

항공교통관제 시뮬레이션을 위한 항공기 4D 궤적모델 개발

Aircraft 4D Trajectory Model for Air Traffic Control Simulator

정현태 · 이금진*

한국항공대학교 항공교통물류학과

Hyuntae Jung · Keumjin Lee*

School of Air Transport, Transportation and Logistics, Korea Aerospace University, Gyeonggi-do, 10540, Korea

[요 약]

본 논문에서는 입력된 비행계획을 바탕으로 4차원 궤적을 생성하고, 이 궤적정보를 기반으로 항공기 운동을 나타내는 시뮬레이션 모델을 개발하였다. 4차원 궤적은 BADA에서 제공하는 항공기 성능 계수와 Total Energy Model 및 베지에 곡선을 활용하여 모델링 하였으며, CTA (controlled time of arrival) 및 속도를 기준으로 하는 두 가지 항공기 제어 방식을 제안하였다. 시뮬레이션 결과 비행시간 및 경로에 대하여 정의된 궤적과 거의 일치하였으며, 바람 조건에 따른 각 제어 방식 별 차이점을 도출하였다. 본 연구에서 개발된 시뮬레이션 모델을 기반으로, 다양한 항공교통관리 분야 연구에 활용할 수 있을 것으로 기대된다. 향후 연구로 실제 항공기가 운항한 경로와 베지에 곡선간의 차이를 줄이기 위해 최적화 기법을 도입할 필요가 있으며, 이를 통해 개발된 시뮬레이션의 활용도를 높일 수 있다.

[Abstract]

This paper presents air traffic control simulation model for generating 4D trajectory, and aircraft dynamic model based on 4D trajectory information. With aircraft parameters from BADA and Total Energy Model, the trajectory is defined through modified Bezier curve and the simulation supports two aircraft control methods based on controlled time of arrival (CTA) or airspeed. The simulation results shown that flight time and path were almost identical to the defined trajectory, and derived the differences of each control methods according to wind conditions. Based on the simulation model developed in this study, it is expected to be applied to various air traffic management researches. Future studies will focus on applying optimization techniques in order to minimize the difference between generated trajectories and actual flight routes. This work will increase utilization of developed simulation furthermore.

Key word : Air traffic control simulation, 4D trajectory modeling, Air traffic management, Point-mass aircraft model, Base of aircraft data.

<https://doi.org/10.12673/jant.2017.21.3.264>



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 8 May 2017; Revised 16 May 2017
Accepted (Publication) 24 June 2017 (30 June 2017)

*Corresponding Author ; Keumjin Lee

Tel: +82-2-300-0375

E-mail: keumjin.lee@kau.ac.kr

I. 서 론

항공교통산업은 전 세계에서 가장 빠르게 성장하는 산업 중 하나로, 2016년 1월 기준 아시아-태평양 지역은 10.6%의 RPK (revenue passenger-kilogram) 성장을 기록하였다 [1]. 항공교통 수요는 가파르게 증가하는 가운데, 공항 및 공역의 수용량은 한계가 있으며, 수용량을 넘어서는 수요로 인한 운항 지연으로 많은 경제적, 환경적 손실이 발생하고 있다. 새로운 시설을 확충하여 공항 및 공역의 수용량을 늘리는 데에는 많은 시간과 예산이 필요하기 때문에, 주어진 수용량을 최대한 활용하는 효율적인 항공교통관리 (air traffic management)가 국내외 적으로 주목을 받고 있다.

다양한 항공교통관리 기법이 연구되고 소개된 가운데, 이러한 새로운 개념을 실제 운항 환경에 도입하기 전 검증 및 평가하는 방법으로 시뮬레이션이 많이 사용된다. 현재 다양한 기능을 갖춘 항공교통 시뮬레이션이 개발되었고 활용되고 있다. 본 연구에서는 궤적기반운영 (TBO; trajectory based operation) 및 출,도착관리 등 다양한 항공교통관리 분야 연구에 활용될 수 있는 시뮬레이션을 개발하고자 한다.

II. 시뮬레이션 구성

본 시뮬레이션은 지면을 평면으로 가정하며, 기상모형은 표준대기 (ISA; international standard atmosphere) 모형을 기반으로 MATLAB을 이용하여 제작되었다. 시뮬레이션 흐름은 그림 2와 같이 데이터 불러오기, 비행계획 및 환경 데이터 입력, 4DT (4D trajectory) 생성 및 검증, 외부 항적 데이터 입력, UI 생성, 항공기 생성 및 시뮬레이션, 사용자 명령 처리, 비행 로그 저장 및 시각화 단계로 이루어진다. 시뮬레이션 UI는 아래 그림 1과 같다.

EUROCONTROL BADA (base of aircraft data)[2] 에서 제공하는 항공기 성능 계수 중, 항공기 중량, 최대 운항 고도, 최고 및 최저 속도 등의 항공기 운용 한계, 이륙, 상승, 순항, 접근 및 착륙 단계 별 추력 설정 (thrust setting) 및 항력 계수 (drag coefficient)와 연료 소모 계수 (trust specific fuel consumption)를 이용하였다. 또한 BADA 항공사 절차 모델 (airline procedure model)에서 제시하는 일반적인 항공기 속도 및 고도 운영 기준을 참고하였으며, 그 외 공항, 공역, 항로 및 비행절차 데이터는 항공정보간행물 (AIP; aeronautical information publication)에서 발간된 내용으로 구성하였다.

