

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(5), 423-430(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.5.423

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

국가공역에서의 유·무인기 혼합운용을 위한 시뮬레이션엔진 개발 및 검증

김동현*, 김준형*, 윤석준**

Development and Validation of Manned and Unmanned Aircraft Simulation Engine for Integrated Operation in NAS

Dong-Hyun Kim*, Jun-Hyung Kim* and Sug-Joon Yoon**

M&S research center, Sejong University* · **

ABSTRACT

Recently, manned and unmanned aerial vehicles are faced with problems such as collision detection and avoidance, link-loss for integrated operations in NAS. Hence, on the basis of the performance data of EUROCONTROL's BADA and NASA, an environment was developed to simultaneously handle simulations of integrated operations of MAVs and UAVs along with ATC/ATM simulations, and dynamic modeling was then carried out. To validate the developed model, simulations were performed on a 6-DOF model by its segments and the results were compared to the RMSE results.

초 록

최근 국가공역 내 유·무인항공기 혼합운용 시 충돌 감지 및 회피, 통신두절 등의 다양한 문제가 예상된다. 따라서 본 연구에서는 EUROCONTROL의 BADA와 NASA의 성능 데이터를 기반으로 유인기와 무인기 혼합운용 및 ATC/ATM 시뮬레이션을 동시에 수행할 수 있도록 필요한 환경 구축과 동적 모델링을 수행하였다. 또한 구성한 모델의 검증을 위하여 6-DOF 비행모델과 세그먼트별 동일한 입력값으로 시뮬레이션을 수행하고, RMSE결과 비교를 통해 구성한 모델의 적합함을 확인하였다.

Key Words : NAS(National Airspace, 국가공역), BADA(Base of Aircraft Data, 항공기 성능데이터), MUSE(Manned and Unmanned Aircraft Simulation Engine, 유·무인기 시뮬레이션엔진), AIP(Aeronautical Information Publication, 항공정보간행물)

1. 서 론

국내 항공교통량은 매년 평균 약6% 증가율로 성장하고 있으며, 최근 차세대 고부가가치 산업으로 발전할 것이라 예측되는 무인항공기 시장의 경우 2025년까지 총 3,000여대 수요를 예측하고

있다. 이 중 군사용은 약1,300대, 민간용은 약 1,700대로 예측하고 있으며 용도에 따른 수요는 Table 1에 나와 있다[1]. 이처럼 다양한 민간 무인기의 운용이 예상되기에 따라 무인기를 국가공역(NAS) 내에 진입시키기 위한 제도 및 규정에 대한 연구가 필요해 졌으며, 특히 혼합운용

† Received : February 16, 2016 Revised : April 27, 2016 Accepted : April 27, 2016

** Corresponding author, E-mail : sjyoon@kunja.sejong.ac.kr

Table 1. Domestic demand for unmanned aircraft(2025 yr.)

군사용	고고도/중고도 무인정찰기	7~8 여대
	사단급 무인정찰기	60 여대
	연대/대대급 이하 무인정찰기	500 여대
	공격용 무인기	500 여대
	포병 관측용	100 여대
	전자전 및 화생방용 무인기	100 여대
민간용	농업용	1,000 여대
	해안/산불 감시용	200 여대
	기타(사고수습, 공중촬영, 환경감시)	500 여대
총 3,000 여대		

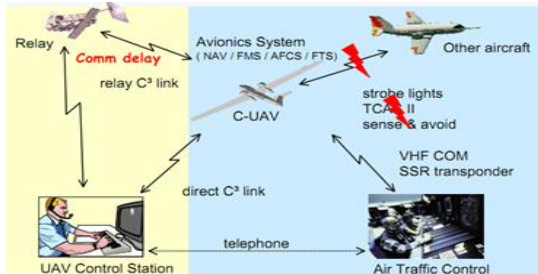


Fig. 1. Integration system of civil UAS in the NAS for USICO/SINUE

시 유·무인기 간의 충돌 감지 및 회피(Sense and Avoid), ATC 또는 내부조종사와 무인기의 통신 두절(Link-Loss), 및 그에 따른 무인기의 비상 회수(Emergency Recovery) 방법 및 절차 등의 안전성에 관한 문제들이 예상되기 때문에 이러한 문제에 대한 연구가 시급하다. 이미 선진국의 경우 10여년 이상 이러한 문제들에 대한 연구를 수행하기 위해서 유·무인기 혼합운용 시뮬레이션 환경을 구축하고 연구를 진행해왔다. 특히 유럽의 NLR, DLR에서는 USICO(UAV Safety Issues for Civil Operations)와 SINUE(Satellites enabling the Integration in Non-segregated airspace of UAS in Europe)를 통해 무인기의 감항 기준 분석, ATM 통합 충돌회피 시뮬레이션 등의 혼합운용 시 발생 가능한 주요 문제들에 대한 연구를 수행하고 있다. Fig. 1은 USICO/SINUE의 혼합운용을 위한 시뮬레이션 시스템의 구성도이다[2]. 미국에서도 이와 유사한 형태로 MITRE의 경우 혼합운용을 위한 HILS(Human-In-The-Loop-Simulation)를 구축해 문제점을 검

토하고 정량화하는 연구를 진행 중이다.

