

항공교통관제 시뮬레이션을 위한 개선된 5 자유도 항공기 운동 모델 개발 및 검증방안 연구

Development and Validation of an Improved 5-DOF Aircraft Dynamic Model for Air Traffic Control Simulation

강지수·오혜주·최기영·이학태*

인하대학교 항공우주공학과

Jisoo Kang · Hyeju Oh · Keeyoung Choi · Hak -Tae Lee *

Department of Aerospace Engineering, Inha University, Incheon 22212, Korea

[요 약]

다양한 교통상황에서 현실적인 항공교통관제 시뮬레이션을 수행하기 위해서는 정확성과 효율성이 고려된 항공기 운동 모델이 필수적이다. 본 연구에서는 BADA의 항공기 운용 및 성능 정보를 반영하여 고 충실도의 개선된 5자유도 운동 모델을 개발하였으며, 항공기의 비행 특성이 반영된 제어기 및 유도부를 구성하였다. 이 때, 질점 모델 기반의 BADA 정보를 5자유도 운동 모델에 적용하기 위해 일부 데이터와 관계식만을 선별적으로 차용하였고, 일부 데이터는 항공기 설계 기법을 이용하여 추정하였다. 시뮬레이션 정확도를 향상시키기 위해 항공기 기종 및 비행 계획을 통해 이륙 중량을 추정하였으며, 이를 시뮬레이션에 반영하였다. 개발된 운동 모델은 실제 기록된 비행 궤적 정보와 비교하여 검증 되었다. 본 연구에서 개발된 운동 모델은 관제시뮬레이터에 적용되어 다양한 항공교통 관련 연구에 활용될 수 있다.

[Abstract]

To perform realistic air traffic control (ATC) simulation in various air traffic situations, an aircraft dynamic model that is accurate and efficient is required. In this research, an improved five degree of freedom (5-DOF) dynamic model with feedback control and guidance law is developed, which utilizes selected performance data and operational specifications from the base of aircraft data (BADA) and estimations using aircraft design techniques to improve the simulation fidelity. In addition, takeoff weight is estimated based on the aircraft type and flight plan to improve simulation accuracy. The dynamic model is validated by comparing the simulation results with recorded flight trajectories. An ATC simulation system using this 5-DOF model can be used for various ATC related research.

Key word : 5-Degree of freedom flight dynamic model, Base of aircraft data, Air traffic control simulation, Takeoff weight estimation, Trajectory validation.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2016.20.5.387>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 1 September 2016 Revised 4 October 2016
Accepted (Publication) 17 October 2014 (30 October 2016)

*Corresponding Author; Hak-Tae Lee

Tel: +82-32-860-8929

E-mail: haktae.lee@inha.ac.kr

1. 서론

무인항공기의 기술적 발전에 따라 기존의 군에서의 수요 이외에 민간에서의 수요도 크게 증가하고 있다. 이에 따라 다양한 용도로 활용될 수 있는 무인항공기를 기존의 유인항공기의 민간공역에 통합·운용하기 위해 기술적, 제도적 기반을 마련하는 노력이 전 세계적으로 진행되고 있다 [1]. 이에 새로 도입되는 기술 및 운용 개념에 대한 평가 및 검증이 필수적으로 요구되며, 이는 fast-time 및 실시간 HiTL (human-in-the-loop) 시뮬레이션을 활용한 다양한 환경에서의 항공교통관제 (ATC; air traffic control) 연구를 통해 수행될 수 있다 [2].

효과적인 항공교통관제 연구를 위해서는 현실적인 교통상황을 시뮬레이션 하는 것이 중요하다. 이를 위해 이전 연구에서는 BADA (base of aircraft data)를 반영한 5 자유도 항공기 운동 모델이 개발되었다 [3],[4]. 하지만 5 자유도 운동 모델에 맞게 BADA를 선별해 적용하고, 비행 궤적 생성에 알맞은 비행 제어 로직이 적용될 필요가 있었다. 따라서 본 연구에서는 BADA의 데이터 및 관계식을 선별하여 반영하고 개선된 제어 및 유도 방법을 적용하였으며, 민간 항공기 규정을 적용해 개선된 5 자유도 항공기 운동 모델을 개발하였다. 또한 이착륙 구간을 제외한 비행 전 구간을 시뮬레이션 하였으며, 정확한 항공기 궤적 생성을 위해 비행 계획 및 BADA로부터 얻은 항공기 성능 정보를 통해 이륙중량을 추정하여 반영하였다 [5]. 항공기 운동 모델은 FAA의 항공기 분류 기준의 Class A와 Class C급을 개발하였으며, 이는 실제 항공기 궤적을 기반으로 구성된 시나리오를 통해 검증하였다 [6].