시뮬레이션은 크게 4DT의 생성 및 검증 과정과 항공기를 제어하는 과정으로 이루어지며, 이 때 항공기는 사전에 정의된 4DT를 참조하여 제어된다. 각 과정 별 자세한 내용은 각 3장과 4장에서 기술된다. 또한 본 논문에서는 보다 명확한 의미 전달을 위해 시뮬레이션에서 항공기 제어에 활용되는 기준 4DT를 Reference 4DT (이하 r-4DT)로 지칭하였다.

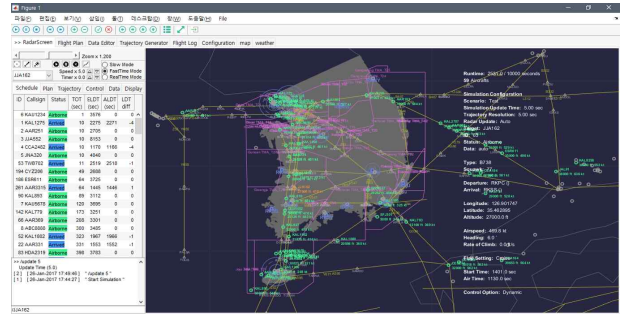


그림 1. 시뮬레이션 사용자 인터페이스(GUI)
Fig. 1. Graphic user interface of the simulation.

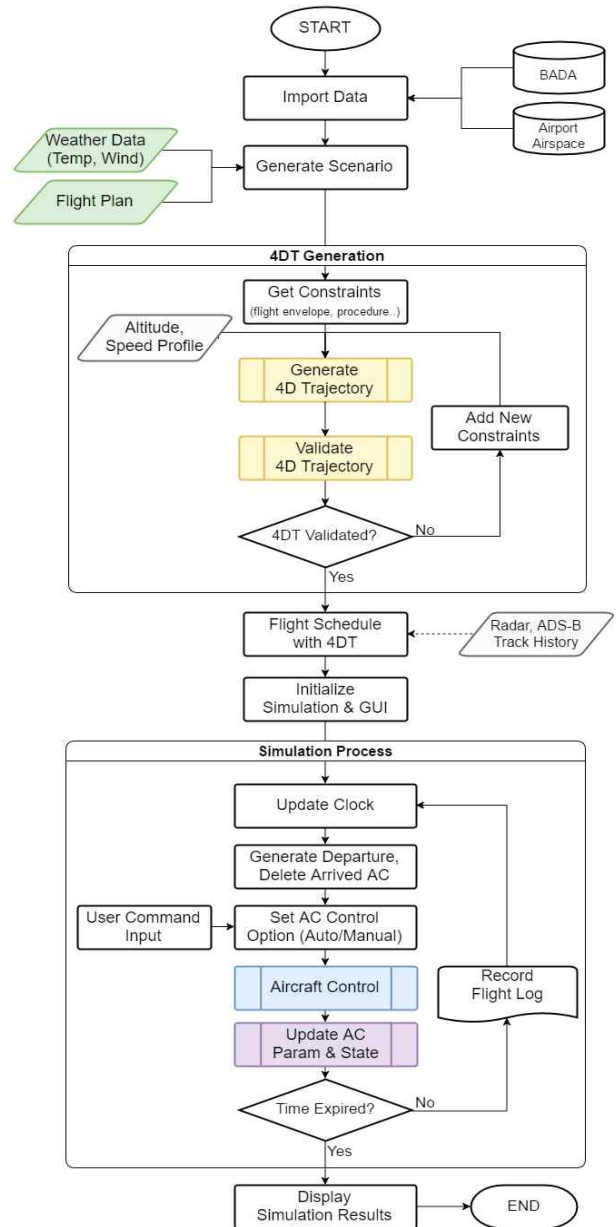


그림 2. 시뮬레이션 흐름도
Fig. 2. Simulation flow chart.

III. Reference 4DT 모델

3-1 비행계획 입력 및 제한 조건 (constraint) 배정 단계

Reference 4-Dimensional Trajectory (r-4DT)는 사전에 정의된 항공기의 비행계획을 기반으로 주어진 제한 조건 (운용 한계, 관제 지시 등)을 만족하도록 계산된 항공기의 경로(위도, 경도, 고도)와 진대기속도 (TAS; true airspeed), 그리고 경로를 구성하는 픽스 (fix) 별 도달 시간 (CTA; controlled time of arrival)으로 구성된다.

r-4DT의 생성은 비행계획에 포함되는 항공기 비행경로점 (waypoint) 정보에 적절한 제한 조건 (constraint)을 배정하는 것에서 시작된다. 여기서 제한 조건이란 경로점을 지나는 항공기가 가질 수 있는 고도, 기수, 그리고 속도 값의 범위를 의미하는데, 항공기 운용한계 (flight envelope), 운항 규제 및 절차상 제한 사항 등 표 1에서 나타난 다양한 요소를 고려해 결정 된다.