그러나 현재 혼합운용 연구 결과가 구체적인 문제 해결책을 통해 만족할만한 규정이 제시된 상황은 아니며, SIMMOD, TAAM, RAMS, TARGETS 등과 같은 상용화된 ATC/ATM 시뮬레이션 툴들은 많지만 혼합운용에 최적화된 시뮬레이션 툴은 없으며, 일부 운용 가능한 경우라도 해외환경에 특화된 툴을 국내환경에 직접 적용하기에는 여러 가지 문제가 발생한다. 따라서 국내 환경에서 혼합운용 시 발생 가능한 문제들을 식별하고 해결하기 위한 시뮬레이션 툴의 개발이 반드시 필요하다.

혼합운용을 위한 시뮬레이션 환경 구축에 필요한 충돌 감지 및 회피 알고리즘, 내부조종사의 비행모드 전환기능, fast-time 및 real-time 등 시간관리 기능, 통신 두절시 고장처리 및 비상 회수를 위한 절차 등 무인기 운용에 필요한 다양한 기능에 대한 개발이 요구된다. 따라서 본 논문에서는 이러한 기능을 고려하여 모델링을 하였고, 모델링에 필요한 항공기 데이터는 유인기의 경우 EUROCONTROL의 BADA[3], 무인기는 NASA의 BADA 형태로 제공된 성능 데이터를 활용하였다[4]. 비행계획에 따라 벡터링 입력방식으로 3-DOF 모델을 구성하여 ATC/ATM 시뮬레이션을 수행하고, 충돌 감지 및 회피를 위해 자동 비행모드와 조종사의 조종입력이 변환 가능하도록 내부 조종사의 수동조종 기능을 구현하기 위해 항공기 조종면을 직접 조작할 수 있도록 구성된 5자유도 모델 등 혼합운용을 위한 두 방식으로 모델을 구성을 하였으며, 본 모델을 MUSE(Manned and Unmanned aircraft Simulation Engine)라 명명하였다. 모델 구성은 MATLAB/Simulink를 이용하였다[5], [6]. 기존에 3-DOF에 대한 검증은 하였기 때문에 본 연구에서는 5-DOF 모델에 대한 검증을 위해 6-DOF 모델인 X-plane10을 이용하여 세그먼트별 시뮬레이션 결과를 비교분석하여 모델이 적합함을 확인하였다. 이를 통해 향후 전투기 등의 군용기를 이용하여 군 교전수칙에 따라 규칙기반시스템(Rule-Based System)을 적용 AI객체를 생성하여 전자전투 항공기 모델로 사용할 수 있다 판단된다.

II. 본 론

2.1 MUSE

2.1.1 MUSE 데이터

MUSE에서 사용하는 항공기 성능 데이터인

BADA는 ver.3.13 기준으로 총 519대의 고정익 민간 및 군용 유인 항공기 성능데이터가 제공된다. 데이터와 함께 제공되는 파일 중 OPF(Operations Performance Files)는 항공기 기종에 따라 운항가능 최대고도 및 속도, 실속속도, 항력, 추력, 연료소모율 등을 계산하는데 필요한 파라미터들을 포함하고 있다. 데이터 처리를 위하여 엑셀을 활용하였으며, 비행계획은 유인기의 경우 AIP(항공정보간행물)와 Flightaware[7]에서 제공하는 실제 항공기 비행기록을 이용했고, 무인기의 경우 임무에 따라 사용자 지정 시나리오를 작성할 수 있도록 시뮬레이션 환경을 구축하였다.

무인항공기 데이터의 경우 NASA에서 BADA와 동일한 형태로 제공하는 데이터를 이용했고, 본 연구에서는 소형과 중/대형 무인항공기 두 대에 대하여 데이터를 구성하였고, 기종은 ShadowB와 Global hawk를 선택하였다.