개발된 항공기 운동 모델은 항공관제시뮬레이터의 항공기 모델로서 적용되어, 유무인기 통합운영에 따른 영향 분석과 같은 다양한 항공교통관제 연구에 활용될 수 있다.

II. 5 자유도 항공기 운동 모델

5 자유도 항공기 운동 모델은 동체 축 y 방향의 병진 운동을 제외하고 롤/피치 방향의 운동을 간단하게 모델링할 수 있으며, 복잡한 형태의 안정미계수를 요구하지 않는다. 이는 계산의 효율성을 향상시켜 장시간 다수의 항공기를 동시에 운용해야 하는 항공 교통 관제 시뮬레이션에 적합하다.

2-1 항공기 운동 방정식

5 자유도 항공기 운동 방정식을 구성하는 state vector를 아래와 같이 정의하였다.

$$X = [\dot{\alpha} \quad \alpha \quad \phi \quad T \quad V \quad \gamma \quad \chi \quad \Phi \quad \Lambda \quad h \quad m] \quad (1)$$

여기서, α 는 받음각, ϕ 는 뱅크각, T 는 추력, V 는 항공기 속도, γ 는 항공기의 비행 경로각, χ 은 방위각, Φ 은 위도, Λ 은 경도,

h 는 고도, 그리고 m 은 항공기 질량이다. 항공기 운동 방정식은 10개의 미분 방정식으로 구성되어 있으며 아래와 같다.

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

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

$$\dot{T} = \frac{T_{cmd} - T}{\tau_T} \quad (4)$$

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{(L + T \sin \alpha) \cos \phi}{m V} - \frac{g}{V} \cos \gamma \quad (6)$$

$$\dot{\chi} = \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \phi}{m V \cos \gamma} \quad (7)$$

$$\dot{\Phi} = \frac{V_N}{R_{\phi} + h} \quad (8)$$

$$\dot{\Lambda} = \frac{V_E}{(R_A + h) \cos \Phi} \quad (9)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (10)$$

$$\dot{m} = -fuel\ flow \quad (11)$$

식(2)에서의 ζ_{α} 와 $\omega_{n_{\alpha}}$ 은 항공기 형상 및 종축의 동특성 분석을 통해 계산되며, τ_{ϕ} 는 항공기의 기동 특성정보를 통해 얻을 수 있다 [7],[8]. τ_T 는 추력 반응 상수로써, 제트 엔진의 경우 엔진의 감항 기준을 통해 예측하였다 [9]. 피스톤 엔진의 경우 추력 반응 지연이 거의 없으므로 1초로 가정하였다.

$$U = [\alpha_{cmd} \quad \phi_{cmd} \quad T_{cmd}] \quad (12)$$

2-2 제어기 및 유도부 구성

항공기가 정해진 궤적을 추종하기 위하여 3가지의 제어 입력이 사용된다. 제어 입력은 받음각, 추력, 그리고 뱅크각으로써 항공기 상태 미분 방정식을 푸는데 활용된다.

항공기 모델에 포함된 PID 제어기는 항공기가 주어진 고도와 속도 명령을 추종할 수 있도록 활용된다. 비행 구간을 3가지(상승-순항-하강)로 나누고 각 구간에 맞는 제어기를 따로 구성하였으며, 고도와 속도 제어기는 그림 1과 같다. 이는 BADA의

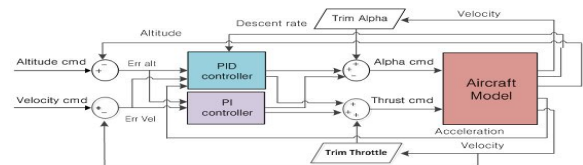


그림 1. 속도와 고도가 결합된 제어기
Fig. 1. Fully coupled speed and altitude controller.

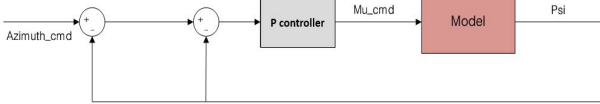


그림 2. 방위각 제어기
Fig. 2. Azimuth angle controller.