표 1과 같이 각 요소별 정의된 제한 조건 범위를 하나의 필터로 하여 아래 그림 3과 같이 각 경로점에서 가질 수 있는 고도 및 속도 범위를 구한 뒤, 사전에 정의된 프로파일, 사용자 조건 또는 BADA 항공사 절차 모형을 이용하여 한 가지 값으로 결정한다.

표 1. 4DT 제한조건 배정 순서

Table 1. 4DT constraint assignment process.

Step	Category	Description
1	Flight envelope	Max/min airspeed, max altitude, max thrust, etc.
2	Regulatory constraints	MEA (minimum en-route altitude), MSA (minimum sector altitude), etc.
3	ATC instructions	ATC instructions (airspeed, altitude, heading, etc.)
4	Procedural constraints	Assigned altitude, airspeed, ROCD (rate of climb/descent) in flight procedure for each waypoint
5	Speed/altitude profiles	Pre-defined airspeed, altitude (climb/descent) assignment profiles
6	User defined conditions	Other user defined restrictions or conditions
7	BADA airline procedure model	Airline procedure models defined in BADA

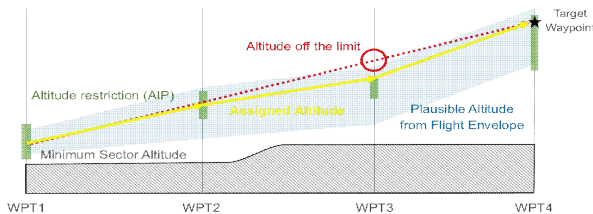


그림 3. 고도 제한조건 배정 예시

Fig. 3. Example of altitude constraint assignment.

3-2 r-4DT 생성 및 검증 단계

본 시뮬레이션에서는 항공기의 r-4DT 중 2차원 경로를 나타내는 위도와 경도를 3차 베지에 곡선 (cubic bezier curve) 으로 모델링하였다[3]. 이전 단계에서 설정된 비행 경로점 별 고도 및 속도 제한 조건을 기반으로 하여, 하나의 경로점에서 다른 경로점까지의 세그먼트를 하나의 베지에 곡선으로 모델링하고 이를 연속적으로 이어 붙여 r-4DT를 완성한다.

3차 베지에 곡선을 그리기 위해서 곡선 시작점(P_0),과 끝(P_3) 점, 그리고 P_1, P_2 , 2개의 조절점 (control point)이 필요하며, 곡선 시작점을 0, 끝점을 1의 값으로 갖는 매개변수 τ 로 표현한 곡선의 식은 아래와 같다.

$$\begin{cases} P_0 = \begin{bmatrix} x(0) \\ y(0) \end{bmatrix}, \\ P_1 = P_0 + \left(\lambda_0 \tau + \frac{1}{3} \right) l \begin{bmatrix} \cos(\psi_0) \\ \sin(\psi_0) \end{bmatrix}, \\ P_2 = P_3 + \left(\lambda_1 (\tau - 1) - \frac{1}{3} \right) l \begin{bmatrix} \cos(\psi_1) \cos(\gamma) \\ \sin(\psi_1) \cos(\gamma) \end{bmatrix}, \\ P_3 = \begin{bmatrix} x(1) - v_w t \cos(\psi_w - \pi) \\ y(1) - v_w t \sin(\psi_w - \pi) \end{bmatrix}. \end{cases} \quad (1)$$

여기서 $x(0)$ 과 $y(0)$ 은 각 항공기의 초기 위치를 나타내며, t 는 항공기가 곡선의 시작점에서 출발하여 곡선의 끝까지 걸리는 시간이며, $x(1)$ 과 $y(1)$ 은 곡선 끝 점에서의 항공기 위치를 나타낸다. l 은 곡선의 길이, ψ_0 와 ψ_1 은 각 시작점, 끝 점에서의 항공기 기수를, ψ_w 와 v_w 는 각 풍향, 풍속을 나타낸다. 여기서 λ_0 와 λ_1 은 P_1 와 P_2 위치를 결정하는 상수로 λ_0 와 λ_1 의 값에 따라 곡선의 모양이 바뀌게 된다. 위에서 구한 곡선 시작점, 끝 점 그리고 조절점을 이용하여, 항공기 위치를 매개변수 τ 에 대하여 나타낸 식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} P(\tau) &= \begin{bmatrix} x(\tau) \\ y(\tau) \end{bmatrix} = \sum_{i=0}^3 \binom{3}{i} \tau^i (1-\tau)^{3-i} P_i \\ &= (1-\tau)^3 P_0 + 3\tau(1-\tau)^2 P_1 + 3\tau^2(1-\tau) P_2 + \tau^3 P_3 \end{aligned} \quad (2)$$

r-4DT 내 위도 및 경도는 베지에 곡선을 이용하여 나타낸 반면, 고도 h 와 속도 v 는 아래 식 (3)과 식 (4)와 같이 선형적으로 표현하였다. 이렇게 선형으로 처리함으로써 4장에서 기술될 total energy model에서 dv/dt 와 dh/dt 가 상수로 처리되어 계산이 용이하게 된다.

