

## 論文

## BADA를 활용한 4-D 경로 모델링법 개발

오은미\*, 은연주\*, 전대근\*

## Development of 4-D Trajectory Modeling using BADA

Eun-Mi Oh\*, Yeonju Eun\* and Dae Keun Jeon\*

## ABSTRACT

Four dimensional(4-D) trajectory modeling is conducted based on flight plan. The flight plan is divided into several segments which represent certain operating flight modes. Thrust, drag and fuel consumption rate of an aircraft are calculated using BADA provided by Eurocontrol. The trajectory is modeled with the rate of climb/descent calculated with Total-Energy Equation. The simulation results with a typical aircraft and its flight plan indicate that the trajectory modeled corresponds well with the suggested flight plan. The performance profiles including total endurance time and time history for speed, thrust, drag and fuel consumption were also appropriately generated.

**Key Words** : 4-D Trajectory Modeling(4차원 경로 모델링), BADA(Base of Aircraft Data), Flight Plan(비행 계획)

## 1. 서 론

3차원 공간을 비행하는 항공기의 항행은 조종사가 직접 지상의 지형지물을 참조하며 비행하는 시계비행(VFR)과 지상의 항행안전시설로부터 무선신호를 받아 비행하는 계기비행으로 구분되어 발전되었다. 비행 계획은 계기비행을 하는 항공기의 Track guidance 정보를 제시하여 안전한 항공기 운항과 효율적인 항공 교통을 목적으로 한다. 다양한 목적의 항공관제용 시뮬레이터에 사용되는 항공기의 비행궤적을 모델링하기 위해서는 관제 적용 대상이 되는 민항기의 움직임을 모사할 수 있도록 실제 사용되는 ICAO(International Civil Aviation Organization, 국제민간항공기구) 규격의 비행계획서 형식에 의

거하여 실제에 근접한 모델링을 할 필요가 있다. 각 항공기 성능을 고려하여 주어진 비행 계획에 따라 경로를 모델링하고 이에 소모되는 총 시간, 연료량, 시간에 따른 추력 변이 등의 세부적인 비행 성능을 확인 할 수 있다면 비행 계획 기반 4-D 경로 시뮬레이션에서 효과적인 모니터링을 할 수 있다.

Eurocontrol(European Organization for the Safety of Air Navigation, 유럽항행안전기구)에서는 BADA(Base of Aircraft Data)를 제공하여 318개(ver.3.8 기준)의 항공기 타입을 분류하여 각 항공기 고유 성능과 절차에 필요한 계수들을 ASCII 파일 형태로 제공하고 있다. 여기서의 계수는 추력(thrust), 항력(drag), 연료 소모율(fuel flow)을 계산하는데 필요한 파라미터들과 평행비행(cruise), 상승(climb) 및 하강(descent) 비행 시의 속도를 계산하는데 필요한 파라미터들을 포함한다. 그리고 고도별 표준 속도 관련 데이터를 제공하여 항공 교통 관리(ATM)에 필요한 항공기의 성능뿐만 아니라 비행 절차에 대한 가이드라인을 제시하고 있다[1].

본 연구에서는 비행계획 기반의 경로 모델링을

2012년 05월 24일 접수 ~ 2012년 06월 04일 심사완료  
논문심사일 (2012.05.29 1차), (2012.06.04, 2차)

\* 한국항공우주연구원 교통·항법기술연구센터

연락처, E-mail : emoh@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 169-84

수행하고자 비행 구간을 필요에 따라 비행모드로 간략히 세그먼트 화하여 계산 성능에도 크게 구애받지 않도록 하였으며 BADA의 정보를 활용하여 주어진 비행절차에 따르는 비행경로를 예측하고 이때의 소모 시간과 연료 소모량, 시간에 따른 추력 변이 등을 계산하여 항공기 성능을 파악하는 기초자료로 이용할 수 있도록 하였다. 항로에 대한 비행절차를 우선 적용하여 설계하였으며 차후 이/착륙의 비행절차를 포함할 수 있도록 확장성을 고려하여 알고리즘을 구현하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 비행 절차의 세그먼트화

