

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(7), 600-609(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.7.600

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

표적 수정이 가능한 사용자 개입 통합 관리 모의 시스템 개발

박우성*, 오태원**, 박태현**, 이용원**, 김기범***, 권기정***

Development of the integrated management simulation system
for the target correction

Woosung Park*, TaeWon Oh**, TaeHyun Park**, YongWon Lee**, Kibum Kim*** and Kijeong Kwon***

REALTIMEVISUAL*·***, Agency for Defense Development***

ABSTRACT

We designed a target management integration system that enables us to select the final target manually or automatically from seeker's sensor image. The integrated system was developed separately for the air vehicle system and the ground system. The air vehicle system simulates the motion dynamics and the sensor image of the air vehicle, and the ground system is composed of the target template image module and the ground control center module. The flight maneuver of the air vehicle is based on pseudo 6-degree of freedom motion equation and the proportional navigation guidance. The sensor image module was developed using the known infrared(IR) image rendering method, and was verified by comparing the rendered image to that of a commercial software. The ground control center module includes an user interface that can display as much information to meet user needs. Finally, we verified the integrated system with simulated impact target mission of the air vehicle, by confirming the final target change and the shot down result of the user's intervention.

초 록

탐색기의 센서 영상을 이용하여 최종 표적에 대한 선정을 수동 또는 자동으로 할 수 있는 표적 관리 모의 시스템을 개발하였다. 모의 시스템은 비행체 시스템과 지상 시스템으로 구성하였다. 비행체 시스템은 비행체의 운동역학과 센서 영상을 모의하고 지상 시스템은 표적 템플릿 모의와 지상 제어를 모의를 수행한다. 비행체의 운동역학은 의사 6자유도를 기반으로 비례항법유도기법을 사용한다. 탐색기의 센서 영상은 알려진 적외선 영상 렌더링 기법을 이용하여 직접 개발하였으며 상용 프로그램과 비교하여 검증하였다. 지상 제어기는 사용자 편의를 위해 임무에 관련된 정보를 가능한 많이 전시할 수 있는 사용자 인터페이스로 구성하였다. 최종적으로 표적 격추 임무 모의를 통해 요구하는 성능에 만족함을 확인하였다.

Key Words : Guided Air Vehicle(비행체), Integrated Management Simulation System(통합 관리 모의 시스템), User Intervention(사용자 개입), Target Template(표적 템플릿)

† Received : February 24, 2017 Revised : June 27, 2017 Accepted : June 28, 2017

* Corresponding author, E-mail : wspark@realtimevisual.com

I. 서 론

무유도 소형 비행체는 궤적 수정 없이 초기 조건만을 이용하여 표적에 대한 접근을 수행한다. 무유도 소형 비행체는 가격이 비교적 저렴하고 발사 및 표적 접근 과정이 단순하다는 장점이 있으나 정렬 오차나 바람 등의 외부 영향에 취약하다는 단점으로 표적에 대한 탄착 정밀도는 높지 않다. 이는 사정거리가 길어질수록 오차는 더욱 크게 나타난다. 이를 보완하기 위해서 유도형 소형 비행체는 기존의 무유도 소형 비행체에 저가형 유도시스템을 탑재하여 운용하고 있다[1,2]. 본 논문에서는 이러한 저가형 유도시스템을 탑재한 유도형 소형 비행체를 편의상 비행체로 축약하여 표현하였다. 유도제어시스템에는 미사일과 유사하게 스트랩다운형 탐색기와 제어에 필요한 날개, 그리고 비행제어컴퓨터를 탑재하고 있다. 하지만 경로 수정을 위한 제어를 날개만을 이용해서 수행하기 때문에 능동적인 기동을 수행할 만큼의 큰 제어력은 보유하고 있지 않아 비행체적은 기본적으로 탄도궤적을 따르며 종말에서의 오차 수정 범위도 크지 않다[3-5]. 탐색기는 표적을 식별하기에 유효한 사거리에서 활성화 된다. 그 시점부터 표적에 탄착하기까지의 시간이 길지 않으며 표적이 이동하는 경우 비행체가 예상하는 센서의 영상(표적 템플릿)과 실제 표적의 영상이 달라서 표적을 식별하는데 많은 시간을 필요로 하게 된다. 이는 곧 비행체의 정확성에 영향을 주게 된다[6,7].

본 논문에서는 비행체의 이러한 단점을 극복하기 위해 크게 두 가지 방안을 제안하였다. 첫 번째는 비행체에 탑재되어 있는 표적의 적외선 영상의 추정 정보를 현재 비행상태를 고려하여 비행 중에 지속적으로 갱신하는 것이다. 비행체는 갱신된 정보를 바탕으로 탐색기 영상에서 후보군을 추출 한다. 두 번째는 비행체의 종말유도 단계에서 사용자가 개입하여 표적을 선정하는 것이다. 사용자는 비행체로부터 받은 탐색기 영상 정보와 후보군 정보를 확인하여 직접 선택한다. 이러한 방안을 적용하여 통합 관리 모의 시스템을 개발하였다.

통합 시스템은 Fig. 1에서처럼 크게 비행체 시스템과 지상 시스템으로 나뉜다. 비행체 시스템은 비행체의 비행 및 임무 운영을 모의하는 역할로 먼저 동역학 모델을 통해 위치/자세/속도 모의 및 유도 제어를 수행한다. 또한 이런 비행 정보를 이용하여 탐색기의 적외선 센서 영상 생성 및 표적 후보군을 추정한다. 지상 시스템은

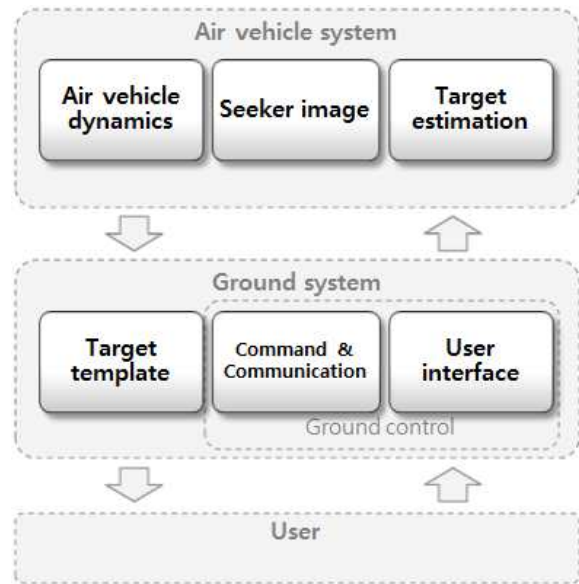


Fig. 1. Concept of the integrated management simulation system

지상제어기와 표적 템플릿 관리 부분으로 나뉜다. 표적 템플릿 관리에서는 비행체의 비행 정보를 이용하여 표적 템플릿을 생성한다. 지상제어기는 다시 명령 및 통신과 사용자 인터페이스로 나뉘어져 있다. 사용자인터페이스에서는 비행체의 임무 상황 전시 및 사용자 개입을 통한 명령을 획득한다. 명령 및 통신은 비행체로부터 데이터를 받거나 사용자 인터페이스로부터 획득한 명령을 비행체로 전달하는 역할을 수행한다.