$$h(\tau) = h(0) + \tau(h(1) - h(0)) \quad (3)$$

$$v(\tau) = v(0) + \tau(v(1) - v(0)) \quad (4)$$

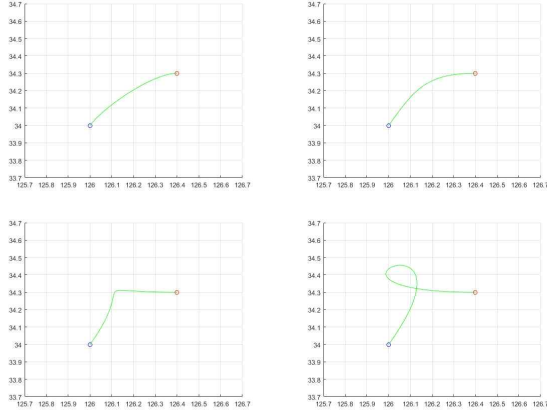


그림 4. 비행소요시간(t)에 따른 r-4DT 세그먼트 생성 예시
 Fig. 4. Generated r-4DT segments with given flight time
 ($t_r=500, t_r=1000, t_r=2000, t_r=4000$).

곡선 매개변수 τ 는 아래 식 (5)와 식 (6)을 통해 시간 t 에 관한 식으로 구할 수 있다. 세그먼트 비행이 시작되는 시간을 0 이라고 하면, l 은 총 곡선의 길이, $s(t)$ 는 시간 t 까지 비행한 거리, t_r 은 해당 곡선을 전부 비행했을 때까지 걸리는 시간으로, t 가 0일 때 τ 는 0이고 t 가 t_r 일 때 τ 는 1이 된다.

$$\tau(t) = \frac{s(t)}{l}, \text{ where } \begin{cases} s(0) = 0, \\ s(t_r) = l. \end{cases} \quad (5)$$

$$\frac{d\tau(t)}{dt} = \frac{ds(t)}{ds} \frac{ds(t)}{dt} = \frac{v(t)}{l} \quad (6)$$

베지에 곡선을 이용하여 생성된 r-4DT는 BADA 항공기 성능계수를 이용하여 검증한다. BADA에서 제공하는 기종별 항공기 운용 한계 중 속도 v , 고도 h , 가속도 a , 추력 T , bank angle ϕ 및 flight path angle γ , 그리고 중량 m 에 대하여 r-4DT 내 모든 경우에 아래와 같은 식을 만족하는지 확인한다. 만약 해당 범위를 만족하지 않을 경우, 운용 한계 범위에 들어오도록 하는 새로운 제한 조건을 계산 및 적용하여 다시 r-4DT를 생성한 후 검증하는 작업을 반복한다.

$$v_{\min} \leq v(\tau) \leq v_{\max} \quad (7)$$

$$0 \leq h(\tau) \leq h_{\max} \quad (8)$$

$$\|\dot{v} + \ddot{h}\| \leq a_{\max} \quad (9)$$

$$0 \leq T \leq T_{\max} \quad (10)$$

$$|\phi| \leq \phi_{\max} \quad (11)$$

$$|\gamma| \leq \gamma_{\max} \quad (12)$$

$$m_0 \leq m_{\max} \quad (13)$$

$$m_0 - \int (fuel\ flow) dt \geq m_{\min} \quad (14)$$

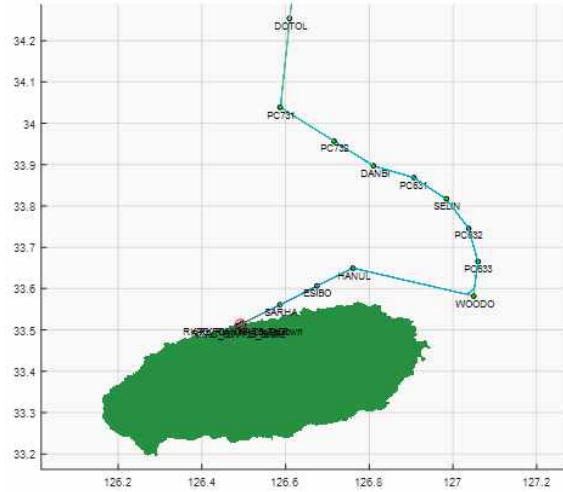


그림 5. 생성 및 검증완료 된 r-4DT 제주공항 접근부 예시
 Fig. 5. Generated and validated r-4DT approaching segment to Jeju airport.

식 (10)의 항공기 추력 T 는 다음 4장에서 기술되는 total energy model을 통해 계산되며, bank angle ϕ , flight path angle γ 는 아래 식을 통해 계산된다.

$$\phi = \arctan\left(\frac{\dot{\psi}v}{g_0}\right) \quad (15)$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\dot{h}}{v}\right) \quad (16)$$

위 과정을 통하여 생성된 경로점 간의 곡선을 연속적으로 이어 붙여서 그림 5와 같은 최종 r-4DT를 생성한다.