2.1.2 MUSE 물리모델

물리 모델은 앞에서 언급한 바와 같이 5-DOF 모델과 3-DOF 모델 두 방식으로 구성을 하였다. 두 모델의 가장 큰 차이점은 3-DOF 모델의 경우 항공기의 추력, 속력, 상/하강률 세 변수 중 두 변수를 알면 나머지 하나의 변수 값을 계산할 수 있는 BADA의 주요 성능계산식 Total Energy Model로 다양한 입력을 줄 수 있는 반면 5-DOF 모델은 쓰로틀과 롤 각, 받음각을 통해 직접 조종 입력을 주는 부분과, 데이터 활용에 있어서 BADA는 항공기를 질점으로 가정하고 물성치가 계산되는데 받음각에 대한 정보가 없기 때문에 받음각의 변화로 양력이 변하지 않는다. 따라서 5-DOF는 3-DOF와 비교했을 때 BADA의 추가적인 데이터와 항이 고려되어야 하는 차이점이 있다. Table 2는 5-DOF 모델과 3-DOF 모델의 입력 차이를 정리한 표이다. 5-DOF 모델은 동체축 y방향의 병진운동이 제외된 것으로 옆미끄러짐각(β)을 0으로 가정한다[8]. 그리고 일반적인 항공기의 입력은 엘리베이터, 에일러론, 러더, 쓰로틀이 되지만 5-DOF 모델에서는 제어입력으로 받음각(α_{cmd}), 롤 각(ϕ_{cmd}), 쓰로틀(δ_{throt})이 된다.

Table 2. The difference between the input of two models

	Control Input	
	5-DOF	3-DOF
Velocity	δ_{Throt}	V , or $Thrust$
Altitude	α	γ , or $ROCD$ ¹⁾
Level turn	ϕ	ϕ , or $\dot{\psi}$

$$T_{cmd} = \delta_{throt} T_{max}, (0 \leq \delta_{throt} \leq 1) \quad (1)$$

$$\ddot{\alpha} + 2\zeta_{\alpha}\omega_{n_{\alpha}}\dot{\alpha} + \omega_{n_{\alpha}}^2\alpha = \omega_{n_{\alpha}}^2\alpha_{cmd} \quad (2)$$

$$\tau_{\phi}\dot{\phi} + \phi = \phi_{cmd} \quad (3)$$

$$\tau_{th}\dot{T} + T = T_{cmd} \quad (4)$$

추력의 경우 BADA의 최대추력(T_{max})을 이용해서 다음 식(1)과 같이 구성하였고, 쓰로틀(δ_{throt})은 0에서 1의 신호가 된다. 커맨드 모델은 식(2~4)과 같다. 여기서 받음각에 대한 운동방정식은 댐핑계수(ζ_{α})와 고유진동수($\omega_{n_{\alpha}}$)를 갖는 2차 모델이 되고, 롤 각과 추력에 대한 모델은 시정수(τ)를 갖는 1차 모델로 모델링 하였다. 이때 각 미지수는 항공기 분류기준에 따라 flying quality와 FAR60의 alternative data source를 이용해 결정하였다[9]. 그리고 추력과 동일하게 받음각과 롤 각은 조종입력이 -1과 1의 사이의 출력 값에 비례해 최대 받음각과 롤 각으로 계산된다. 항법 좌표축은 ENU좌표로 표현하였으며, x축은 동쪽, y축은 북쪽, z축은 상공방향으로 각각 아래 식(5~7)과 같다.

$$\dot{x}_E = V_{TAS}\cos\gamma\sin\psi + W_x \quad (5)$$

$$\dot{y}_N = V_{TAS}\cos\gamma\cos\psi + W_y \quad (6)$$

$$\dot{z}_U = V_{TAS}\sin\gamma + W_z \quad (7)$$

5-DOF 운동방정식은 진대기속도(V_{TAS}), 비행 경로각(γ), 방위각(ψ)에 대한 변화율로 다음 식(8~10)로 표현되고, 각 변화율을 적분하여 속도, 비행 경로각, 방위각 정보를 갱신한다.

$$\dot{V} = \frac{T\cos\alpha - D}{m} - g\sin\gamma \quad (8)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{(L + T\sin\alpha)\cos\phi}{mV_{TAS}} - \frac{g}{V_{TAS}}\cos\gamma \quad (9)$$

$$\dot{\psi} = \frac{(L + T\sin\alpha)\sin\phi}{mV_{TAS}\cos\gamma} \quad (10)$$

5-DOF 모델의 상태변수 중 추력, 받음각, 질량, 비행 경로각, 속도, 롤 각들은 BADA를 통해서 계산 되지만 양력을 계산함에 있어 BADA에서는 양력계수가 $C_L = f_n(V, m, \phi)$ 로 받음각의 함

1) ROCD : Rate of Climb or Descent

수가 아니다.

따라서 고도입력에 따라 받음각이 변해도 양력의 변화는 없기 때문에 이 문제를 해결하기 위해 기존 양력계수를 구하는 식에 받음각에 대한 항($C_{L\alpha}$)을 추가하여 톨 각 입력 뿐 아니라 받음각 입력에 따라서도 양력이 변하도록 구성하였다.