비행 구간별 최대 추력에 제한으로 인해 고도와 속도가 결합된 제어로직을 구성하였다. 횡축 제어를 위한 방위각 제어기의 구성은 그림 2와 같다.

유도부는 종 축 운동과 횡 축 운동으로 나누어 구성된다. 종 축 유도부는 특정 고도 및 속도를 만족시키기 위한 받음각과 추력 명령을 생성한다. 횡 축 유도부는 현재 위치와 목표 위치로부터의 필요 방위각을 계산하며, 횡 축 제어를 위해 필요한 뱅크각 명령을 생성한다.

2-3 선별적인 BADA 사용

항공기 운동 모델을 개발하기 위한 항공기의 고유 특성 요소들은 BADA를 통해 얻을 수 있다 [10]. BADA는 항공기 제원, 운용 제한 수치, 그리고 항공기 성능 정보로 구성되어 있다. BADA의 항공기 성능 정보는 질점 모델 기반의 데이터로 되어 있으므로, 표 1과 같이 5 자유도 항공기 운동 모델에 적용 가능한 일부 데이터 및 관계식만을 선별하여 적용하였다. 선별된 관계식들 중 최대(혹은 최소) 엔진 추력은 고도, 비행 구간, 그리고 엔진 종류에 따라 아래와 같이 표현된다.

$$T_{max, climb} = \begin{cases} C_{TC1} \times (1 - \frac{H_p}{C_{TC2}} + C_{TC3} \times H_p^2) & (jet\ engine) \\ C_{TC1} \times (1 - \frac{H_p}{C_{TC2}}) + \frac{C_{TC3}}{V_{TAS}} & (piston\ engine) \end{cases} \quad (13)$$

$$T_{max, cruise} = C_{TCr} \times T_{max, climb} \quad (14)$$

표 1. 적용한 BADA 요소
Table 1. Applied BADA parameters.

File name	Use	Parameters
.OPF	Specification	mass, wing area, drag coefficients at each flight phase
	Operation	max. engine thrust (considering altitude change and flight phase), specific fuel consumption
	Limitation	stall speed, max. engine thrust, altitude threshold, max. mach number
.APF	Limitation	calibrated airspeed (CAS) at each flight phase
.PTF	Comparison	true airspeed (TAS) at each flight phase
.PTD	Comparison	TAS and CAS for specific altitude, thrust, fuel consumption
.GPF	Limitation	longitudinal and normal max. acceleration, max bank angle/angular rate, cruise thrust coefficient, altitude threshold at each flight phase

$$T_{max, descent} = C_{des} \times T_{max, climb} \quad (15)$$

연료 소모율은 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$\eta_{nominal} = \begin{cases} C_{f1} \times (1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}}) \times T & (jet\ engine) \\ C_{f1} & (piston\ engine) \end{cases} \quad (16)$$

$$\eta_{cruise} = \begin{cases} \eta_{nominal} \times T \times C_{fcr} & (jet\ engine) \\ C_{f1} \times C_{fcr} & (piston\ engine) \end{cases} \quad (17)$$

$$\eta_{min} = \begin{cases} C_{f3} \times (1 - \frac{H_p}{C_{f4}}) \times T & (jet\ engine) \\ C_{f3} & (piston\ engine) \end{cases} \quad (18)$$

각 수식을 구성하는 계수들은 ($C_{TC1}, C_{TC2}, C_{TC3}, C_{TCr}, C_{des}, C_{f1}, C_{f2}, C_{f3}, C_{f4}, C_{fcr}$) BADA의 .OPF파일에서 얻을 수 있다. BADA는 질점 모델 기반이므로 공력계수가 받음각 함수가 아니다. 따라서 5 자유도 항공기 모델에서는 받음각과 공력 계수 사이의 관계식이 필요하며, 아래와 같이 정의하였다.

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \quad (19)$$

여기서 C_{L_0} 는 BADA의 순항 조건으로부터 계산되며, α 는 순항 상태에서의 받음각으로부터의 변화량을 의미한다. C_{L_α} 는 항공기 형상을 통한 항공기 개념 설계 기법을 통해 예측할 수 있다. 본 논문에서는 Aircraft datcom을 활용하였다.

2-4 개발 모델

FAA 항공기 분류 기준 [6]의 Category A와 C에 해당하는 Boeing 737-800과 Cessna-172S 기종을 선정하여 개발하였다. 위 두 기종 모두 BADA에서 항공기 제원 및 성능정보를 제공하고 있으며, 각 항공기 제원은 아래의 표와 같다.