항공기의 운항 경로는 비행 전 제출되는 ICAO규격의 비행계획서를 기반으로 항로를 정하여 결정된다. 항로는 순차적인 경유 지점의 형태로 주어지며 국토해양부에서 발간하는 항공정보간행물(AIP)에 각 경유 지점의 위도/경도 운항 속도/고도 등의 정보가 명시되어 있다. 비행계획서 상에는 지정 항로의 경유 지점들의 시퀀스가 생략되어 있으며, 분기점과 같이 중요한 경유 지점들만 표기 되어 있다. 본 연구에서는 이러한 비행계획에 정보에 기반을 둔 비행을 고려하고자, 각 경유 지점을 통과하면서 속도/고도의 비행 조건들을 만족하도록 세그먼트(Segment)화하여 각 구간의 비행 모드를 정의하였다. 비행모드는 경유 지점간의 위치와 속도/고도 변화에 따라서 시스템의 계산 성능을 고려하여 항공기의 기동을 간략화하기 위해 Table. 1과 같은 네 개의 운항 모드로 구분하여 요구 조건을 만족하도록 하였다. 각 세그먼트는 운항 모드의 특성에 맞는 종료 조건의 정보를 포함하여 이 조건 내에 항공기가 도달한 경우 다음 세그먼트에 해당하는 비행 모드를 구현하도록 하였다.

Table. 1 Flight Mode of Segment Type

비행 모드	의미
등속 수평비행	직진 비행
가/감속 수평 비행	속도 변화 시
상승/하강 비행	고도 변화 시
균형 선회 비행	방향 전환 시

등속수평 비행의 경우 일정 고도와 속도를 유지하면서 진행하게 되는데 대권항로(Great Circle

Route)를 따라 비행하는 것을 가정하여 해당 course를 계산하여 갱신해줘야 한다. 가/감속 수평비행의 경우항공기의 속도와 고도에 대한 등속비행 시의 최대 추력/최소 추력을 BADA를 이용하여 구할 수 있다. 추력과 항력의 차이와 질량을 사용하여 가속도를 구할 수 있으며 원하는 속도에 도달할 경우 가속 비행을 마치고 다음 세그먼트로 넘어가게 된다. 다음 경유 지점과 고도의 차이가 생길 경우 상승/하강 비행을 하게 되는데 이는 Total-Energy Equation으로 상승/하강률(ROCD, Rate Of Climb/Descent)을 계산할 수 있다. 연속된 세 경유 지점이 일직선상에 놓이지 않을 경우인지 파악하여 선회 비행을 할 것인지 판단하며, fly-by 비행을 가정하여 Fig. 1와 같은 개념으로 회전 반경을 계산하여 회전하는 구간을 세그먼트화 하였다. 선회 비행은 course 각이  $Wpt_{i+2}$ 을 바라보는 방향과 같아질 때까지 적용된다.

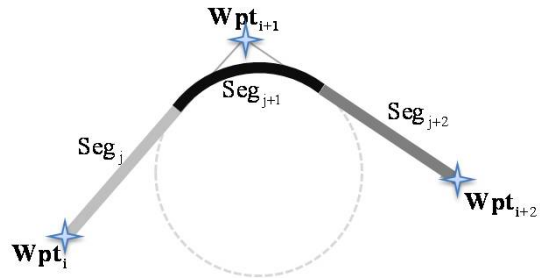


Fig. 1 Schema of Turn Mode

만약 이웃한 경유 지점 간에 속도/고도, 방향 전환 모두 필요하다고 판단되면 충분한 거리상의 여유가 있다는 가정 하에 균형선회, 상승/하강 비행, 등가속도 수평비행 순으로 순차적으로 세그먼트를 나누어 운항하도록 하였다.