항공기 질량변화(\dot{m}_{mass})는 연료소모에 의해서만 일어난다고 가정하였고, 연료소모량(\dot{m}_{fuel})은 BADA에서 고도, 속도의 함수로 주어진 파라미터를 활용해 계산하였다. 이 연료소모량을 적분하여 초기질량에서 갱신해나가도록 구성해 항공기 질량 변화를 구성하였다.

$$\dot{m}_{fuel} = f(H, V) \tag{11}$$

$$\dot{m}_{mass} = -\dot{m}_{fuel} \tag{12}$$

2.1.3 MUSE 논리모델

논리모델은 비행계획에 따른 비행모드와 조종사의 조종입력을 통한 비행모드, 그리고 자동비행(auto-pilot)으로 전환이 가능하도록 구성되어 있다. 자동비행은 사용자가 원하는 속도, 고도, 위치에 도달하기 위해 필요한 상·하강률, 방위각을 입력하여 지시값에 도달·유지하도록 구성하였다. MUSE의 전체 흐름도는 Fig. 2와 같다. 우선 시뮬레이션 실행 시 항공기 기종을 선택하고, 다음으로 비행모드를 선택하게 된다. 비행계획의 경우 지정된 시나리오에 따라 초기조건 위치, 속도, 고도, 방위각, 비행 경로각이 결정되고 항공기 질량은 사용자가 결정할 수 있도록 구성했다.

사용자 지정 시나리오의 경우 사용자가 원하는 초기 입력 값을 선택할 수 있다. AIP는 출발

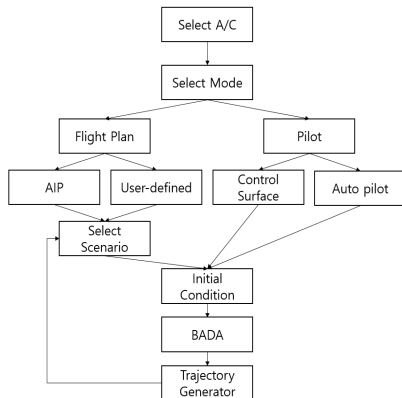


Fig. 2. Flow chart of MUSE simulation process

공항-목적 공항까지 SID(Standard Instrument Departure), En-route, STAR(Standard Terminal Arrival Route), APCH(Instrument Approach Chart)를 이용하며, 각 fix에 대한 위치, 고도, 속도정보를 엑셀을 통해 시나리오를 작성하였다. 그러나 실제 항공기는 ATC의 통제를 받아 절차에 따라 운항을 하지만 본 모델에는 아직 절차에 대한 고려와 지상활주 모델은 적용되어 있지 않다. 무인기 시나리오의 경우 다음과 같이 A~C 세 등급으로 분류하고 각 등급에 따라 실현 가능한 가상임무 시나리오를 작성하였다. A등급은 유인기와 충돌 가능성이 없는 저고도 비행 시나리오며, B등급은 중고도 영역으로 약 4~6km상공을 비행하며 헬기급 항공기와 충돌 가능성이 있는 시나리오, 그리고 C등급은 고고도로 여객기가 운항하는 10km 정도의 상공에서 운항하는 시나리오로 설정하였다. 각 등급에서 하위 구조로 임무에 따른 시나리오를 구성했으며, 임무로는 해안감시, 공중촬영, 산불감시등으로 근래에 실현 가능한 시나리오를 우선적으로 구성하였다[6].

비행계획에 따른 위치추종 알고리즘은 Simulink의 State-flow를 이용하여 구성하였고, Fig. 3과 같이 비행계획에서 위치, 속도, 고도의 명령 값과 현재 위치, 속도, 고도 값을 비교하고 원하는 목표위치를 추종하면 다음 fix에 대한 정보로 업데이트 되도록 구성되어 있다. 고도와 속도의 경우 항공기 성능의 제한을 넘는 입력이 들어올 경우 한계치에서 넘지 않고 경고문구가 뜨도록 설정하였다.

$$\gamma_{cmd} = \tan^{-1}\left(\frac{\Delta h}{S_{horizontal}}\right) \tag{13}$$