표 2. 선정한 항공기의 제원
Table 2. Selected aircraft specification.

B737-800			
Max. takeoff weight	78,300 kg	Service ceiling	12,496 m
Engine type	jet engine (turbo fan)	Max. operating speed	174.9 m/s
Empty weight	41,150 kg	Wing area	124.65m ²
Cessna-172S			
Max. takeoff weight	1,157 kg	Service ceiling	4267 m
Engine type	piston engine	Max. operating speed	82.3 m/s
Empty weight	744 kg	Wing area	16.17m ²

III. 모델 검증

개발한 5자유도 운동 모델을 검증하기 위해 FlightAware [11]로부터 얻은 항공기 실제 궤적 정보로부터 경로점을 추출하였다. 선정된 검증 요소로는 항공기 위치 (위도, 경도, 고도), 속도, 그리고 각 경로점에 정해진 도착시간이다. 그림 3는 항공기 모델 검증 절차를 나타낸다.

3-1 시나리오

B738-800모델은 일본 주부 국제공항으로부터 인천 국제공항으로 들어온 KAL762편의 항적데이터를 기반으로 시나리오를 구성하였다. 총 비행거리는 1068km, 비행시간은 1시간 58분이다. C172S모델은 미국의 Dayton-Wright Brothers 공항에서 출발해 미국 Erie-Ottawa 국제공항으로 들어온 N88JA편의 항공기 궤적을 기반으로 하였으며, 총 비행거리는 291 km 이며 총 비행시간은 1시간 18분이다.

3-2 이륙 중량 추정

이륙 중량은 항공기의 상승 및 하강률에 영향을 미칠 뿐만 아니라, 총 연료 소모량에 영향을 주기 때문에 정확한 항공기 비행 궤적을 계산하는데 고려해야 하는 중요한 요소이다. [5]에 따르면, 제트 엔진과 터보 프롭 엔진 항공기의 이륙중량은 각 비행 구간 별 예상 연료 소모량, 총 비행 거리, 그리고 BADA로부터의 항공기 성능 정보를 통해 추정될 수 있다. 이륙중량은 아래와 같은 식과 같이 주어진다.

$$(A_1 A_3 A_d) W_{TO}^2 + (A_1 A_4 A_d W_{ZF} + A_3 - 1) W_{TO} + (A_4 W_{ZF} + \frac{A_d}{A_1}) = 0 \quad (20)$$

여기서, 각 계수들은 아래의 식들을 통해 계산된다.

$$A_1 = \frac{1}{qS} \sqrt{\frac{C_{D_2}}{C_{D_0}}} \quad (21)$$

$$A_2 = \frac{c}{V} \sqrt{C_{D_2} C_{D_0}} \quad (22)$$

$$A_3 = f_{inc} + f_{man} \quad (23)$$

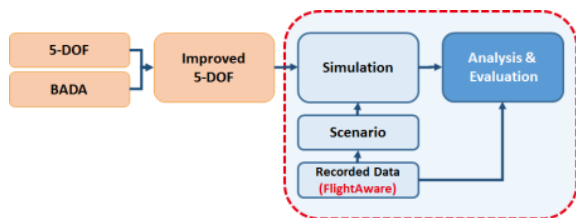


그림 3. 모델 검증 절차

Fig. 3. Model verification procedure.

$$f_{inc} = k_1 h^2 + k_2 h V + k_3 V^2 + k_4 h + k_5 V + k_6 \quad (24)$$

$$A_4 = 1 + f_{res} \quad (25)$$

$$d = \sum d_{waypoint} + V t_{hold} \quad (26)$$

$$A_d = \tan(A_2 d) \quad (27)$$

$$W_{ZF} = W_{empty} + W_{max.pld} \quad (28)$$

식의 모든 요소와 값은 표 3에 정리하였다. 제트기인 B737-800 모델의 검증을 위한 시뮬레이션 시나리오와 식 (20) ~ (28)을 활용해 계산하면, 이륙 중량은 68510 kg로 추정되며 최대 이륙중량의 87.5 %였다. C172S 모델은 비행시간과 엔진 종류를 고려할 때, 최대 이륙중량으로 시뮬레이션을 시작하였다.