IV. 항공기 운동 모델 및 제어

4-1 항공기 운동 모델

본 시뮬레이터에서는 항공기 운동을 나타내는 식으로 TEM (total energy model)을 사용하였다. TEM 모델은 다른 6자유도 항공기 모델과 같이[4] 항공기의 미시적인 거동을 표현할 수는 없다. 하지만 본 시뮬레이션은 항공기 하나하나의 미시적인 움직임에 집중하는 것이 아닌 항공교통의 전반적인 흐름 및 공역 환경을 관찰하는 것을 그 용도로 하며, 동시에 여러 항공기의 거동을 동시에 계산하여야 하는 특성 상, 상대적으로 계산 비용이 저렴한 TEM 모형이 보다 적합하다고 할 수 있다.

$$(T - D)v = mg_0 \frac{dh}{dt} + mv \frac{dv}{dt} \quad (17)$$

T 는 추력, D 는 항력, v 는 항공기 진대기속도 (TAS; true

airspeed), m 은 항공기 중량을 나타낸다. 위 TEM을 이용하면 항공기 추력 T , 속도 v , 그리고 상승/하강율 (ROCD; rate of climb or descent) $\frac{dh}{dt}$ 중 두 변수를 이용하여 나머지 하나를 계산할 수 있다.

다른 일부 시뮬레이터는 상승 및 하강 단계에서 throttle setting을 고정하여 속도와 상승/하강율을 계산하는 방법을 사용하고 있다 [2]. 그러나 본 시뮬레이터에서는 모든 비행 단계에서 항공기의 속도 및 상승/하강율 프로파일을 r-4DT에서 정의하며, 이 프로파일을 이용하여 항공기 throttle을 계산하여 항공기 움직임을 구현한다. 이렇게 함으로써 레이더 및 ADS-B 항적과 같이 throttle setting 정보가 없는 궤적을 구현할 수 있으며, 4DT의 속도 및 상승/하강율 프로파일을 변경함으로써 현실적인 항공기 움직임을 구현할 수 있다. 식 (17)에서 항력 D 는 아래와 같이 계산한다.

$$C_L = \frac{2mg_0}{\rho v^2 S \cos\phi} \tag{18}$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D2}(C_L)^2 \tag{19}$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 S \tag{20}$$

마지막으로 항공기의 위치와 중량변화량은 아래와 같이 계산할 수 있다. 여기서 x 는 경도, y 는 위도이며, v 는 항공기 속도, ψ 는 항공기 기수, ψ_w 와 v_w 는 각 풍향과 풍속을 나타낸다. γ 는 비행경로 각 (flight path angle), ϕ 는 bank angle을 나타낸다. 항공기의 속도와 기수값은 r-4DT의 참조점을 기준으로 제어가 되는데, 자세한 내용은 다음절에서 설명된다.

$$\dot{x} = v \cos(\psi) \cos(\gamma) - v_w \cos(\psi_w - \pi) \tag{21}$$

$$\dot{y} = v \sin(\psi) \cos(\gamma) - v_w \sin(\psi_w - \pi) \tag{22}$$

$$\dot{m} = -fuelflow(T, v) \tag{23}$$

4-2 항공기 제어: 속도, 고도, 기수 업데이트

이 절에서는 r-4DT에서 정한 참조점 (reference point)의 위치 및 고도, 속도, 도착시간을 만족하도록 항공기를 제어하는 방식에 대해서 설명한다. 항공기를 제어하는 방법으로 본 시뮬레이션에서는 두 가지 방법을 사용한다. 항공기 제어에 필요한 목표속도를 r-4DT내 해당 참조점의 속도(v_r^i)에서 참조하는 static mode와 참조점의 CTA(t_r^i)에서 참조하는 dynamic mode로 구분된다. 우선 r-4DT를 구성하는 참조점의 위치, 고도, 속도 또는 도착 시간 (CTA; controlled time of arrival)의 정보와 현재 항공기의 상태와 비교하고, 현재 참조하고 있는 참조점을 유지할지 또는 다음 참조점의 정보를 이용할지 판단한다.

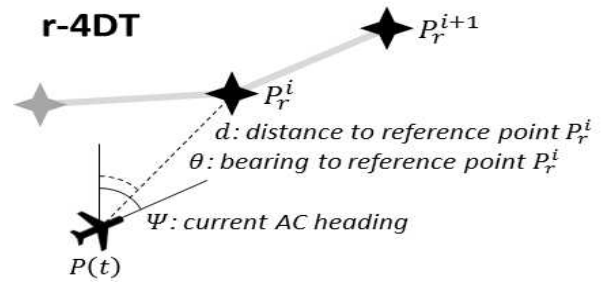


그림 6. r-4DT를 기반으로 하는 항공기 제어 설명
Fig. 6. Aircraft control based on r-4DT.

r-4DT에서 정의된 i 번째 참조점을 P_r^i 라 하며, P_r^i 는 식 (24)와 같이 각 경도, 위도, 고도, 속도 및 시간 정보를 포함한다. 시간 t 에서의 항공기의 위치를 $P(t)$, 고도를 h , 속도를 v 라 하며, 이 때 항공기 위치에서 P_r^i 까지의 거리 및 방향 (bearing)을 각 d, θ 라 하면 아래의 식과 같이 정리된다.

$$P_r^i = \begin{bmatrix} x_r^i \\ y_r^i \\ h_r^i \\ v_r^i \\ t_r^i \end{bmatrix} \tag{24}$$

$$P(t) = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} \tag{25}$$

$$d = \left\| \begin{bmatrix} x_r^i - x \\ y_r^i - y \end{bmatrix} \right\| \tag{26}$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{x_r^i - x}{y_r^i - y}\right) \tag{27}$$

static mode에서는 그림7과 같이 4DT에서 정의하는 도달 시간을 무시하는 대신 4DT에서 정의하는 속도를 준수하도록 항공기를 제어하는 방법이다.

