Filtering and Nonlinear Estimation," *Proceedings of the IEEE*, pp. 401-422, 2004.



신 승 제

1999년 경북대학교 전자전기공학부 학사(졸업)
2005년 경북대학교 전자공학과 석사(졸업)
2005년 국방과학연구소 선임연구원(현)

2015년 충남대학교 전자공학과 박사 과정(현)
관심분야: 신호처리, 항법, 유도, 제어



김 환 우

1977년 서울대학교 전자공학과 학사(졸업)
1979년 한국과학기술원 전기 및 전자 공학과 석사(졸업)
1988년 University of Utah 전자공학과 박사(졸업)

1980년~현재 충남대학교 전자공학과 정교수
관심분야: 레이더/SAR 신호처리, 디지털 신호처리, 디지털 통신