II. 본 론

2.1 비행체 시스템

2.1.1 비행체 운동역학 모의

비행체의 동역학 모델은 의사 6자유도(pseudo 6-DOF) 운동 방정식을 이용하여 구성하였다. 의사 6자유도 모델은 3자유도 질점 운동방정식에 따른 위치 3개와 사용자 정의에 따른 자세 3개로 이루어져 있다. 의사 6자유도는 자세 계산을 일반 6자유도에서처럼 모멘트를 이용하여 계산하지 않고 몇 가지 가정을 통해 사용자가 정의한 결정 방법에 의존한다. 의사 6자유도 운동방정식은 질점 모델을 기반으로 하기 때문에 일반 6자유도 운동방정식에 비해 충실도는 떨어지지만 구성이 쉽고 간단하다는 장점이 있다.

본 논문에서 제안하고자 하는 연구는 궤적의 변화가 크지 않은 비행체를 대상으로 하고 있다. 또한, 비행체의 충실도보다 종말 표적 유도를 위

한 지상 제어 운영에 대해 중점을 두고 연구를 수행하였기 때문에 의사 6자유도를 이용한 비행체의 궤적 생성은 효율성 및 정확성에서 적절한 성능을 보여줄 수 있다.

비행체의 3자유도 운동방정식을 관성좌표계에 대해 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \vec{R}_M^i &= \vec{V}_M^i \\ \vec{V}_M^i &= (\vec{F}_{Aero}^i + C_b \vec{F}_{Thrust}^b) / M + C_n^i \vec{g}^n \end{aligned} \quad (1)$$

\vec{R}_M^i : 비행체의 위치 벡터

\vec{V}_M^i : 비행체의 속도 벡터

\vec{F}_{Aero}^i : 공기력 벡터

\vec{F}_{Thrust}^b : 추력 벡터

\vec{g}^n : 중력 가속도 벡터

C : 좌표변환행렬

가속도 항인 속도의 미분 항은 공기력과 추력, 그리고 중력으로 구성되어 있다. 중력은 시뮬레이션 중 비행체의 비행 궤적의 고도변화가 크지 않음을 고려하여 지구중심방향으로 일정한 크기를 갖는다고 가정하였다. 추력은 초기 발사 시의 부스터만 고려를 하였다. 또한, 다음 식과 같이 동일한 크기를 갖는 추력이 일정한 시간 동안 동체 좌표계의 X축 방향으로 지속적으로 작용한다고 가정하였다. 부스터를 적용하는 시간이 짧아서 추진제의 질량은 고려하지 않았다. 시뮬레이션에서는 발사부터 탄착까지 비행체의 건조질량을 고려한다.

$$\vec{F}_{Thrust}^b = [T \ 0 \ 0]^T_b \quad (2)$$

T : 추력

비행체의 작용하는 공기력으로는 양력과 항력만을 고려하였다. 공기력은 동압에 각각의 공력계수를 곱한 형태로 사용하게 되며, 공력계수는 마하수와 받음각에 대한 2차원 테이블로 구성하였다. 데이터는 MissileDatcom을 통해 획득하였다.

비행체의 전체 비행궤적에서의 유도 조종 구간은 Fig. 2에서처럼 무유도, 중기, 종말의 세 구간으로 나누었다. 초기 유도이기도 한 무유도 구간은 발사 후 비행체가 최고점에 도달하는 지점까지로 정의하였다. 그리고 중기유도는 무유도 종료 후 탐색기가 활성화하는 시점까지이다. Fig. 2에서 n 값은 탐색기의 성능이나 표적의 크기에

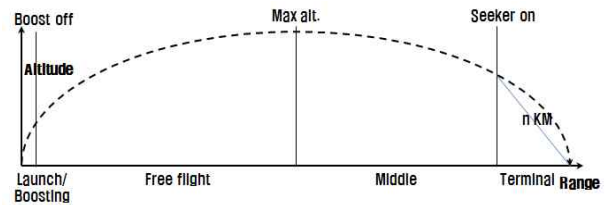


Fig. 2. Flight profile of proposed rocket

따라 결정된다. 이후 종말 유도단계로 전환되어 비행체는 탐색기를 이용하여 표적을 향한다. 초기 무유도 구간에서는 부스터 구간과 무유도 구간으로 나뉜다. 발사 후 일정시간동안의 부스터가 작용하며 부스터가 끝난 후에는 관성으로 비행한다. 중기 유도 구간부터 표적에 대한 유도 제어를 수행한다. 중기 유도 구간에서는 탄도 특성을 갖는 비행체의 에너지 손실을 최소화하기 위해서 수직 성분에 대한 유도 제어를 제외한 수평 방향에 대한 유도만을 수행한다. 종말 유도 구간에서는 수직 성분에 대한 유도제어를 포함한 3차원 유도 제어를 수행한다. 중기 및 종말 유도 구간에서 사용하는 유도기법은 비례항법유도(Proportional Navigation Guidance)기법이다. 비례항법유도기법은 가속도 명령의 정의에 따라 TPN(True Proportional Navigation)과 PPN(Pure Proportional Navigation)으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 PPN을 사용하였다. PPN은 다음 식과 같다.

$$\vec{\Omega}_{TM}^i = \frac{\vec{R}_{TM}^i \times \vec{V}_{TM}^i}{|\vec{R}_{TM}^i|^2} \quad (3)$$

$$\vec{a}_c^i = N \vec{\Omega}_{TM}^i \times \vec{V}_M^i + \vec{g}^i \quad (4)$$

$\vec{\Omega}_{TM}^i$: 비행체와 표적의 시선각속도 벡터

\vec{R}_{TM}^i : 비행체와 표적의 상대위치 벡터

\vec{V}_{TM}^i : 비행체와 표적의 상대속도 벡터

\vec{a}_c^i : 가속도 명령

N : 항법상수

비례항법유도기법을 이용해 계산한 유도 가속도 명령은 공력계수를 이용하여 역으로 필요한 받음각 추정한다. 추정한 받음각은 간략화한 1차 응답 특성을 고려한 유도 받음각 명령을 생성하며 동역학의 입력값으로 전달된다. 응답특성은 오토파일럿의 완료를 가정하며 다음 식과 같이 사용한다.