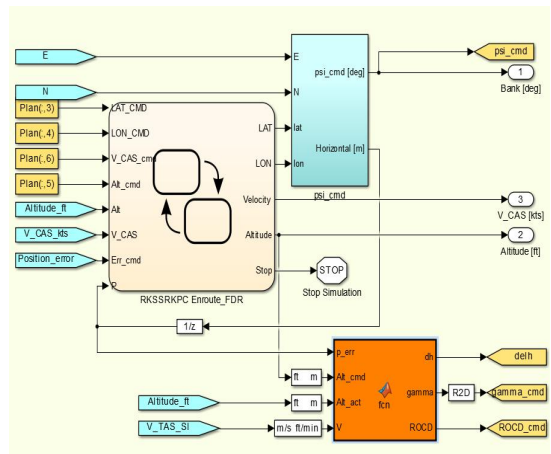


Fig. 3. Trajectory tracking module using state-flow

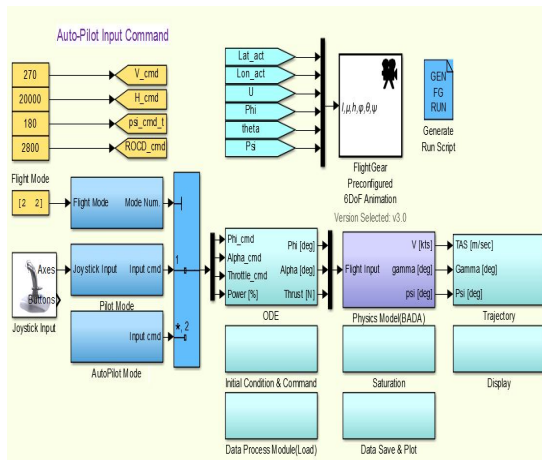


Fig. 4. MUSE model design

Table 3. Flight Mode

No.	Flight Mode
[1 1]	Control surface
[2 2]	Auto-Pilot
[2 3]	Flight Plan (AIP or User-defined)

$$h_{cmd} = V_{TAS} \sin \gamma \quad (14)$$

목표 지점의 고도추종을 위해 필요한 상/하강률은 식 (13)과 같이 현재위치와 목표지점까지 수평거리($S_{horizontal}$)와 수직거리(Δh)를 통해 필요한 비행 경로각(γ)을 계산하고, 식 (14)와 같이 계산된 비행 경로각과 속도를 통해 필요한 상/하강률을 얻을 수 있다. Fig. 4는 MUSE전체 모델구성으로 Flightgear ver3.0과의 연동을 통해 영상화 하였다. 조종사 입력은 조이스틱으로 입력을 주도록 구성하였고, 비행모드의 변경은 스위치를 사용하여 전환 가능하게 구성하였다. 비행모드전환 스위치는 Fig. 4에서 'Flight Mode'에 상수 값 입력으로 구성하였으며, 입력 값은 Table 3과 같다. 현재 기능구현은 비행계획에 따른 시뮬레이션 중 조종사 입력으로 전환 후 다시 비행계획으로 돌아갈 경우 추종하던 fix로 다시 복귀되며, 현재는 모드변경 직전의 fix정보를 추종하도록 설정되어있다. 이는 향후 위치계산을 통해 가까운 fix를 추종하도록 변경할 것이다.

2.2 모델 검증방법

구성한 5-DOF 모델의 충실도를 검증하기 위해서 6-DOF 모델과 결과비교를 수행하였다. 6-DOF 모델은 미국 FAA에서 pc기반의 ATD

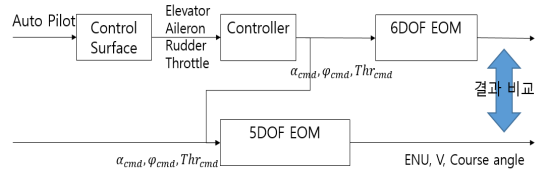


Fig. 5. 5-DOF and 6-DOF simulation comparison

Table 4. Condition of flight segment

Segment	Content	Condition			
		Unit	Initial value	Cmd.	
1	순항	고도	ft	25,000	25,000
		속도(CAS)	kts	270	270
		방위각	°	180	180
		상/하강률	ft/m	0	0
2	가속	고도	ft	25,000	25,000
		속도(CAS)	kts	270	290
		방위각	°	180	180
		상/하강률	ft/m	0	0
3	감속	고도	ft	25,000	25,000
		속도(CAS)	kts	290	270
		방위각	°	180	180
		상/하강률	ft/m	0	0
4	상승	고도	ft	25,000	28,000
		속도(CAS)	kts	270	270
		방위각	°	180	180
		상/하강률	ft/m	0	2,800
5	하강	고도	ft	28,000	25,000
		속도(CAS)	kts	270	270
		방위각	°	180	180
		상/하강률	ft/m	0	-2,800
6	균형선회 (우)	고도	ft	25,000	25,000
		속도(CAS)	kts	270	270
		방위각	°	180	320
		상/하강률	ft/m	0	0
7	균형선회 (좌)	고도	ft	25,000	25,000
		속도(CAS)	kts	270	270
		방위각	°	320	180
		상/하강률	ft/m	0	0

(Aviation Training Device) 급으로 인증이 가능한 Laminar Research社의 X-plane10을 사용하여 유인 항공기에 대한 검증을 진행하였으며, 기종은 X-plane10과 BADA에 동일하게 존재하는 Boeing社의 B744를 선택하였다. 검증방식은 X-plane10의 auto-pilot 기능을 이용해 순항, 가·감속, 상·하강, 균형선회(좌·우)의 네 가지 세그먼트 별로 받음각, 롤 각, 추력값을 추출하여, 이를 5-DOF 모델에 동일한 입력값으로 하여 비행결과를 비교하였으며, Fig. 5와 같이 구성하였다.