IV. 시뮬레이션 결과

4-1 B737-800 시뮬레이션 결과

앞서 설정한 시나리오를 가지고 시뮬레이션을 수행한 결과, 표 4와 같이 작은 수준의 오차를 가짐을 확인하였으며, 그림 4와 같이 각 경로점 별 우수한 고도, 속도, 그리고 위치 추종 성능을 확인하였다. 결과적으로 그림 5와 같이 각 경로점 별 누적 도착시간 오차가 매우 작았다. 그림 4의 속도 결과에서 1000초 때 제어 명령과 실제 속도와의 차이가 생기는 이유는 경로점 도착

표 3. 이륙 중량 계산을 위한 계수와 값

Table 3. Coefficients and values for takeoff weight calculation.

	Description	value
V	cruise speed	165.1367 m/s
H	cruise altitude	10973 m
S	reference wing area	124.65 m ²
C _{D₀} C _{D₂}	Drag coefficient	0.025452
		0.035815
c	TSFC	1.4116e-05 kg/(sec·N)
q	dynamic pressure	4979.4 kg/(m·s ²)
k	k ₁	31.1e-12
	k ₂	-2.75e-9
	k ₃	115e-9
	k ₄	1.47e-6
	k ₅	-40.3e-6
	k ₆	5.12e-2
f _{inc}	climb fuel increment factor	0.0165
f _{man}	maneuver fuel factor	0.007
f _{res}	reserve fuel factor	0.08
t _{hold}	holding time	45 min
W _{empty}	empty weight	41150 kg
W _{max.pld}	max. payload weight	20300 kg

