

Article

Dubins 곡선을 이용한 항공기 3자유도 질점 모델의 3차원 경로계획 및 유도

오수현*, 하철수*, 강승은*, 목지현*, 고상호**, 이용원***

3-Dimensional Path Planning and Guidance using the Dubins Curve for an 3-DOF Point-mass Aircraft Model

Su-Hun O*, Chul-Su Ha*, Seung-Eun Kang*, Ji-hyun Mok*, Sangho Ko** and Yong-Won Lee***

ABSTRACT

In this paper, we integrate three degree of freedom(3DOF) point-mass model for aircraft and three-dimensional path generation algorithms using dubins curve and nonlinear path tracking law. Through this integration, we apply the path generation algorithm to the path planning, and verify tracking performance and feasibility of using the aircraft 3DOF point-mass model for air traffic management. The accuracy of modeling 6DOF aircraft is more accurate than that of 3DOF model, but the complexity of the calculation would be raised, in turn the rate of computation is more likely to be slow due to the increase of degree of freedom. These obstacles make the 6DOF model difficult to be applied to simulation requiring real-time path planning. Therefore, the 3DOF point-mass model is also sufficient for simulation, and real-time path planning is possible because complexity can be reduced, compared to those of the 6DOF. Dubins curve used for generating the optimal path has advantage of being directly available to apply path planning. However, we use the algorithm which extends 2D path to 3D path since dubins curve handles the two dimensional path problems. Control law for the path tracking uses the nonlinear path tracking laws. Then we present these concomitant simulation results.

Key Words : Dubins Curve, Three Degree of Freedom(3 자유도), Point-Mass(질점), 3-D Path Planning(3차원 경로계획), Guidance(유도)

1. 서 론

항공기의 임무에 따른 경로 계획과 경로의 최적화는 항공교통관제(Air Traffic Control) 분야에서 중요한 문제이다. 항공 교통 관제에 적용할

수 있으려면 항공기의 복잡한 비선형 운동을 최대한 반영하면서, 계산의 복잡도를 줄여서 실시간으로 구현이 가능하여야한다.

최적경로 생성을 위한 기존방법들은 크게 간접기법(Indirect Method)과 직접기법(Direct Method)으로 구분되는데, PMP(Pontryagin's Maximum Principle)와 같은 간접 기법은 경로최적화 과정에서 초기상태에 대한 영향을 많이 받기 때문에 복잡한 비선형 운동에 대한 최적화 문제를 다루기 적절하지 않으며, 주어진 문제의 상미분 방정식(Ordinary Differential Equation, ODE)을 이산

Received : 6. Oct. 2015. Revised : 14. Dec. 2015.

Accepted : 25. Mar. 2016

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 교수

*** 리얼타임비주얼 기술연구소

연락처, E-mail : Sanghoko@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

화하여 비용함수를 계산하는 직접 기법은 복잡성이 높아서 실시간으로 계산하기 힘들기 때문에 항공교통관제와 같은 분야에 적용하기 어렵다[1].

이러한 실시간 적용문제를 해결하기 위한 방법으로 L. E. Dubins[2]에 의해 제안된 Dubins 곡선이 있는데, 그림 1과 같은 2차원 평면 위의 두 점에 대하여 시작지점(i)과 도착지점(f)에서의 방향이 주어질 때 제한된 회전반경(R)을 고려한 최단경로 문제의 해가 원형 경로와 선형경로의 조합으로 나타난다. 계산속도가 빠르고 경로계획에 바로 적용이 가능하다는 장점이 있어 최소 선회반경을 구속조건으로 하는 자동차와 항공기의 2차원 평면에서의 경로 최적화 문제에 많이 사용되어 왔다[2,3].

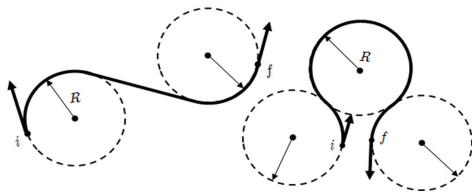


Fig. 1 Dubins path for the two points above the plane

그러나 항공기 실제비행은 3차원 공간에서 이루어지기 때문에 2차원 평면에서 생성된 경로를 3차원 공간에서의 경로생성에 이용하려는 시도가 추가적으로 있었다.[4-9] Shanmugavel. M. [4]는 추가적인 선회 경로를 통해 2차원 Dubins 경로를 3차원으로 확장시켰다. Hurley R. [5]의 연구에서는 일정한 상승속도를 고려한 3차원 Dubins 경로생성기법과 RDT (Random Dense Trees)기법을 조합한 경로계획 알고리즘을 제시하였다. Chitsaz. H. [6]의 연구에서는 실제적인 구속조건을 고려하기 위하여 PMP기법을 통해 최적 비행 경로각을 계산하여 그에 따른 3차원 경로를 생성하였다. Randal W. Beard [7]는 시작점과 도착점사이의 2차원 Dubins 경로와 실제 항공기에 비행 경로각(Flight Path Angle, γ)의 한계를 고려하여 고도차에 따라 원형경로(Helical Path)를 추가하여 저고도, 중고도, 고고도의 3가지 경우에 대한 3차원 Dubins 경로를 생성하는 알고리즘을 구현하였다. Ambrosino. G. [8]는 방