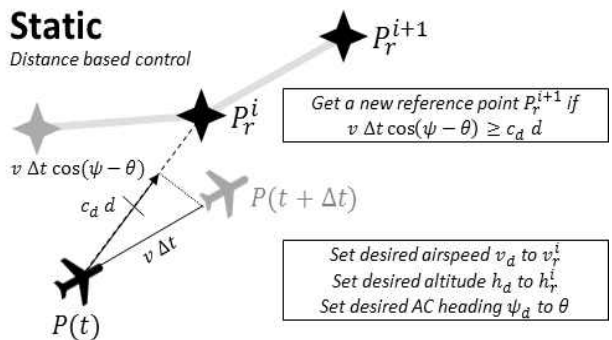


그림 7. Static mode의 참조점 업데이트 및 파라미터 배정
Fig. 7. Reference point and parameter update in static mode.

static mode에서는 식 (28)의 조건과 같이 현재 항공기의 위치와 참조점 간의 거리, 기수를 고려하여, 항공기가 참조점에 일정 거리 이내로 근접하였을 경우 다음 참조점을 참조하도록 한다.

$$i = i + 1 \quad \text{if} \quad v \Delta t \cos(\psi - \theta) \geq c_d d \quad (28)$$

여기서 c_d 는 현 위치와 참조점까지의 거리(d)에 곱하는 상수로 업데이트 기준 threshold를 결정하는 역할을 한다. 참조점 업데이트 판단 이후 항공기 제어에 필요한 목표 속도(v_d), 목표 고도(h_d), 목표 기수(ψ_d)를 식 (29)와 같이 설정한다.

$$\begin{cases} v_d = v_r^i, \\ h_d = h_r^i, \\ \psi_d = \theta. \end{cases} \quad (29)$$

static mode에서는 항공기와 참조점의 거리를 기준으로 참조점 업데이트를 판단하였다면, dynamic mode에서는 그림 8과 같이 r-4DT의 CTA를 기준으로 참조점을 업데이트 한다. t_D 는 허용되는 항공기 지연 (delay) 시간이며, c_t 는 시뮬레이션 시간 업데이트 단위에 곱해지는 상수로 참조점 업데이트 기준의 threshold를 결정한다. dynamic mode에서는 목표 속도(v_d), 목표 고도(h_d), 목표 기수(ψ_d)를 식 (31)과 같이 설정한다.

$$i = i + 1 \quad \text{if} \quad t_r^i - (t + t_D) \geq c_t \Delta t \quad (30)$$

$$\begin{cases} v_d = \frac{d \cos(\psi - \theta)}{t_r^i - t}, \\ h_d = h_r^i, \\ \psi_d = \theta. \end{cases} \quad (31)$$

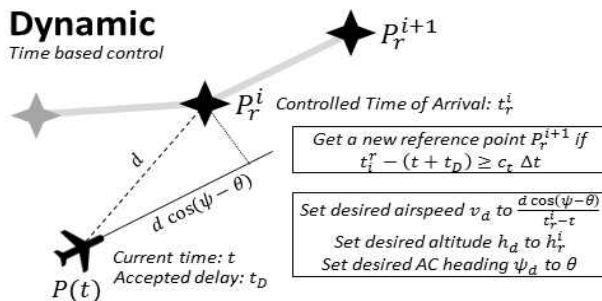


그림 8. Dynamic mode의 참조점 업데이트 및 파라미터 배정
Fig. 8. Reference point and parameter update in dynamic mode.

항공기 목표 속도 v_d , 목표 고도 h_d 및 목표 기수 ψ_d 가 설정 되면, 이 목표값들을 이용하여 항공기의 움직임을 제어하게 된다. 속도 및 기수에 대한 제어는 비례제어법칙 (proportional control)을 사용하였으며, 고도의 경우 비례미분제어법칙 (proportional differential control)을 적용하였다 [5,6].

V. 시뮬레이션 결과

인천공항 RWY16 - 제주공항 RWY25으로 향하는 r-4DT를 생성하여 시뮬레이션을 수행하였다. 모든 기종은 B737-800으로, 같은 조건에서 dynamic과 static mode로 각 2회 수행하였으며, 각 mode 별 항공기 1대씩 맞바람($\psi_w = 360^\circ$, $v_w = 10$)의 영향을 적용하였다. 단, 이 때 r-4DT 생성 단계에서는 바람 정보를 제공하지 않고 생성하여, 예고되지 않은 바람의 영향에 의하여 항공기 움직임이 어떠한 영향을 받는지 확인하고자 하였다. dynamic & no wind case를 DY_NW, dynamic & wind case를 DY_WA, static & no wind case를 ST_NW, static & wind case를 ST_WA로 정의하여 지상 활주 부분을 제외한 비행 결과를 분석한 결과는 그림 9 및 표 2와 같다.