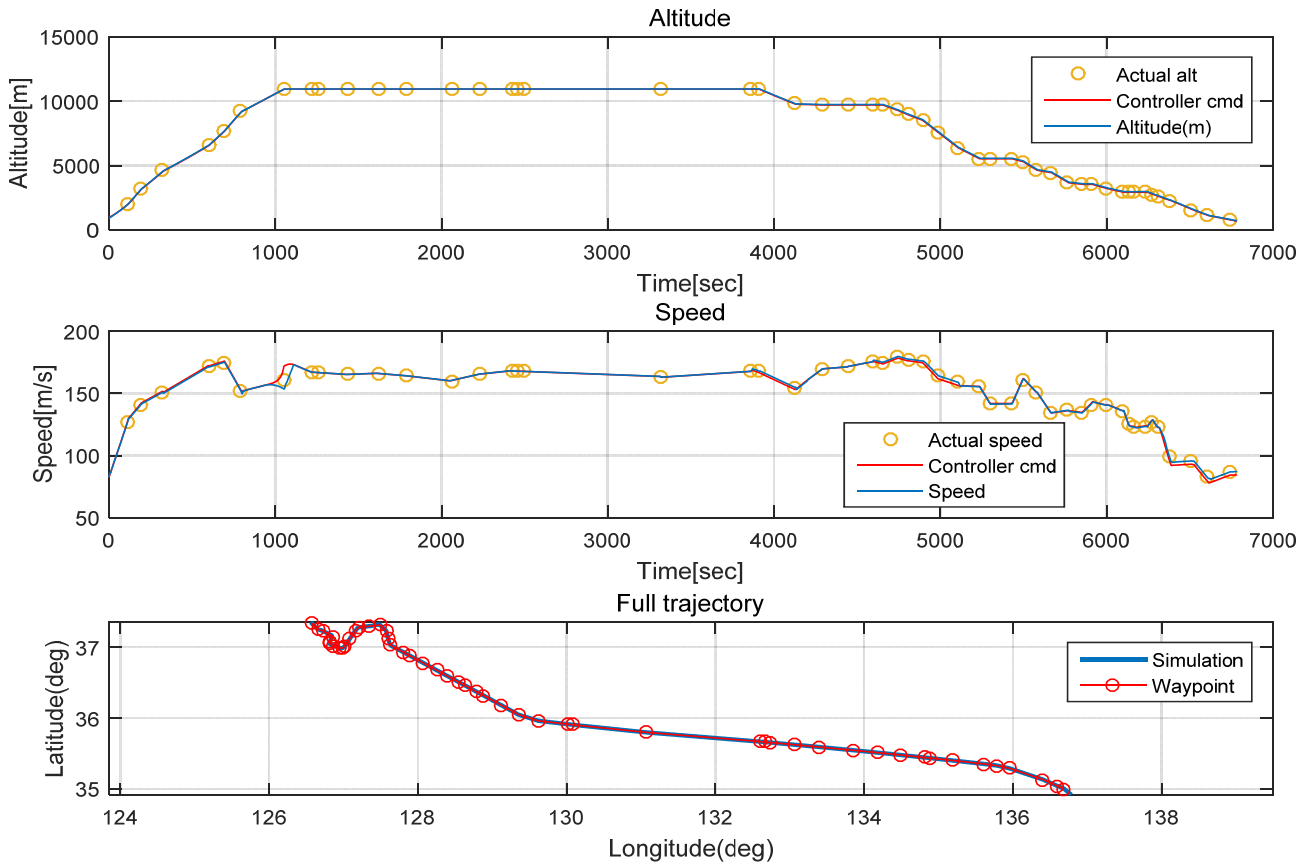


그림 4. 실제 항적데이터와 시뮬레이션 결과 비교 (B737-800)
 Fig. 4. Comparison between actual data and simulation data (B737-800).

시간과 고도 명령을 추종하기 위한 속도명령을 항공기 모델이 식(13)에서 확인 할 수 있는 고도 별 최대 추력 제한으로 인해 추종하지 못했기 때문이다.

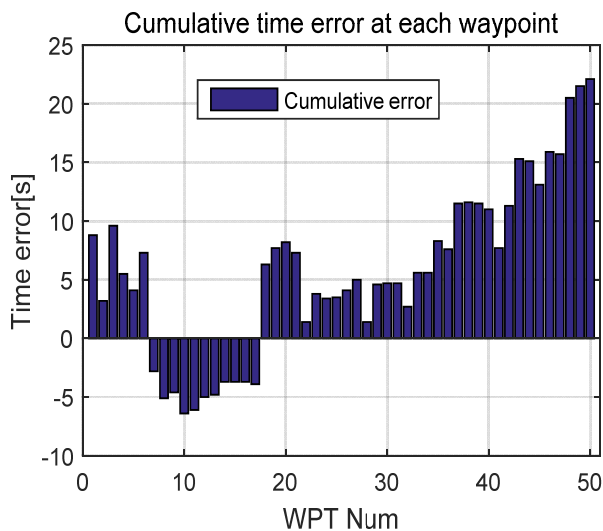


그림 5. 각 경로점 별 누적 도착시간 오차 (B737-800)
 Fig. 5. Cumulative time error at each waypoint.

4-2 Cessna 172S 시뮬레이션 결과

C172S 모델 역시 표 4와 같이 작은 수준의 오차를 가진다. 그림 6과 같이 각 경로점에 정해진 고도, 속도, 위치를 잘 추종하나 전반적으로 좀 더 이른 시점에서 정해진 고도와 속도를 만족시킴을 볼 수 있다. 그림 5와 7에서 두 항공기 모델 모두 누적 도착 시간 오차가 점차 늘어남을 확인할 수 있는데, 이는 FlightAware를 통해 얻은 항적데이터는 지상 속도만 포함하기 때문이다. 따라서 각 경로점 별 정해진 대기속도를 구하기 위해서는 바람 데이터가 요구된다. 표 4에서 C172S 모델이 도착 시간 오차가 상대적으로 더 큰 이유는 저속 비행 구간이 많아 바람의 영향을 크게 받기 때문으로 추정된다. 그러나 각 경로점에서의 누적 도착시간 오차가 전체 비행시간의 1.6% 정도로 매우 작음을 확인하였다.

표 4. 최대 및 평균 오차
 Table 4. Maximum and average error.

	Altitude [m]	Speed [m/s]	Arrival time [s]
B737-800	32.89 / 8.04	6.97 / 0.244	22 / 5.77
C172S	25.33 / 15.91	1.39 / 0.07	75.8 / 36.56