### 2.2 BADA를 이용한 4-D 경로 모델링

Total-Energy Equation은 항공기에 가해지는 추력과, 항력의 시간에 따른 일률과 항공기의 위치, 운동 에너지의 시간에 따른 변화를 표현한 것으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$(T_{HR} - D) V_{TAS} = m g_0 \frac{dh}{dt} + m V_{TAS} \frac{dV_{TAS}}{dt} \quad (1)$$

여기서  $T_{HR}$ 은 추력,  $D$ 는 항력,  $V_{TAS}$ 는 진대기 속도(TAS, true air speed),  $m$ 은 질량  $g_0$ 는 지표

면에서의 중력 가속도, 그리고  $h$ 는 측지 고도 (geodetic altitude)를 나타내며 그 시간변화율은 상승/하강률(ROCD)이 된다. 스포일러, 플랩에 의한 추가적인 항력이 없는 것을 가정하여 식 (1)에서 추력, 속도 그리고 상승/하강률의 세 가지 변수 사이의 관계식으로 고려하면, 이는 종방향의 경로를 정의하는 요소로 일반적으로 스로틀 (throttle)과 엘리베이터(elevator)를 통해 제어가 된다. 즉 추력과 속도를 결정하게 되면 상승/하강률을 구할 수 있으며 고도 변화가 필요한 비행 구간의 경로 모델링에 적용한다[1]. 선회 비행의 경우에는 선회각에 대한 선회율(turn rate)을 계산하여 경로 모델링에 적용한다. 이 개념을 사용하여 전체 경로 생성 모델링은 Fig. 2와 같이 도식화할 수 있다.

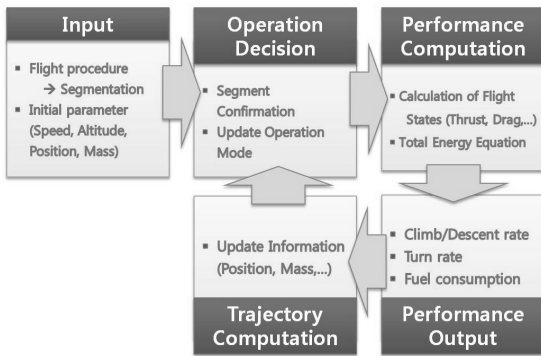


Fig. 2 Diagram of 4-D Trajectory Modeling

우선 비행 절차에 따라 경유 지점을 지정하고 세그먼트화하는 과정을 거친 후, 대상 항공기에 대한 성능 정보를 BADA를 통해 얻고 초기 조건을 정한다. 첫 번째 세그먼트를 시작으로 세그먼트 정보와 현재의 상태를 비교하여 어떤 비행 운동을 해야 하는지 결정하는 운항계획 모델을 추가하였다. BADA에 기반한 항공기 성능 모델을 이용하여 추력, 항력, 연료 소모율 등의 성능 정보를 얻는다. 비행 모드에 따라 Total-Energy Equation을 적용하여 상승/하강률이나 선회율을 계산하여 경로 모델링에 필요한 정보를 얻는다. 이를 바탕으로 위치, 질량 등의 정보를 갱신 후 다시 세그먼트의 정보에 따라서 운항 모드가 결정된다. 이러한 흐름을 통해 비행 절차에 따르는 경로 시뮬레이션뿐만 아니라 매번 항공기의 시간에 따른 위치, 질량 변화, 추력 및 연료 소모율을 계산하여 각 구간에서의 성능을 확인하고 보다 정확한 경로 모델링을 구현할 수 있다. 대기 모

델(Atmospheric Model)은 표준대기모델 (ISA, International Standard Atmosphere)을 기반으로 비표준대기모델(Non-ISA)의 경우 그 온도 차이를 고려할 수 있도록 하였다.

### 2.2.1 BADA 데이터 처리

BADA의 운항 성능 모델은 대기 모델과 Total-Energy 모델을 구현하기 위한 계수들로 구성이 되며 아래와 같이 여덟 개의 분류로 나눌 수 있다[1].