향각과 비행 경로각, 시작점, 최종점의 구속조건을 모두 고려한 보다 완료된 3차원 경로생성 알고리즘을 제시하였다. 그 외 Myung Hwangbo [9]은 수직면과 수평면에서 구한 2차원 Dubins 경로를 3차원 공간에 투사하여 최적화된 경로생성이 가능한 기법을 제시하였다(그림 2). 수직면의 선회 구속조건은 비행 경로각을 통해 생성하고, 수평면의 선회 구속조건은 방향각에 대한 관계식을 통해 생성된다. 여기서 $R_{h.min}$ 과 $R_{v.min}$ 은 각각 수평면과 수직면에서의 최소선회반경을 의미하며, l_h 와 l_v 는 시작점(x_I)과 최종점(x_G)사이의 수평면과 수직면의 Dubins 경로를 나타낸다.

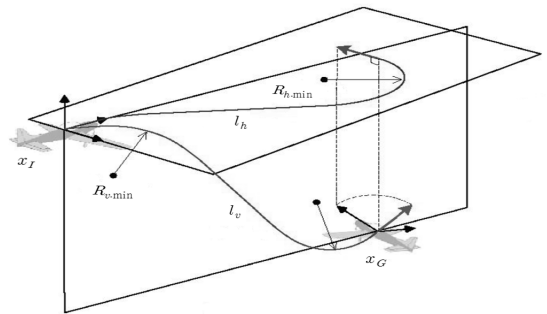


Fig. 2 Example of 3D Dubins path by using projection method [9]

항공교통관제분야에서는 경로생성 후 곧바로 경로계획에 적용하는 것이 중요하기 때문에 항공기 모델의 빠른 계산속도가 요구된다. 가장 일반적으로 사용되는 6자유도 모델(기체좌표계 3축과 그에 대한 회전으로 구성)은 상세한 비행 동역학 관계를 고려할 수 있어 모델링의 정확도를 향상시키지만 계산량이 많다. 이러한 이유로, 계산 속도를 향상시키기 위하여 조종면(Actuator)을 배제하고 항공기를 하나의 질점(Point-mass)으로 가정한 3자유도 모델(기체좌표계 3축)을 이용한 선행 연구가 이루어져 왔다.[1-15].

K. Y. Luo [10]에 의해 수행된 곡예기동을 위한 최적제어 연구에서는 항공기의 3자유도 모델을 통하여 최적제어 문제를 계산하고 그 결과가 타당함을 보였다. M. R. Anderson [11]는 게임 내의 항공기 편대비행을 위한 최적제어 문제를 단순화하기 위해 3자유도 질점 모델을 사용하였다. T. Kinoshita [12]는 무인항공기 비행시뮬레이

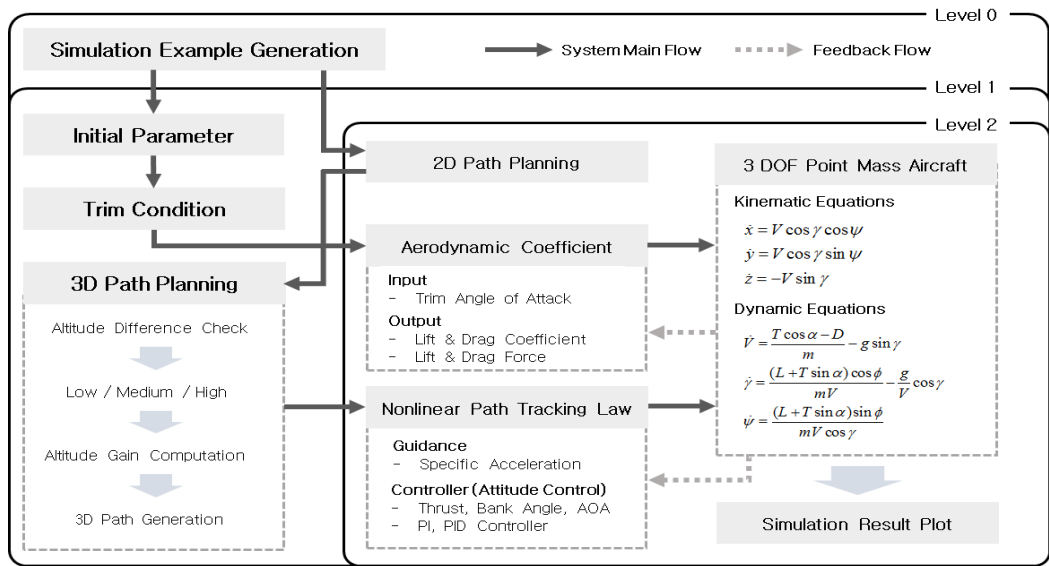


Fig. 3 System scheme and flow (Level 0 - Example generate and running / Level 1 - Initial setting and path generation / Level 2 - Aircraft flight simulation)