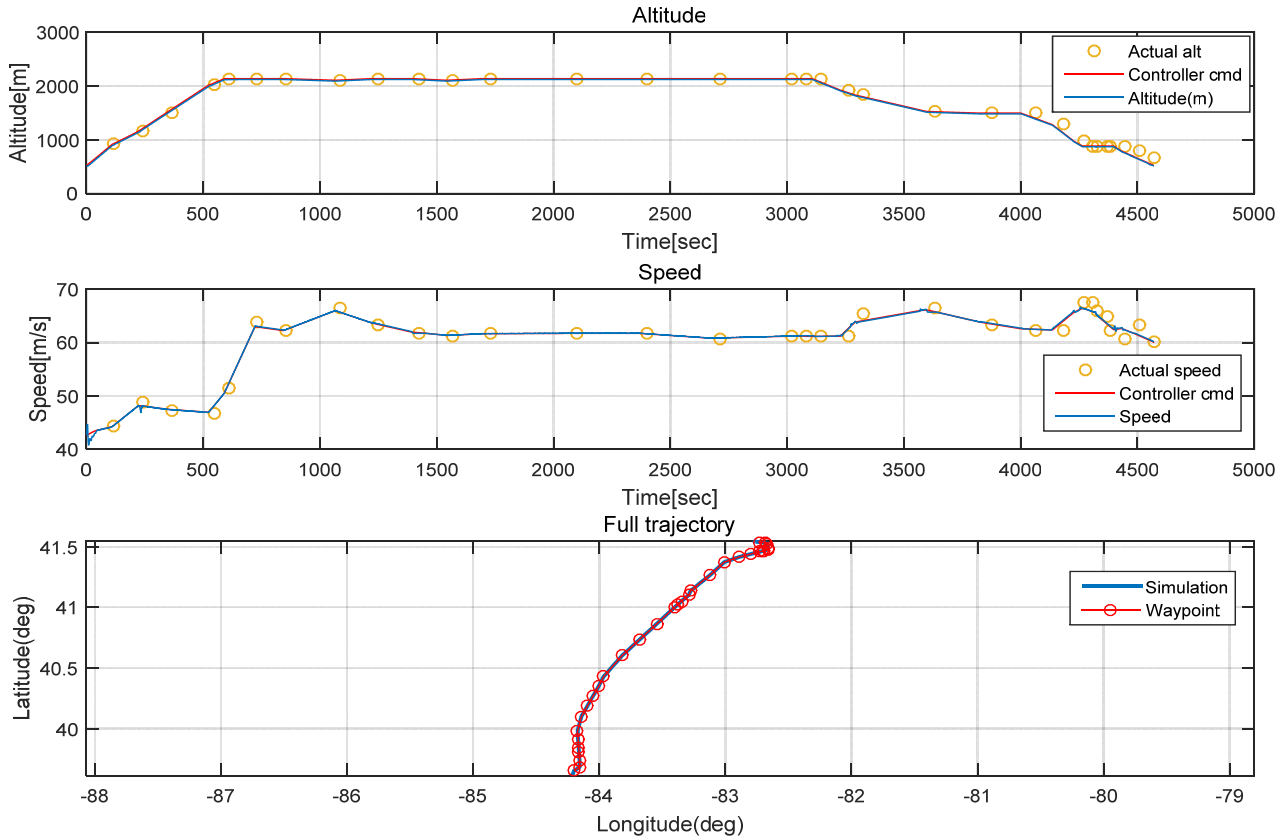


그림 6. 실제 항적데이터와 시뮬레이션 결과 비교 (C172S)
 Fig. 6. Comparison between actual data and simulation data (C172S).

항공교통관제 시뮬레이션에 활용되는 항공기 운동 모델의 성능을 평가할 수 있는 정량적 기준은 존재하지 않으나, 기존의 유인항공기 비행관리 시스템의 성능 기준 및 차세대 항공교통관리 개념인 궤적기반운용 (TBO; Trajectory Based Operation)의 요구 기준을 적용하면 표 4의 오차들은 수용 가능하다고 판단된다 [12],[13].

시간 및 궤적을 잘 추종함을 확인하였다.

향후 다양한 경로의 항공기 궤적을 적용하고 실제 바람 데이터를 확보하여 반영해, 반복적으로 시뮬레이션을 수행할 예정이다. 개발된 5자유도 항공기 운동 모델은 관제시뮬레이터에 적용되어 유인항공기 통합운영에 따른 영향을 분석하는 것과 같은 다양한 종류의 항공교통관제 연구에 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

V. 결론

본 논문에서는 항공교통관제 시뮬레이션 정확도 향상을 위한 BADA를 적용한 5 자유도 항공기 운동 모델을 개발하였다. BADA는 질점 모델 기반이므로 5 자유도 운동 모델에 적용하기 위해 데이터와 관계식을 선별하여 활용하였다. 시나리오는 FlightAware로부터 수집된 Boeing 737-800와 C172S 항공기의 실제 항적데이터를 바탕으로 구성되었다. 개발된 항공기 모델은 얻어진 시뮬레이션 결과와 실제 항적데이터와 비교함으로써 검증되었다. 시뮬레이션 전 Boeing 737-800 항공기의 이륙중량은 비행 계획 및 BADA로부터 얻은 항공기 성능 정보를 통해 추정되었으며, C172S 모델의 경우 최대 이륙중량으로 가정하였다. 개발된 항공기 운동 모델을 시뮬레이션 한 결과, 각 경로점 별 수용 가능한 오차를 가지면서 고도, 속도, 그리고 도착