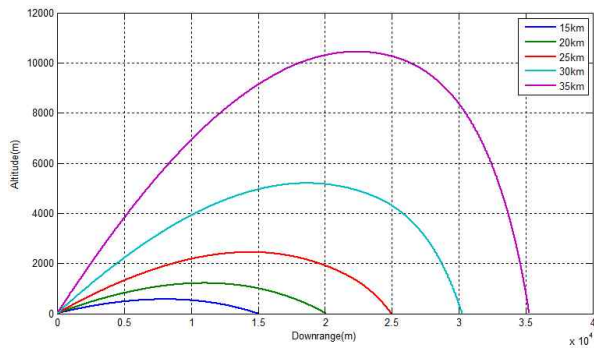


Fig. 3. Trajectories of proposed rocket w.r.t. range (15km ~ 35km)

$$\frac{\alpha(s)}{\alpha_c(s)} \cong \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \cong \frac{1}{\tau s + 1} \quad (5)$$

α : 받음각
 τ : 시정수

Figure 3은 본 논문에서 연구를 위해 설계한 비행체의 궤적을 나타낸 것이다. 사정거리는 15km부터 35km까지로 바람이 없는 상황을 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다.

비행체의 경우 발사 시 사용하는 부스터 이외에는 별다른 추진기관이 없기 때문에 초기의 발사각인 방위각(Azimuth)와 고각(Elevation)이 표적과의 탄착 오차에 큰 영향을 끼친다. 방위각과 고각은 각각 비행체의 방향과 사정거리를 결정한다. 고정 표적에 경우 미리 구성해 놓은 사표를 통해 발사각을 결정할 수 있다. 하지만 이동 표적의 경우 사표를 통해 예측하는 것이 쉽지 않기 때문에 기울기법(Gradient method)를 기반으로 하는 사격 제원 보정 알고리즘을 구성하였다[8]. 기울기법을 기반으로 하는 사격제원 보정 알고리즘은 다음과 같다. 첫째, 고정표적이라 가정하여 사표로부터 초기발사각을 얻는다. 둘째, 시뮬레이션을 통해 탄착까지의 비행시간과 표적과의 오차를 계산한다. 셋째, 표적의 속도와 비행체의 비행시간을 통해 비행체가 탄착하는 시점에서 표적의 위치를 기울기법을 통해 예측한다. 넷째, 예측된 지점에 대해 사표로부터 초기 발사각을 얻는다. 이와 같은 방식을 반복한다.

2.1.2 비행체 센서 영상 모의

본 논문에서는 두 종류의 센서 영상에 대해서 모의한다. 첫 번째는 비행체에 탑재된 탐색기가 비추는 표적의 실제 영상이며 두 번째는 표적 식별을 위해 사용하는 표적 템플릿을 말한다. 표적 템플릿 관해서는 다음 절에서 자세히 설명하였

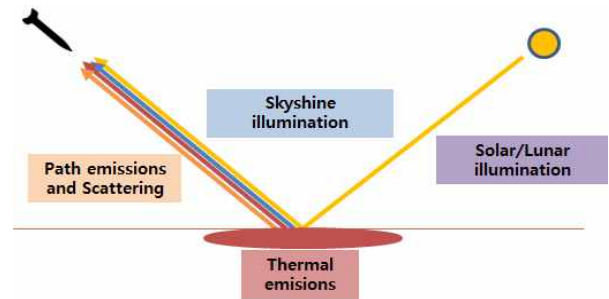


Fig. 4. Infrared image modeling components

다. 이 절에서는 비행체가 탑재하고 있는 탐색기가 표적을 추적할 때 생성되는 적외선 센서 영상에 대한 모의 기법에 대해 설명하고자 한다. 탐색기는 스트랩다운형으로 동체의 길이 방향으로 일치하도록 탑재되어 비행체의 자세에 따라 센서의 시선 방향이 변한다고 가정하였다.

종말 유도 단계 시점부터 비행체는 지상 시스템에서 선택한 표적으로 유도를 수행한다. 사용자는 표적을 자동 또는 수동으로 지정한다. 자동으로 표적을 선택하는 기법은 다음과 같다. 비행체의 내부 비행제어 컴퓨터에서 작업을 수행하며 지상과 통신이 끊어진 경우 이 방법에 의존한다. 자동 선택 기법은 표적 템플릿과 탐색기의 표적 적외선 센서 영상 비교를 통해서 가장 가능성이 높은 표적을 지정하는 방법이다. 이때 두 영상을 비교하는 알고리즘은 알려진 이미지 벡터 추출 알고리즘과 표적 변화 탐지 모듈을 사용하였다 [9,10]. 다음은 수동 선택으로 지상에서 사용자가 직접 표적에 대한 정보를 지정해 주는 방법을 말한다. 사용자 표적 선택을 신속히 할 수 있도록 표적 후보군 정보를 제공하게 구성하였다. 표적 후보군 정보는 앞서 언급한 자동 기법에 의해 결정되며 비행체로부터 통신으로 내려받는다. 이러한 일련의 과정을 모의하기 위해서 정밀한 적외선 센서 영상 생성이 요구된다.