아래 그림 9에서 각 그래프의 x 축은 비행시간을 나타내며, y 축은 순서대로 경도, 위도, 고도, 기수, 진대기속도, 고도 상승/하강, 수평가속도, 수직가속도, 추력, 중량 그리고 누적 연료 소모량을 나타낸다.

ST_WA case를 제외하고는 비행시간 및 거리는 r-4DT와 거의 일치하는 결과를 얻었다. ST_WA는 맞바람의 영향을 받았지만, 이 영향을 상쇄하지 않는 static mode로 운영이 되어 원 r-4DT 보다 106초 늦게 지연된 결과를 갖는다. dynamic mode로 운영된 항적, 특히 DY_WA의 경우에는 r-4DT의 CTA를 준수하기 위하여 추력을 조절하여 속도, 가속도 및 추력 그래프가 static mode에 비하여 변동이 심한 것을 확인할 수 있다. 따라서 비행시간은 r-4DT와 일치하지만, 소모연료량이 static mode에 비해 소폭 많다. static mode로 운영되는 항공기는 CTA를 무시, r-4DT에서 정의된 속도를 유지하여 r-4DT와의 차이는 적으나, 맞바람 등의 영향을 받으면 소요 비행시간이 증가할 수 있다.

표 2. r-4DT, 시뮬레이션 결과 (비행시간, 거리, 소모연료량) 비교
Table 2. Comparison of flight time, distance and consumed fuel between r-4DT & simulation results.

	Flight time (sec)	Flight distance (NM)	Consumed fuel (kg)
r-4DT	3,575 sec	288.79 NM	2177.49 kg
DY_NW	3,575 sec (+ 0.00 %)	288.83 NM (+ 0.01 %)	2175.10 kg (- 0.11 %)
DY_WA	3,575 sec (+ 0.00 %)	288.81 NM (+ 0.01 %)	2213.08 kg (+ 1.63 %)
ST_NW	3,581 sec (+ 0.17 %)	289.24 NM (+ 0.16 %)	2141.10 kg (- 1.67 %)
ST_WA	3,681 sec (+ 2.97 %)	289.25 NM (+ 0.16 %)	2203.01 kg (+ 1.17 %)

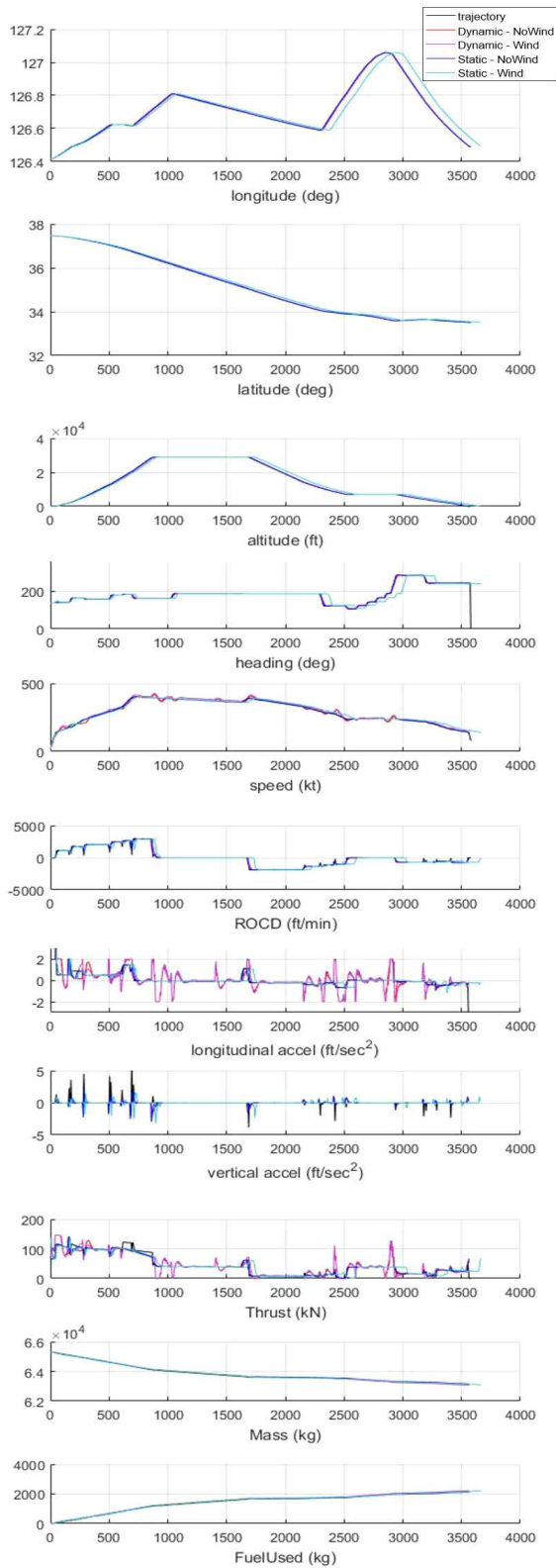


그림 9. 시뮬레이션 결과 비행시간에 따른 운항 계수
Fig. 9. Simulation result: longitude, latitude, altitude, heading, TAS, ROCD, longitudinal and vertical acceleration, thrust, mass and fuel used.