Table. 2 BADA Operating Performance Data Category and Description

Category	Description
Aircraft Type	Engine type/Wake category
Mass	Max., Min. and Ref. Mass
Flight Envelope	Max/Min speed & altitude
Aerodynamics	Surface area, Drag coefficient
Engine Thrust	Thrust coefficient
Reduced Power	Reduced power coefficient
Fuel Consumption	Fuel consumption coefficient
Ground Movement	Take-off length, Landing length...

Table. 2의 데이터는 각 항공기별 ASCII file로 구현이 되어 있으며 이 외에도 비행 절차나 항공기 종류에 상관없는 일반적인 파라미터에 대한 데이터 파일(Global Aircraft Parameters File)도 함께 제공한다.

### 2.2.2 상승/하강률 계산

식 (1)의 Total-Energy Equation을 고도의 변화율에 대해 정리하고 이를 기압 고도( $H_p$ , Geopotential Pressure Altitude)에 대한 표현으로 나타내면 다음과 같다[1].

$$\begin{aligned}
 ROCD &= \frac{dH_p}{dt} \\
 &= \frac{T - \Delta T}{T} \frac{(T_{HR} - D) V_{TAS}}{m g_0} \left[ 1 + \left( \frac{V_{TAS}}{g_0} \right) \left( \frac{dV_{TAS}}{dh} \right) \right]^{-1} \quad (2) \\
 &= \frac{T - \Delta T}{T} \frac{(T_{HR} - D) V_{TAS}}{m g_0} ESF
 \end{aligned}$$

여기서 ESF (Energy Share Factor)는 Mach에 대한 함수로 정의되며 이는 상승 비행 시에 가속 대비 상승에 필요한 에너지 정도를 의미한다[2].

$T$ 는 절대 온도,  $\Delta T$ 는 식 (3) 과 같이 기압 고

도가 '0'인 지점에서 표준대기 온도의 온도 차이를 나타낸 값이며 이는 비표준대기 상태에서 표준대기 모델과의 차이를 고려하는 목적으로 사용된다.

$$\begin{aligned} T_{ISA, H_p=0} &= T_0 \\ T_{H_p=0} &= T_0 + \Delta T \end{aligned} \quad (3)$$

식 (2)의 각 성분들을 구하기 위해 필요한 파라미터들은 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} T_{HR} &= f\{V_{TAS} H_P\} \\ D &= f\{V_{TAS} H_P, \phi\} \\ ESF &= f\{Mach\} \end{aligned} \quad (4)$$

현재 상태의 진대기 속도와 고도, 선회각 정보를 안다면 BADA를 이용하여 위의 값들을 구할 수 있고, 식 (2)를 이용하여 상승/하강률을 구할 수 있다. 추력은 BADA에서 제시하는 몇 가지 비행 상태에 따른 값을 사용하여 정하게 되는데 등속 비행에서는 추력과 항력의 합이 같으므로 항력을 구하면 현재의 추력을 구할 수 있고 가속 비행에서는 등속 운동에서의 최대 추력을 낸다는 가정 하에 추력을 정할 수 있다. 추력은 상승/하강률 이외의 연료 소모율을 계산할 때도 적용된다.

### 2.2.3 연료 소모율 계산

연료 소모율은 각 항공기 엔진의 특성과 비행 모드에 따라 달라지며 BADA에서는 이를 항공기 별로 나누어 계수의 형태로 제공하고 있다. 연료 소모율은 BADA에서 제공되는 파라미터와 진대기 속도, 또는 기압 고도를 이용하여 계산되며 엔진 타입에 따라, 비행 조건에 따라 계산 과정은 달라진다. 매순간마다 연료 소모율을 계산하여 비행하는 동안 사용되는 총 연료 소모량과 시간에 따르는 연료 소모율의 변화를 확인할 수 있다. 비행 중의 항공기 질량 변화는 오직 연료 소모율의 영향만 받는다고 가정하면 식 (5)와 같은 관계를 가진다.

$$\begin{aligned} \frac{dm_{fuel}}{dt} &= f\{V_{TAS} H_P\} \\ \frac{dm_{mass}}{dt} &= - \frac{dm_{fuel}}{dt} \end{aligned} \quad (5)$$

### 2.2.4 경로 생성과 시간 예측

경로는 속도의 크기와 방향을 정의하고 이를 적분하여 얻게 되며 이 때 필요한 정보는 운항 모드와 Total-energy equation의 결과를 사용한다.