Figure 4는 본 논문에서 적외선 센서 영상을 모의하기 위해 고려한 요소들이다. 센서로 입사되는 적외선 에너지는 태양광에 의한 반사(Solar illumination), 하늘과 땅에 의한 반사(Sky/Ground illumination), 대기 산란(Path emissions and scattering) 그리고 열 방출(Thermal emissions)로 구성된다. 총 네 가지의 요소로 구성되어 있으며 센서에 입사되는 총 복사량은 다음 식과 같다[11~13].

$$L_{out} = L_{SE} + L_{Sky} + L_{Sun} + L_{other} \quad (6)$$

L_{SE} : Self emitted radiance

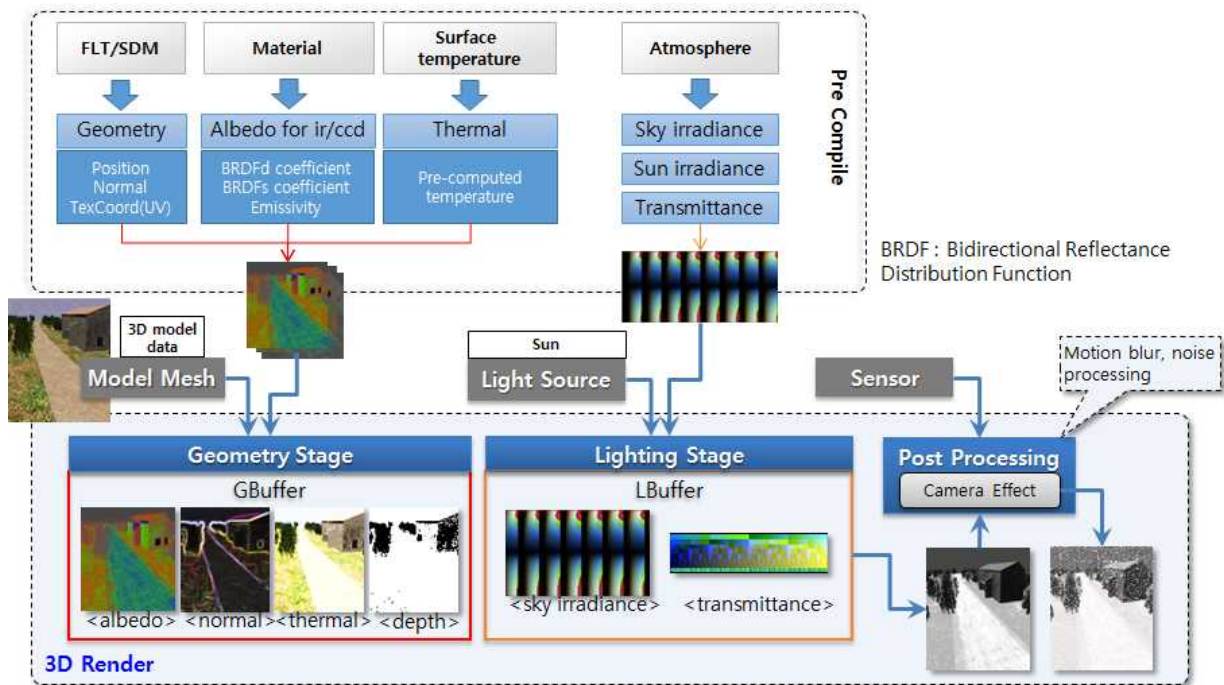


Fig. 5. Rendering process of the infrared seeker image

- L_{Sky} : Material diffuse reflection of sky
- L_{Sun} : Material reflection of sun
- L_{other} : Material reflection of other light sources

열 방출의 경우 다음과 같이 계산할 수 있다. 열 복사에 의해 표면으로부터 센서로 전달되는 복사 에너지는 플랑크의 흑체 방정식으로 정의할 수 있다. 객체를 흑체로 가정했을 때, 특정 파장 λ 에서의 대역에 따른 복사에너지는 온도에 따라 정해진다. 현실에서 객체가 흑체인 경우는 없으므로 재질의 표면과 특성에 따른 파장에 따라 종속적인 방출도(spectral emissivity)를 고려한다. 특정 파장대역 λ_1 에서 λ_2 까지 복사에너지를 구하기 위해서 파장대역에 대해 적분한 값을 복사에너지 값으로 정한다. 대기 산란은 MODTRAN에 의해 계산된 결과를 이용하여 재질 표면에서 센서 중심까지의 LOS(Line Of Sight)에 따른 경로 복사 에너지를 결정한다. 하늘과 땅에 의한 반사인 간접광 반사는 재질 표면에서 반사된 에너지와 배경 반사에 의한 복사에너지 총량을 구한다. 마지막으로 태양광에 의한 반사인 직접광 반사는 MODTRAN의 계산 결과에서 태양광 복사조도(irradiance)와 재질 표면 법선과의 각도를 이용하여 복사에너지 총량을 구한다.

Figure 5는 본 연구에서 수행한 적외선 센서 영상 생성 과정을 나타낸 것이다. 적외선 생성은 전처리 준비단계, 전처리(pre compile) 단계, 렌

더링(geometry, lighting stage) 단계, 마지막으로 후처리(post processing) 단계로 총 4단계로 나뉜다. 전처리 준비단계에서는 3차원 모델링 툴을 사용하여 기하데이터를 제작한다. 또한 적외선 정보를 표현하기 위한 기후, 대기조건, 재질 등의 물리 특성 데이터를 결정한다. 렌더링 전처리 단계에서는 기하데이터와 물리특성 데이터를 실시간으로 읽을 수 있도록 미리 변환한다.

렌더링 단계에서는 크게 두 가지 단계로 나뉘어서 진행된다. 두 단계로 구분하는 기준은 사용하는 버퍼의 개념으로 정한다. 첫 번째 단계는 기하학 단계(geometry stage)로 전처리 단계에서의 기하데이터와 알베도, 열 정보를 이용하여 알베도와 열, normal과 depth 이미지를 생성하여 G 버퍼에 저장한다. 여기서 depth 이미지는 장면의 깊이 정보를 표현하며 normal 이미지는 빛의 반사를 위해 기하데이터의 방향을 표현한다. 두 번째 단계는 빛 처리 단계(lighting stage)로 렌더링 첫 번째 단계에서 출력한 4장의 이미지와 미리 계산된 대기정보를 이용하여 통합 이미지를 생성하여 L버퍼에 저장한다. 마지막으로 렌더링 후처리 단계에서는 통합 이미지를 이용하여 최종적으로 화면에 보여질 이미지를 생성한다. 센서 특성에 따른 처리를 하는 단계로 잡음이나 모션블러 등을 적용하는 단계를 말한다.