비교 대상 모델의 조건은 모두 동일하게 적용

하였다. 시뮬레이션 시간은 비행 세그먼트 별로 동일하게 각 120초간 실행하였고, 정보갱신간격은 0.1초(60Hz)로 동일하게 설정하였다. 그리고 본 연구에서는 바람의 영향은 고려하지 않았다.

시뮬레이션 결과 그래프는 동일한 조종입력에 따른 결과를 확인하기 위해 이동경로(ENU), 속도, 방위각에 대한 결과를 비교 데이터로 선정하였고, 6-DOF 모델인 X-plane10의 auto-pilot 비행 조건들은 세그먼트별로 Table 4와 같이 적용하였다.

6-DOF 모델은 초기 값에 맞춰 트림상태를 유지한 상태에서 10초 후 명령 값에 따라 비행하도록 하였다. 각 세그먼트에 따른 비행결과는 시간에 따른 고도, 속도, 방위각, EN그래프와 각각에 대한 RMSE(Root Mean Square Error)결과 그래프를 통해 비교분석하였다.

2.3 비행 시뮬레이션 결과

Table 4의 조건에 따라 세그먼트별 시뮬레이션을 수행하고, 이에 대한 결과 그래프는 순항, 가속, 상승, 균형선회(우)에 대해서만 RMSE 그래프를 첨부하였고, 마지막 Table 5에 전체 세그먼트에 따른 시뮬레이션에 대한 평균 RMSE값을 표로 정리하였다.

Figure 6은 순항, 가속, 상승, 균형선회(우)에 대한 시간에 따른 고도 RMSE 그래프로 상승일 경우를 제외하고 동일한 고도명령이기 때문에 고도 오차가 거의 없는 것을 볼 수 있다. 상승일 경우 오차가 발생하는 이유는 고도명령 시 6-DOF 모델에서 받음각을 MUSE에서 추종하는데 있어 반응시간이 완전히 일치하지 않기 때문이다.

Figure 7, 8은 세그먼트별 시간에 따른 속도 그래프와 속도의 RMSE로 상승 시 속도의 명령은 일정하나 실제속도가 감속하게 되는 현상을 볼 수 있는데 이것은 항공기의 성능제한에 의해 지정된 고도로 상승하는 동안 항공기가 낼 수 있

는 최대 추력으로 원하는 속도를 낼 수 없기 때문에 발생한 현상이다.