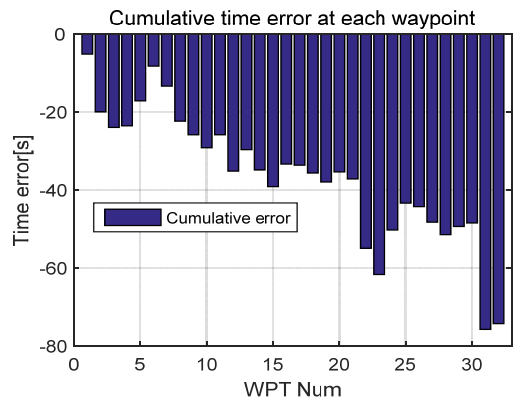


그림 7. 각 경로점 별 누적 도착시간 오차 (C172S)
 Fig. 7. Cumulative time error at each waypoint.

참고 문헌

- [1] K. R. Oh, W. K. Yoon, S. B. Hong, O. S. Ahn, and G. Joo, "Research trend on the UAV regulation and integration of UAV into civil airspace system," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 13, No. 2, pp. 72-79, Dec. 2015.
- [2] T. Prevot, P. Lee, T. Callantine, J. Mercer, J. Homola, N. Smith, and E. Palmer, "Human-in-the-loop evaluation nextgen concept in the airspace operation laboratory," in *Proceeding of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Toronto: Canada, 2010.
- [3] J. S. Park, H. J. Oh, and K. Y. Choi, "The research of verify reliability of an aircraft model for the next generation system simulator by using BADA," in *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jeju: Korea, pp. 1735-1738, 2014.
- [4] J. S. Kang, H. J. Oh, K. Y. Choi, and H. T. Lee, "Improving the accuracy of air traffic simulation using a 5-DOF aircraft dynamic model with BADA," in *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Goseong: Korea, pp. 438-439, 2016.
- [5] H. T. Lee and G. B. Chatterji, "Closed-form takeoff weight estimation model for air transportation simulation," in *Proceeding of the 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, FortWorth: TX, 2010.
- [6] FAA IPH 8083-16A, Instrument Procedures Handbook, Chapter 4 : Approach, 2015.
- [7] Boeing company, 737-600/700/800/900 Flight Crew Training Manual, 2005.
- [8] Airline Transport Professionals (ATP), Cessena 172 Training Supplement, 2013.
- [9] Electronic Code of Federal Regulation (e-CFR), Airworthiness standards - Part 33, Aircraft Engine. [Internet]. Available: <http://www.ecfr.gov>
- [10] Eurocontrol Experimental Centre, User Manual for BADA Revision 3.9, 2011
- [11] FlightAware, [Internet]. Available: <http://www.flightaware.com>
- [12] FAA AC 25-15, Approval of Flight Management Systems in Transport Category Airplanes, 1989.
- [13] ICAO ATM/PP WG/25-WP/601, Proposal for the development of TBO concept, 2014.



강 지 수 (Jisoo Kang)

2015년 2월 : 인하대학교 항공우주공학과 (공학사)
2015년 2월 ~ 현재 : 인하대학교 대학원 항공우주공학과 석사과정
※관심분야 : 항공교통, 항공기 운동모델



오 혜 주 (Hyeju Oh)

2011년 2월 : 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과 (공학사)
2014년 2월 : 인하대학교 항공우주공학과 (공학석사)
2014년 ~ 현재 : 인하대학교 대학원 항공우주공학과 박사과정
※관심분야 : 항공교통, M&S 프로그램, 회전익기 체계 설계



최 기 영 (Keeyoung Choi)

1987년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)
1989년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)
1994년 1월 : 미국 스탠포드대학교 항공우주공학과 (공학박사)
2000년 ~ 현재 : 인하대학교 교수
※관심분야 : 회전익기 체계 설계/통합, M&S 프로그램, 임무 계획



이 학 태 (Hak-Tae Lee)

2000년 12월 : 미국 스탠포드대학교 항공우주공학과 (공학석사)
2006년 1월 : 미국 스탠포드대학교 항공우주공학과 (공학박사)
2013년 9월 ~ 현재 : 인하대학교 항공우주공학과 조교수
※관심분야 : 항공교통, 공탄성, 전산유체