Figure 6의 오른쪽은 위 과정을 통해 실제로 적외선영상 생성을 수행한 결과이다. 좌측은 후

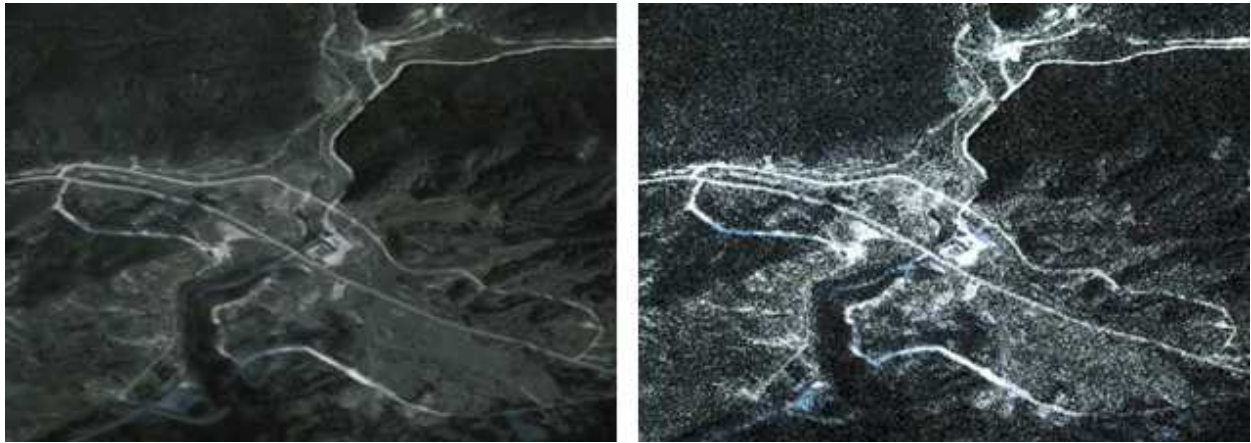


Fig. 6. Results of infrared image processing (left : before/ right : after post processing)

처리 전 단계를 나타낸 것이며 오른쪽 그림은 잡음을 추가하여 적용한 결과를 나타낸다. 위 영상 결과는 상용프로그램인 OKTAL의 결과와 비교하여 검증하였다.

2.2 지상 시스템

2.2.1 표적 템플릿 모의

본 논문에서는 비행체에 탑재된 탐색기의 영상이 활성화되는 시점부터 종말 유도 구간이라고 가정하고 있다. 종말 유도 구간에서는 비행체가 탐색기 영상과 표적의 후보군 정보를 지상으로 내려 보낸다. 사용자는 이 정보를 기반으로 표적을 선정 하며 갱신된 표적 정보는 다시 비행체로 올려 보낸다. 하지만 탐색기가 활성화된 후 비행체가 표적에 도달하는 시간이 매우 짧기 때문에 사용자는 표적 신속히 결정해야한다. 비행체에서 내려오는 표적의 후보군 정보는 사용자의 실수를 방지하고 표적 선정에 효율성을 높이기 위해 활용한다.

비행체는 표적의 후보군 선정을 위해서 탐색기 영상과 비교할 수 있는 표적 템플릿을 미리 탑재한다. 하지만 비행체의 비행상태나 표적의 운동에 따라서 표적의 템플릿과 탐색기 영상과 차이가 발생할 수 있다. 이 차이는 표적의 후보군을 선정하는데 많은 어려움을 겪게 한다. 표적 템플릿과 탐색기 영상의 차이를 줄이기 위해 비행체의 비행 상태와 표적의 이동을 고려하여 지속적으로 표적 템플릿을 갱신할 필요가 있다. Fig. 7은 표적 템플릿을 생성하는 순서도를 나타낸 것이다.

Figure 7에서처럼 표적 식별을 위한 표적 템플릿 생성은 크게 비행체와 표적의 운동을 예측하는 부분과 예측한 정보를 이용하여 표적 템플릿을 생성하는 부분으로 나눌 수 있다. 표적 템플

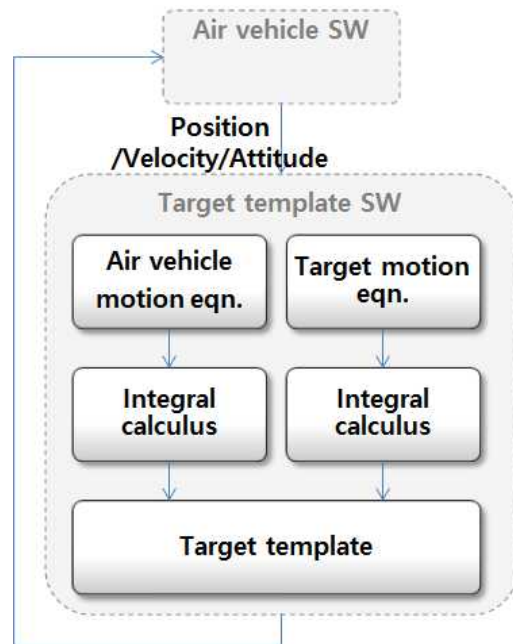


Fig. 7. Procedure of the seeker image estimation

릿 생성은 비행체 센서 영상 모의에서 언급한 적외선 센서 영상 생성 기법을 사용하였다. 비행체의 운동을 예측하기 위해서는 비행체의 현재 비행상태 데이터를 초기값으로 하여 표적 템플릿 생성이 필요한 시점까지 적분을 수행한다. 특정 시점에서의 비행체 운동의 예측 정보는 정보는 표적 템플릿 생성 모듈로 전달한다. 표적 또한 비행체로부터 비행정보를 전달받는 시점에서의 표적의 위치 및 속도 정보를 초기 값으로 특정 시점까지 적분을 수행하며, 적분 결과를 표적 템플릿 생성 모듈로 전달한다. 표적은 초기 값에 대해 일정한 속도로 이동한다고 가정한다. 이와 같은 과정은 비행체가 발사되고 나서 통신이 연