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V_{TAS} \cos \gamma \sin \psi + W_x \\ \frac{dy}{dt} &= V_{TAS} \cos \gamma \cos \psi + W_y \\ \frac{dz}{dt} &= \dot{h} + W_z \\ \gamma &= \sin^{-1} \left( \frac{\dot{h}}{V_{TAS}} \right) \\ \dot{\psi} &= \frac{g_0}{V_{TAS}} \times \tan(\phi) \end{aligned} \quad (6)$$

식 (6)은  $x, y, z$ 의 3축에 대한 속도를 나타낸 것이고  $W_x, W_y, W_z$ 는 외부 바람 효과를 성분을 나누어 표현한 것이며  $\gamma$ 는 상승각(angle of climb),  $\dot{\psi}$ 는 선회율을 나타낸다[3-5]. 선회율은 속도와 선회각에 의해 결정되며 선회각은 BADA에 명시된 표준 값을 적용하였다.

위의 경로 적분은 지면 좌표계(Local-level)를 기준으로 적분되며 좌표계는 갱신된 위치를 원점으로 하는 좌표계로 다시 갱신하여 지면 좌표계상의 오차를 줄이도록 하였다.

## 2.3 시뮬레이션 결과

앞선 내용을 바탕으로 비행절차에 대한 4-D 경로 모델링을 구현하였으며 프로그램으로 MATLAB을 사용하였다. 결과를 확인하기 위해 사용된 항공기는 Airbus社의 A306이며 적용된 비행계획은 경유 지점 OSN(37° 5' 31", 127° 1' 47")을 시작으로 TOL(29° 45' 48", 119° 39' 31")까지 운항하며 총 18개의 경유 지점을 지나게 한다. 그리고 6번째 경유 지점을 기준으로 13,000m에서 10,000m로 고도 하강이 이루어지며 12번째 경유 지점을 기준으로 850km/h에서 865km/h로 속도 변화가 발생한다. 경로 생성 결과는 Table. 3과 Fig. 3~9와 같다.