표 3. 각 조건 별 비행계수 RMSE 및 최대 오차
Table 3. Comparison of parameters and RMSE.

RMSE Max. Err	Position NM	Altitude ft	TAS kt	ROCD ft/m	Acceleration ft/s ²	Thrust kN	Fuel Used kg
DY_NW	0.410 1.029	114.1 334.8	8.57 37.17	191.16 1507.12	0.785 4.488	14.62 63.55	32.78 62.20
DY_WA	0.416 1.043	141.0 334.8	12.08 33.70	191.16 1507.12	0.786 4.832	14.54 63.55	23.48 58.47
ST_NW	0.328 0.842	111.5 246.3	1.38 4.68	167.09 1309.78	0.493 4.986	5.92 28.25	38.03 46.15
ST_WA	2.952 6.070	189.9 226.7	11.44 32.54	462.94 2779.67	0.592 5.335	12.11 54.03	27.62 58.17

각 case와 r-4DT간의 차이를 확인하기 위하여 시간에 대한 좌표, 고도, 속도, 상승/하강율, 가속도, 추력, 양력, 항력 및 중량 (또는 누적 연료소모량)에 대해 RMSE와 최대편차를 구해보면 표 3과 같다. 바람이 없는 환경에서는 static mode가 r-4DT를 가장 잘 따르지만, r-4DT에서 고려하지 않는 바람 등의 영향을 받을 경우, 그에 의한 편차가 크게 증가하는 모습을 볼 수 있다. 반면, dynamic mode에서는 바람 유무에 따른 영향이 크지 않다. 따라서 항적이 관제사의 지시 등의 이유로 지정된 속도를 준수하여야 할 경우에는 static 방식을, 지정된 CTA를 준수하여야 할 경우에는 dynamic 방식을 적용하는 것이 적합한 것으로 분석된다.

VI. 결 론

본 논문에서는 다양한 항공교통관리 분야 연구에서 활용될 수 있는 시뮬레이션 모델을 개발하였다. 입력된 비행계획을 바탕으로 r-4DT를 생성 및 검증하며, 이 과정을 거친 r-4DT를 기반으로 항공기를 제어하는 방식을 따른다. static과 dynamic으로 정의된 두 가지 제어방식을 제안하였으며, 각 방식을 비교한 결과, dynamic은 실시간으로 항공기 추력을 제어함으로 바람의 영향에도 CTA를 준수하는데 반해, static은 r-4DT에서 정의된 CTA 대신 속도 기준을 따르게 되어 바람의 영향에 따라 도착 시간에 차이가 발생할 수 있음을 확인하였다.

향후 본 시뮬레이터를 다양한 ATM 분야 연구에 활용할 수 있도록, 다양한 실제 출발 및 도착 항적 경로와 비교하여 r-4DT 생성 과정을 개선할 계획이다. 또한 시뮬레이션 검증 이후, 소모 연료를 최소화하도록 r-4DT 생성 알고리즘에 경로 최적화 기능을 연구하고자 한다.

Acknowledgments

본 연구는 국토교통과학기술진흥원의 “기계학습법을 활용한 항공관제용 항공기 시뮬싱 모형 개발” 과제의 일환으로 수

행되었으며 지원에 감사드립니다.

References

- [1] Airbus, Global Market Forecast(GMF) 2016-2035 “Mapping Demand,” Airbus S.A.S, Blagnac Cedex: France, D14029465 issue 3, 2016.
- [2] A. Nuic, User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.12, EUROCONTROL Experimental Centre, EET Technical/Scientific Report No.14/04/22-44, 2014.
- [3] T. Miquel and F. Mora-Camino, “Modified bezier curve for 4D reference trajectory definition under flight profile constraint” in *8th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Anchorage: AK, 2008
- [4] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, 3rd ed. New York: NY, John Wiley & Sons, 2015.
- [5] L. A. Weitz, Derivation of a Point-Mass Aircraft Model used for Fast-Time Simulation, MITRE, McLean: VA, MITRE Technical Report, MTR150184, 2015.
- [6] H. T. Jung and K. J. Lee, “4D trajectory model for air traffic control simulation,” in *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2016 Fall Conference*, Jeju: Korea, 2016.



정 헌 태 (Hyuntae Jung)

2015년 8월 : 한국항공대학교 항공교통물류우주법학부 (이학사)
 2015년 8월 ~ 현재 : 한국항공대학교 항공교통물류학과 석사과정
 ※관심분야 : 항공교통관리, 궤적기반운영, 기계학습



이 금 진 (Keumjin Lee)

1999년 2월 : 서울대학교 기계항공우주공학부 (공학사)
 2001년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과 (공학석사)
 2008년 5월 : 미국 조지아 공과대학교 항공우주공학과 공학박사
 2012년 3월 ~ 현재 : 한국항공대학교 항공교통물류학과 부교수
 ※관심분야 : 항공교통관리, 데이터기반 항공관제 모델링 및 제어