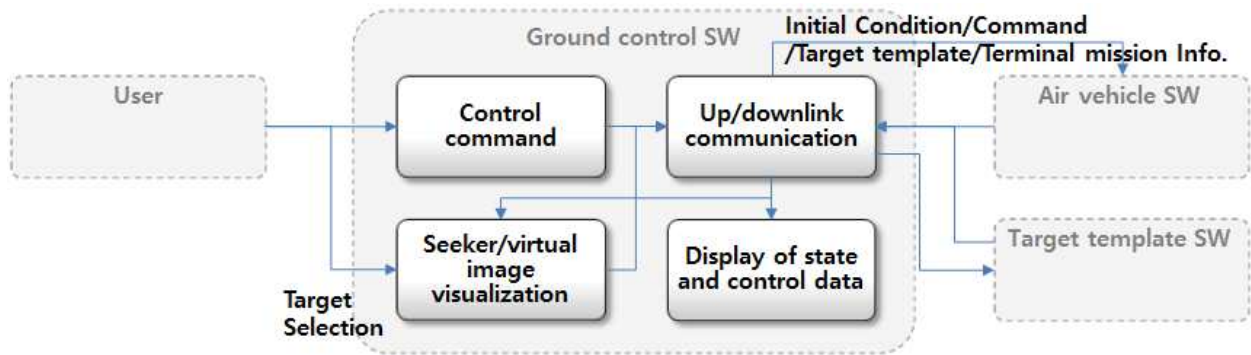


Fig. 8. Block diagrams of the ground control system

결된 후부터 탐색기가 활성화되는 시점까지 지속적으로 수행을 하게 된다. 표적 템플릿을 생성은 경우 탐색기가 활성화되는 시점 바로 직전에 수행하는 것이 가장 정확한 정보를 획득할 수 있다. 이른 시간부터 이러한 작업을 수행하는 것은 중간에 통신이 끊어지더라도 비행체는 가장 최신 정보를 갖게 할 수 있도록 한다.

2.2.2 지상제어기 모의

지상제어기에서는 임무를 계획 작성하고 모의에 대한 통제 및 임무 상황 전시, 사용자 개입을 수행하기 위한 인터페이스 기능을 제공한다. 주요 기능으로는 발사대 및 표적 등 임무 초기값 설정, 2차원 상황 가시화, 비행체 센서 영상 및 표적 템플릿 가시화, 사용자 개입을 통한 효적 선정 및 데이터 수/송신 기능이 있다. 지상제어기의 구성도는 Fig. 8과 같다. Fig. 8에서처럼 외부 소프트웨어와는 기본적으로 데이터 통신 블록을 통해서 데이터를 주고받는다. 또한 내부 블록에 필요한 데이터를 전달하는 기능도 수행한다. 비행체 센서 영상 및 표적 템플릿 모듈에서는 비행체에서 전달받은 센서 영상이나 특정 시점에서 예상되는 표적 템플릿 영상을 전시한다. Fig. 9는 비행체로부터 수신받은 적외선 영상정보 및 후보군을 나타낸 것이다.

지상제어기는 비행체로부터 표적에 대한 IR 센서 영상과 함께 표적 후보군을 함께 수신받는다. 후보군에 대한 정보는 사용자 편의를 위해 탐색기 생성 영상에 직접 사각형으로 표시한다. 사용자는 이 영상을 보며 원하는 표적을 선정할 수 있다. 가장 가능성이 높은 표적 후보는 다른 후보군과 다른 색의 사각형으로 표현하여 사용자가 빠르게 감지하여 처리할 수 있도록 하였다.

표적 템플릿 또한 지상제어기에 표시하도록 하였다. 표적 템플릿은 비행체의 비행 중 일정한 시간 간격으로 생성을 하며 지상 제어기에서는 영상의 확대 및 관심영역(Region of interest)를 설정할

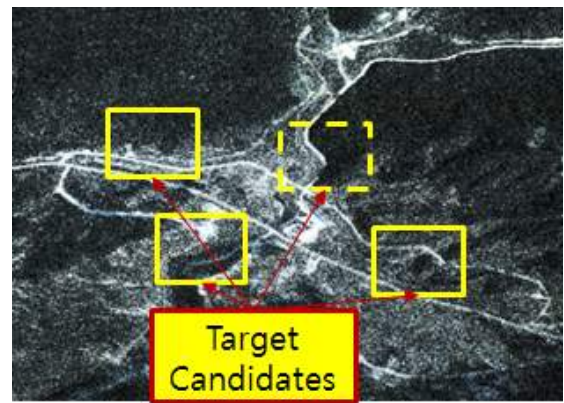


Fig. 9. Example of the infrared seeker image received

수 있다. 표적 템플릿 모의에서 생성되는 영상에는 원하는 표적만이 아닌 배경 또는 표적과 유사한 물체가 보일 수 있으므로 지상제어기에 표시되는 표적 템플릿 위에 사각형으로 표적에 대한 영역을 지정해 준다. 표적 템플릿과 관심영역에 대한 정보를 비행체로 전달해 주면 표적 식별 시 관심영역을 중심으로 예상되는 표적의 적외선 정보를 얻는다. 이를 통해 표적 식별 수행 시 더 정확히 추정하는 결과를 얻을 수 있다.

상황 가시화 블록에서는 임무가 수행되고 있는 상황 전반에 대한 데이터를 문자 또는 그림으로 표현하는 역할을 담당한다. 발사대 및 표적의 초기정보를 비롯하여 비행체의 위치 및 속도, 자세 정보, 표적까지 도달 거리 및 시간, 비행 구간 표시 등을 수행한다. 2D 상황도에서는 표적과 비행체의 초기 위치부터 이동하는 상황에 대해 실선으로 표시하며 2D 상황도에서 초기 값을 설정할 수 있도록 구성하였다. 비행 정보 뿐만 아니라 표적 후보군 정보도 표시한다. 표적 후보군의 확률 값과 화면에서 차지하는 크기 등을 보여준다. 비행 상태 정보와 표적 후보군 정보를 확인하며 사용자는 표적을 선정한다.