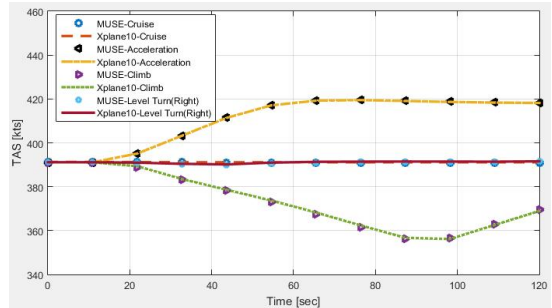


Fig. 7. Velocity profile for each segment

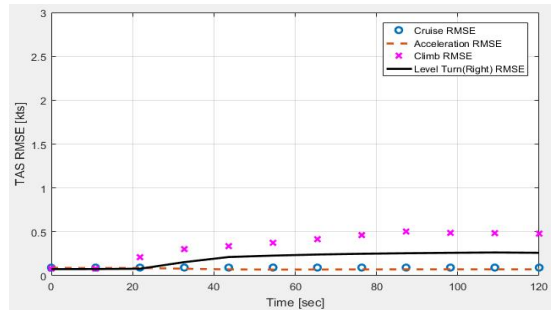


Fig. 8. Velocity RMS Error

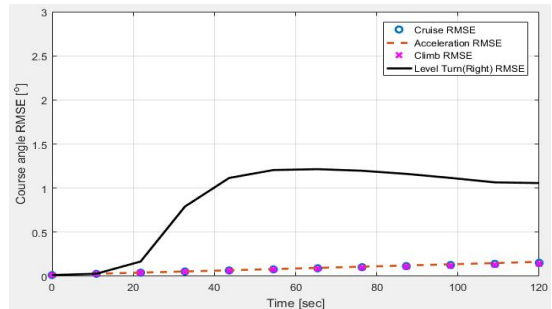


Fig. 9. Course angle RMS Error

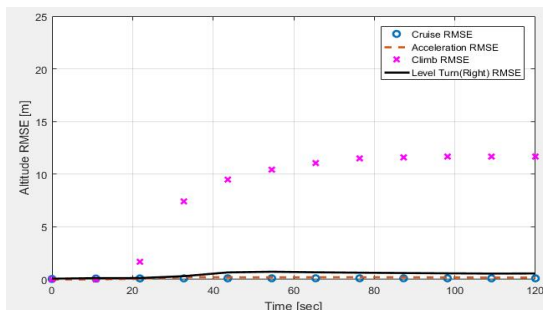


Fig. 6. Altitude RMS Error

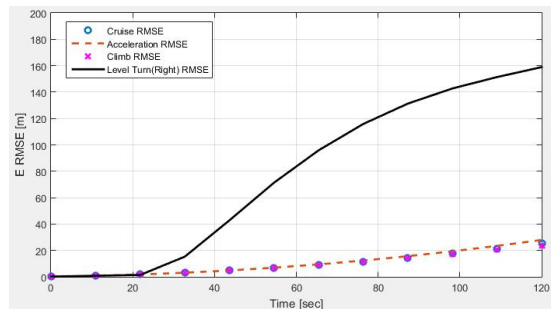


Fig. 10. East coordinate RMS Error

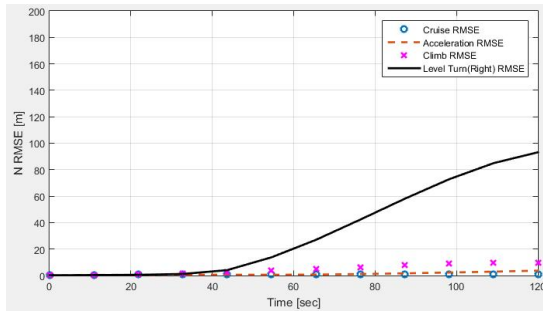


Fig. 11. North coordinate RMS Error

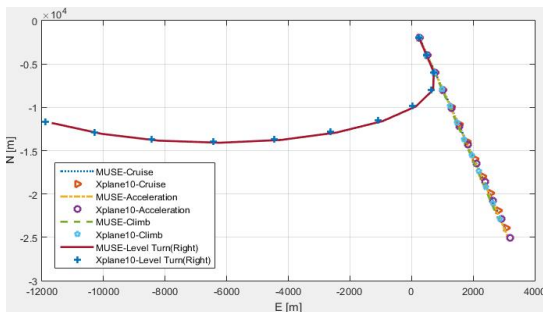


Fig. 12. EN coordinate for each segment

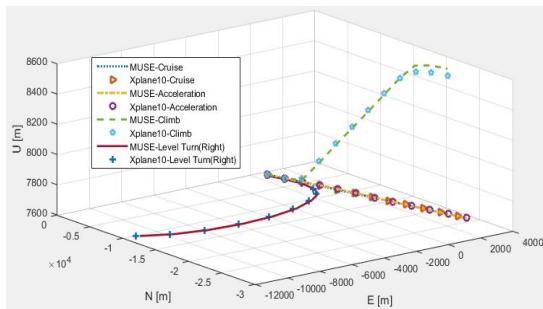


Fig. 13. ENU coordinate for each segment

Figure 9는 세그먼트별 시간에 따른 방위각의 RMSE 그래프로 순항, 가속, 상승 시 방위각의 변화는 없어야 하나 5-DOF의 한계점은 옆미끄러짐각으로 러더에 대한 제어가 고려되지 않는 것인데 6-DOF에서는 방위각에 대한 지시값을 유지하기 위해 롤각만이 아닌 러더에 의한 제어가 들어가게 된다. 이때 발생하는 값에 의해 오차가 발생한 것이다.

Figure 10, 11은 수평좌표계로 각 세그먼트별 시간에 따른 EN좌표의 RMSE 그래프이다. EN좌표 역시 방위각에서와 마찬가지로 오차가 발생한 것으로 검증방법을 5-DOF 입력을 6-DOF 출력값을 동일하게 이용하였기 때문이지 5-DOF

Table 5. RMSE result of simulation

Segment	RMSE					
	E(m)	N(m)	U(m)	V(kts)	C(°)	
1	순항	11.73	3.73	0.1	0.12	0.08
2	가속	14.49	2.19	0.08	0.09	0.09
	감속	13.37	2.77	0.16	0.08	0.08
3	상승	13.50	8.39	7.68	0.44	0.08
	하강	13.50	1.42	4.22	0.13	0.08
4	균형 선회 (우)	84.67	23.72	0.24	0.20	0.61
	균형 선회 (좌)	160.23	71.64	0.32	0.20	0.81

모델 자체의 문제점은 아니다.

Figure 12는 네 가지 세그먼트에 따른 이동경로를 EN좌표평면으로 표현한 것으로 선회를 제외하고 모두 동일한 방위각입력을 주었기 때문에 순항, 가속, 상승에 대한 세그먼트의 경로는 직선 비행을 하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 13은 각 세그먼트별 시간에 따른 이동경로를 보여주는 ENU좌표이다.

위 그래프들에서 제외한 감속, 하강, 균형선회(좌)를 포함한 전체 세그먼트에 대한 RMSE 결과는 Table 5에 정리하였다.