Table. 3 Simulation Results

항목(단위)	모델링 결과 값
총 이동 거리 (nm)	682.61
총 비행시간 (sec)	5,340
총 연료 소모량 (kg)	7244.44

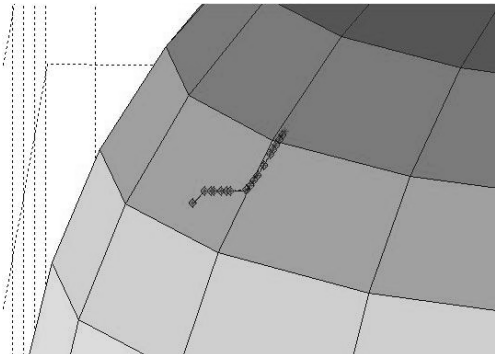


Fig. 3 Trajectory in XYZ Coordinate With WGS84 Model

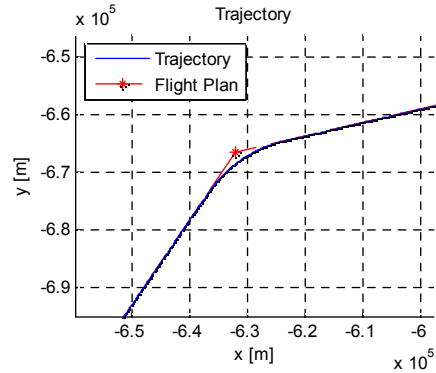


Fig. 6 Trajectory of Turn

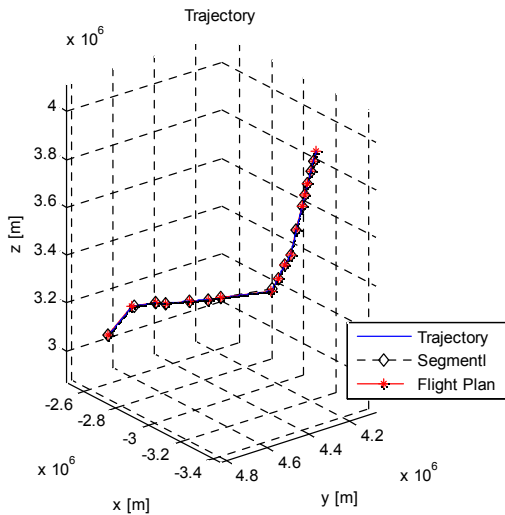


Fig. 4 Trajectory in XYZ Coordinate

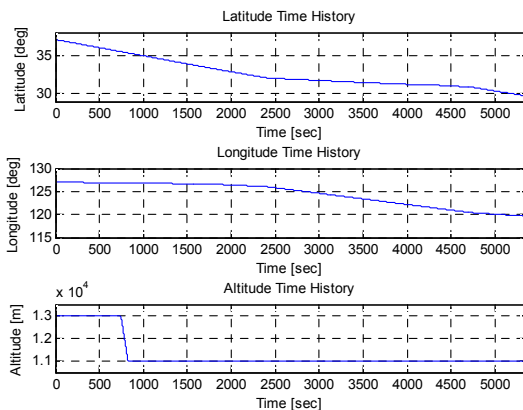


Fig. 5 Trajectory in LLH Coordinate

주어진 비행 계획에 대한 시뮬레이션을 수행한 결과, Table. 3과 같이 총 연료 소모량은 7244.44kg, 총 이동거리는 682.61nm, 총 비행시간은 5,340sec(89min)으로 예측되었다. 본 시뮬레이션 상에서 정보를 갱신하는 시간 간격은 0.1sec이며 시뮬레이션에 걸린 총 시간은 96.42sec으로 본 알고리즘의 실시간 시뮬레이션 적용에도 충분한 계산 시간을 가지는 것을 확인했다. Fig. 3은 지면 좌표계에서 적분한 경로 생성 결과가 지구중심지구고정(ECEF, Earth Centered Earth Fixed) 좌표계에서 표현한 결과로 WGS84 지구 모델의 표면상의 위치를 나타낸 것이고 Fig. 4,5를 통해 경유 지점을 제대로 추적하고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 6은 선회 비행 시 세그먼트 화를 통해 비행경로가 기대한 fly-by형태로 모델링된 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 7,8는 비행하는 동안의 속도, 연료 소모율, 추력 및 항력을 시간 변화에 따라 나타낸 것으로 속도 변화를 보면 경유 지점의 요구조건을 반영한 것을 확인할 수 있으며 속력이 증가하는 시점(2455sec)에 추력이 상승하고 하강 비행을 하는 구간(742sec)에서는 추력이 급격히 낮아지는 경향을 나타내는 것을 확인하였다. 연료 소모율은 추력과 거의 비슷한 양상을 가지는 것으로 나타났다. Fig. 9를 통해 선회 비행 시 선회각(bank angle)이 일정 값을 가지면서 경로각(course angle)의 변화가 함께 예측되었다.