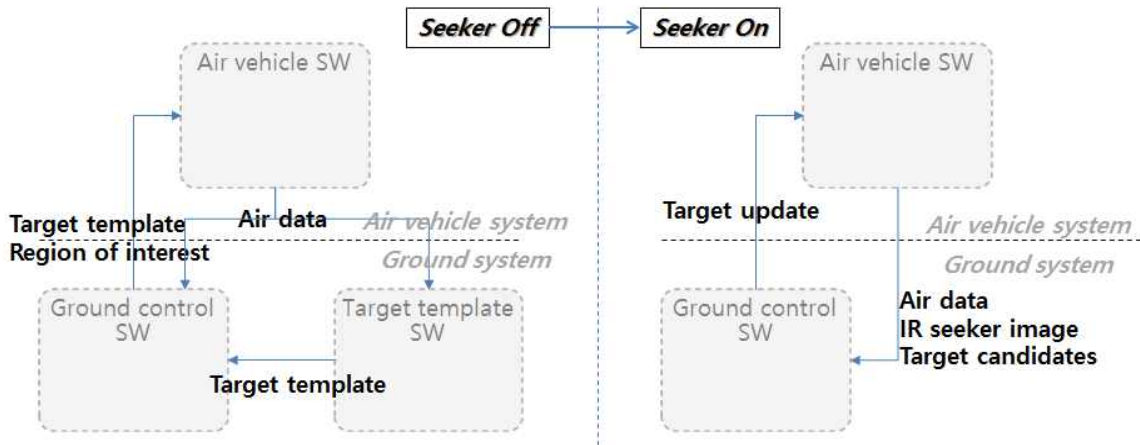


Fig. 10. Integrated system operating strategy

2.3 표적 관리 모의 시스템 통합

통합 시스템은 데이터 통신 모듈을 중심으로 각 구성 요소를 통합하여 전체 시스템을 구성한다. 통합 시스템은 크게 비행체 시스템과 지상 시스템으로 나뉘어져 있으며 비행체 시스템에는 비행체의 동역학 모델과 적외선 영상 생성 및 표적 후보군 추정을 수행한다. 또한 지상 시스템에서는 지상제어기와 표적 템플릿 모의를 하는 소프트웨어로 구성되어 있다.

데이터의 흐름은 다음과 같다. 비행체 시스템에는 비행체 발사대의 초기 위치 및 비행체 발사 신호, 표적 템플릿 영상과 관심영역, 그리고 종말에 추적할 표적정보를 송신하며 비행체의 비행 상태 정보와 탐색기 적외선 센서 영상, 그리고 표적 후보군을 수신한다. 표적 템플릿 모의에는 비행체 동역학 모의에서 받은 비행체의 비행 상태 정보와 표적의 초기 정보를 보내며 이 값을 통해 생성된 표적 템플릿을 받는다. 두 영상 정보는 비행체/표적 템플릿 모의 모듈로 전달되어 지상 제어기 화면에 사용자가 관측할 수 있도록 표시되며 비행체의 비행 상태, 표적의 운동, 표적의 후보군 정보는 상황 가시화 모듈로 전달되어 문자 또는 그림으로 표시된다.

통합 시스템의 운영은 Fig. 10에서 간단히 나타내었다. Fig. 10에서는 데이터통신 모듈은 생략하고 데이터의 흐름에 대해 직관적으로 표현하였다. 통합 시스템 운영은 비행체가 발사된 후 탐색기의 활성화되기 이전과 탐색기 활성화 후 표적을 격추할 때까지로 나뉜다. 탐색기가 활성화하기 전 통합 시스템은 표적 템플릿 생성에 가장 큰 목적을 두어 운영된다. 먼저 비행체 시스템으로부터 획득한 가장 최신의 비행 상태 정보를 이용하여 특정 시점에서의 비행체와 표적의 운동상

태를 예측한다. 비행체와 표적의 운동상태를 이용하여 표적 템플릿을 생성하며 관심영역 정보와 함께 비행체 시스템으로 보낸다. 이 작업은 비행체에 탑재된 탐색기가 활성화 될 때까지 반복된다. 탐색기가 활성화된 후에는 비행체 시스템으로부터 적외선 센서 영상과 표적 정보를 받아 사용자가 선정한 표적을 비행체 시스템으로 전달하는 것을 목적으로 시스템을 구성한다. 표적의 선정은 기동을 수행할 수 있는 최소 시간이 남는 시점까지 반복되며 이 작업이 종료되면 최종적으로 선택된 표적을 추적하여 격추한다.

2.4 시뮬레이션 결과

비행체의 다음과 같은 시뮬레이션을 통해 통합 시스템을 검증했다. 임무 초기값 설정은 다음과 같다.

- ① 초기 표적
 - 초기 위치(위도, 경도, 고도) : 37.9217 deg, 126.8578 deg, 355m
 - 고정표적
- ② 최종 표적
 - 초기 위치(위도, 경도, 고도) : 37.9210 deg, 126.8587 deg, 355m
 - 고정표적
- ③ 비행체
 - 초기 위치(위도, 경도, 고도) : 37.6540 deg, 126.6869 deg, 0 m
 - 발사 및 중기, 종말 유도 구간으로 분리
 - 종말 단계에서 탐색기 활성화
 - 유도 상수 : 4
 - 시뮬레이션 종료 조건 : 표적과 상대거리 15m 이내, 고도가 지표면 보다 낮은 경우

발사각은 앞서 밝힌바와 같이 발사각 자동 생성 알고리즘을 사용하였으며 약 33km 표적을 대상으로 25Hz 갱신률을 갖는 시뮬레이션을 수행하였다. 그리고 탐색기가 활성화 된 후 1회 표적 변경을 수행하였다.

Figure 11~13은 시뮬레이션을 수행한 결과를 나타낸다. Fig. 11은 비행체의 비행궤적을 2D 상에서 위도와 경도로 나타낸 것이며 Fig. 12은 시간에 따른 자세 변화를, 그리고 Fig. 13는 시간에 따른 가속도 명령 변화를 나타낸 그래프 이다. 세 그림 모두 사용자 개입 이후 확인한 차이