전체 시뮬레이션 결과표에서 ENU의 단위는 미터단위이며, 속도의 경우는 노트단위를 사용하였고, 방위각의 경우는 각도이다. 표의 각 수치는 세그먼트별 전체 시뮬레이션 시간에 따른 RMSE의 평균값을 정리한 것이다.

전체 RMSE 결과값의 타당성을 확인하기 위하여 분리기준을 근거로 판단하였다. 항공기는 항공기간에 충돌 및 난기류 및 우발상황 등으로 ICAO규정에 따라 수직 및 수평 분리를 하게 되며[10], [11], RVSM(Reduced Vertical Separation Minimum)를 도입한 현행규정에 따라 0 ~ FL410에서 1,000 ft(약 300 m)이격을 해야 한다 (RVSM도입 전 0 ~ FL290 : 1,000ft, FL290 ~ FL410 : 2,000 ft). 하지만 무인항공기의 경우 현재 분리규정이 결정된 것이 아니기 때문에 정량적인 평가는 유인항공기의 기준으로만 고려하였다. ICAO의 규정에 따라 시뮬레이션을 통한 RMSE결과 Table 5를 보면 수직방향에 대한 최대 오차가 7.68 m로 규정과 비교해 약 2.6%의 오차를 갖는다는 것을 알 수 있다. 이러한 수치

적인 결과로 보아 MUSE에 향후 무인기 모델에 대한 검증과 지상활주 모델을 추가하고 ATC관제 절차에 대한 고려 등이 보완된다면 혼합운용을 위한 연구로 활용할 수 있다고 판단된다.

III. 결 론

유·무인기 혼합운용 시뮬레이션을 구성하기 위해 BADA와 NASA의 데이터를 이용해 동적 모델링을 수행하였다. MUSE의 검증을 위해 X-plane10의 상태변수 값을 MUSE의 입력 값으로 하여 비행 결과 분석을 통해 유인기에 대한 검증을 수행하였다. 모델검증 결과 FAA에서 ATD급으로 인증 가능한 X-plane10과 MUSE와의 오차를 보아 충분히 MUSE가 혼합운용을 위한 시뮬레이션으로 활용하기에 적합한 모델로 판단되고, 따라서 향후 모델에 추가적으로 시간관리, 자동회피, 지상활주, 그리고 비상회수절차 기능이 더해진다면 혼합운용 뿐 아니라 ATC/ATM에 관한 연구, 연료소모율을 이용한 환경모델에 관한 연구 및 다수의 군용기 모델을 이용해 전자전투 환경모델에서 교전수칙기반 규칙기반(Rule-based)시나리오로 아군 또는 적항공기의 모델로 활용할 수 있다고 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 전자전 연구과제인 "(EW-43)레이더 전자전 조립식 모델 기반 가상 시제 구축을 위한 개방형 구조 공학모델 연구"에 의해 연구비 지원을 받았으며, 이에 대해 감사드립니다.

Reference

1) "R&D Report on Planning for Civilian UAVs Infrastructure for Commercialization", Ministry of Land, Transport and Maritime

Affairs, KAIA, Sep, 2012. pp. 130~134.

2) Dirk-Roger Schmitt, Frank Morlang, Henk Hesselink, "Satellites enabling the integration in non-segregated airspace of UAS in Europe", AT-One EEIG

3) A. Nuic, "User Manual for The Base of Aircraft Data(BADA) Revision 3.13," Eurocontrol Experimental Centre, France, 2015, pp. 5~82.

4) Frederick Wieland, Sricharan Ayyalasomayajula and Rose Mooney, Daniel DeLaurentis, Vishnu Vinay, James Goppert, Jason Choi, Gregory Kubat, "Modeling and Simulation for UAS in the NAS", NASA/CR-2012-NND11AQ74C, pp.33~133.

5) Dong-Hyun Kim, Il-Woo Kim, Sug-Joon Yoon, "A study of flight simulation engine based on aircraft performance models(BADA)", Journal of the Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation, Sep, 2014.

6) Dong-Hyun Kim, Il-Woo Kim, Jun-Hyung Kim, Sug-Joon Yoon, Byung-Chul Choi, "Development of manned unmanned aircraft simulation engine", Journal of the Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation, Apr, 2015.

7) <http://ko.flightaware.com/>

8) Se-Ah Jang, "Study of Intelligent Pilot Model Based on Basic Fighter Maneuvering for Air Combat Simulation", Inha University, Feb, 2, 2012.

9) DOD, "Flying qualities of piloted aircraft", MIL-HDBK-1797

10) ICAO, Annex 11, "Air Traffic Services", July, 2001.

11) ICAO, Doc 9574, "Manual on Implementation of a 300m Vertical Separation Minimum Between FL290 and FL410 Inclusive", 2001.