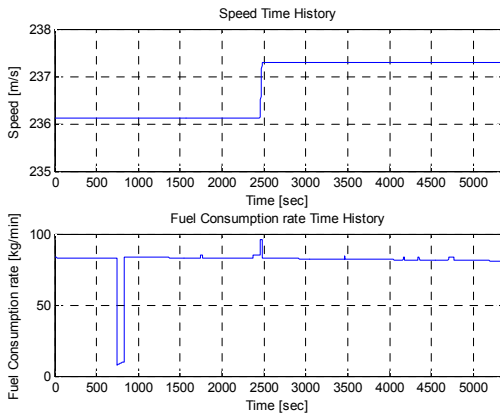


Fig. 7 Performance Profile (Speed, Fuel Consumption)

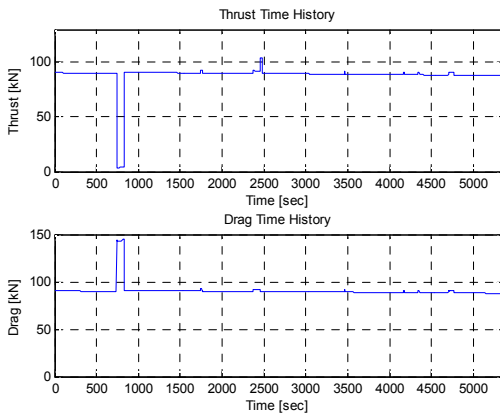


Fig. 8 Performance Profile (Thrust, Drag)

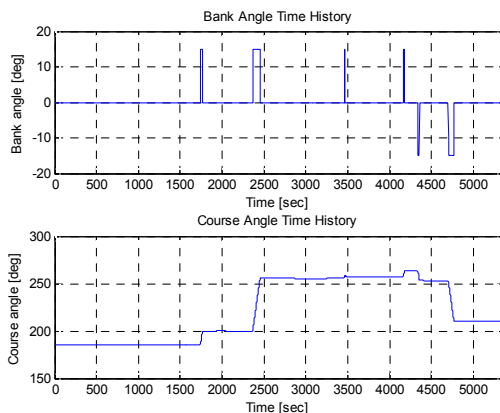


Fig. 9 Performance Profile (Bank, Course)

### 3. 결 론

Eurocontrol에서 제공하는 BADA를 이용하여 각 항공기별 성능을 고려할 수 있는 경로 생성 모델링을 수행하였다.

경로는 실제 사용되는 비행절차 상의 경유 지점의 정보를 따르도록 하였으며 각 경유 지점 간의 요구 조건을 만족하기 위해 운항 모드를 나누고 세그먼트 화하였다. 경로 생성에 필요한 성능 계산은 Total-Energy Equation을 사용하여 추력, 항력, 상승/하강률을 계산하였고 이를 이용하여 항공기의 위치, 연료 소모율, 비행시간 등의 필요 정보들을 갱신하였다.

실제 운행되는 기체와 항로를 임의로 선정하여 항공기의 궤적을 확인하였으며 비행 성능들을 시간의 흐름에 따라 계산할 수 있음을 확인하였다.

### 후기

본 연구는 국토해양부 연구과제인 '항공관제용 감시자료처리시스템 개발'에 의해 연구비 지원을 받았으며, 이에 대해 감사드립니다.

### 참고문헌

- [1] A. Nuic, "User Manual for The Base of Aircraft Data(BADA) Revision 3.8," Eurocontrol Experimental Centre, France, 2010, pp. 5~28.
- [2] Vincent Mouillet, "Use of Radar Data to Improve Modeling of Aircraft Operational Factors," BADA User Group Meeting, 2010.
- [3] M. D. Dupuy, and M. Porretta, "Preliminary Results for A Robust Trajectory Prediction Method using Advanced Flight Data," Digital Avionics Systems Conference, Dallas, TX, 2007, pp.1.C.5-3~1.C.5-6.
- [4] Y. Fukuda, M. Shirakawa, A. Senoguchi, "Development of Trajectory Prediction Model," ENRI International Workshop on ATM/CNS, Tokyo, Japan, 2010, pp.97.
- [5] T. A. Becher, "Development of an FMS Flyability Model for Terminal RNAV Procedure Design," AIAA's Aircraft Technology, Integration, and Operations(ATIO) 2002 Technical, Los Angeles, CA, Oct. 2002, pp. 8~9.