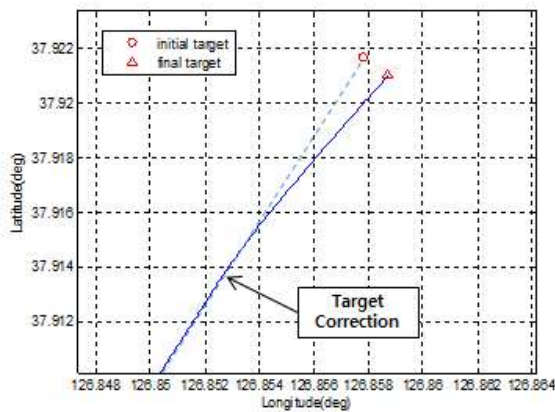


Fig. 11. Guided rocket trajectory in 2D

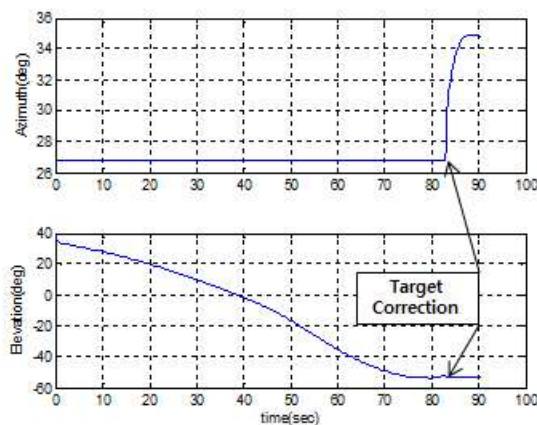


Fig. 12. Attitude of guided rocket w.r.t. time

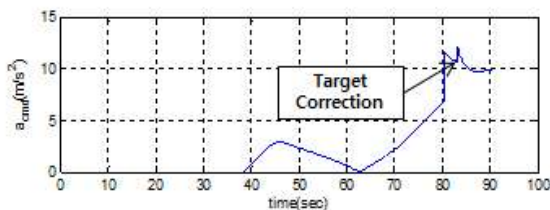


Fig. 13. Acceleration command of guided rocket w.r.t. time

보인다. Fig. 11에서는 발사 후 비행체는 외부의 아무런 지시가 없는 경우 초기 표적으로 지정된 원 표적을 추적하게 된다. 이때의 비행궤적은 원 표적을 향하는 점선 이 된다. 하지만 사용자가 개입 이후에는 실선 궤적과 같이 삼각 표적을 추적하게 된다. 사용자가 개입하게 되는 현상을 다른 그림을 통해서도 파악할 수 있는데 Fig. 12에서는 사용자 개입 시점 이후 방위각의 변화를 볼 수 있으며 Fig. 13에서는 80초에서 탐색기가 활성화 되고 큰 명령 값을 가진 이후 사용자 개입으로 다시 큰 가속도 명령을 갖는다. 이를 통해서 사용자 개입을 통한 표적의 변경이 제대로 수행되었음을 확인할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 비행체의 종말유도 단계에서 정밀한 표적 타격을 위해 정밀한 표적의 후보군 식별 및 자동 또는 수동으로 표적을 선택할 수 있는 통합 시스템 개발을 수행하였다. 통합 모의 시스템은 비행체 시스템과 지상 시스템으로 나누어 구성하였다. 비행체의 동역학 모델의 경우 시스템이 필요로 하는 요구 수준에 맞춰 의사 6자유도 운동모델로 구성하였으며 비례항법유도기법을 적용하였다. 적외선 센서 영상의 경우 알려진 알고리즘을 이용하여 높은 충실도를 갖는 모듈을 개발하였으며, 지상제어기는 다양한 모의 임무 수행을 통해 사용자 인터페이스를 사용자의 편의성에 맞춰 수정하였다. 모의 시스템을 통합한 후 비행체의 특정 임무에 대한 시뮬레이션을 통해 각 모듈 및 전체 시스템에 대한 검증을 수행하였다.

추후 다양한 비행체 모델에 대한 적용 연구 및 비행체 탑재 센서의 오차에 대한 성능 분석을 통해 실제 관제 시스템에 대한 적용 가능성 분석과 활용이 가능한 분야 영역을 넓힐 계획이다.

References

- 1) Ilg, M. D., Guidance, Navigation, and Control for Munitions, Ph.D. Thesis, Drexel University, 2008.
- 2) Fresconi, F., Celmins, I., and Silon, S. I., Theory, Guidance, and Flight Control for High Maneuverability Projectiles, ARL-TR-6767, Army Research Laboratory, U.S., 2014.
- 3) Fresconi, F., Guidance and Control of a

Fin-Stabilized Projectile Based on Flight Dynamics with Reduced Sensor and Actuator Requirements, ARL-TR-5458, Army Research Laboratory, U.S., 2011.

4) Park, W. S., Ryoo, C. K., Kim, Y. H., and Kim, J. J., "A Guidance Law to Maintain Ballistic Trajectory for Smart Munitions," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 9, 2011, pp. 839~847.

5) Jang, S. A., Ryoo, C. K., Choi, K. Y., and Tahk, M. J., "Guidance Loop Design for Portable Tactical Missiles with Strapdown Seeker," *KSAS Spring Conference 2008*, 2008, pp. 319~322.

6) Strohm, L. S., A Terminal Guidance Model for Smart Projectiles Employing a Semi-Active Laser Seeker, ARL-TR-5654, Army Research Laboratory, U.S., 2011.

7) Maurer, D. E., Rogala, E. W., Bankman, I. N., Boone, B. G., Vogel, K. K., and Parris, C. "A Low Cost Gun Launched Seeker Concept Design for Naval Fire Support," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, Vol. 22, No. 4, 2001, pp. 634~647.

8) Hong, J. H., Park, K. K., Park, S. S., Ryoo, C. K., Cho, H. J., and Cho, Y. K., "Look-Angle-Control Homing Loop Design with a Strapdown Seeker and Single Gyroscope," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 4, 2016, pp. 324~332.

9) Felzenszwalb, P. F., and Huttenlocher, D. P., "Efficient Graph-Based Image Segmentation," *International Journal of Computer Vision*, Vol. 59, No. 2, 2004, pp. 167~181.

10) Smith, J. R., and Chang, S. F., "Transform Features for Texture Classification and Discrimination in Large Image Database," *Proceedings of 1st International Conference on Image Processing*, 1994, pp. 407~411.

11) Klein, L. A., *Millimeter-Wave and Infrared Multisensor Design and Signal Processing*, Artech House, Norwood, 1997.

12) Dereniak, E. L., and Boreman, G. D., *Infrared Detectors and Systems*, John Wiley & Sons, New York, 1996.

13) Spiro, I. J., and Schlessinger, M., *Infrared Technology Fundamentals*, Marcel Dekker, New York, 1989.