터틀을 위해 항공기 3자유도 질점모델을 사용하였으며, 옆 미끄럼각(Sideslip angle)의 영향을 고려한 새로운 질점모델을 제시하였다. 항공교통관제 분야에서는 J. G. H. Carretero[13]에 의해 수행된 차세대 항공교통관리 시스템개발을 위한 연구에서 3자유도 항공기 모델을 사용하여 실시간 최적화 문제 및 비행 시뮬레이션을 다룬바 있다. 국내에서는 항공교통량의 증가와 유·무인기의 혼합운용을 위한 항공교통관리시스템 개발 및 신뢰성 확인을 위한 연구[14]와 BADA를 활용한 4-D 경로 모델링 개발 연구[15]에 3자유도 항공기 모델을 사용하였으며, 그 외 3자유도 모델을 이용한 비행제어 및 시뮬레이션에 관한 연구는 미비한 실정이다.

본 논문에서는 Randal W. Beard [7]의 연구에서 제시한 비행 경로각의 한계를 고려하여 2차원 Dubins경로에 원형경로를 추가하는 경로생성 알고리즘과 항공기의 3자유도 질점 모델, 비선형 경로추종 유도기법[16]을 통합하였다. 알고리즘이 통합된 전체시스템을 구성하여 항공기의 경로계획을 위해 적용한 경로생성 알고리즘을 시뮬레이션을 통하여 검증함으로써 3자유도 질점 항공기 모델이 항공기의 경로추종 성능을 확인하는 것과 항공교통관리를 위한 분석에 적합함을 보이고자 하였다.

시뮬레이션을 위한 예제는 F-4 기체의 공력데이터[10]를 바탕으로 고도가 차이 나는 정도에 따라 상승 시 시계방향으로 선회하는 경로를 추가하는 방식으로 설정하였다. 경로추종을 위한 유도 제어기를 설계하여 시뮬레이션을 수행하였다.

II. 본 론

본론에서는 경로계획 및 유도시스템의 전체적인 순서에 따라 시스템에 사용되는 알고리즘을 설명하였다. 그림 3은 항공기 3차원 비행 경로계획 및 유도시스템을 기능별로 도식화한 것이다. 생성된 예제로부터 Dubins 곡선을 이용하여 3차원 경로를 생성하고, Specific Acceleration명령을 통해 항공기 3자유도 질점 모델에 대한 유도 및 자세제어를 실시한다.

1. 3차원 Dubins 경로생성[8]

3차원 공간에서의 Dubins 경로생성은 2차원 Dubins 경로에서 고도에 대한 항을 추가하여 확장된 것이다. 따라서 3차원 경로생성에 앞서 2차원 경로생성에 대한 알고리즘 구현이 선행되어야 한다. 평면에서의 초기점(i)와 최종점(f)의 위치정보벡터는 NED좌표계(Navigation Frame)에서의 x , y 좌표와

방향각(Heading Angle, ψ)에 대한 3차원 벡터로 식-1과 같이 표현된다. C_{i2} 와 C_{f2} 는 각각 2차원 평면에서 초기점과 최종점의 위치정보벡터를 의미한다.

$$\begin{aligned} C_{i2} &= [x_i \ y_i \ \psi_i] \\ C_{f2} &= [x_f \ y_f \ \psi_f] \end{aligned} \quad \text{식-1}$$

2차원 경로생성을 위한 모델은 식-2와 같이 모델링 될 수 있으며, 선회반경의 한계는 방향각에 대한 구속조건으로 표현된다. V 는 비행기의 속도, \bar{u} 는 u 의 한계 값을 의미한다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ned} &= V \cos \psi \\ \dot{y}_{ned} &= V \sin \psi \\ \dot{\psi}_{ned} &= u, \text{ where } |u| \leq \bar{u} \end{aligned} \quad \text{식-2}$$

이 때 2차원 경로생성을 위한 최소선회반경(R_{\min})은 식-3과 같고, 생성된 2차원 경로(L_{2D})는 최소선회반경과 위치정보벡터에 대한 함수가 되며 식-4로 나타내어진다.

$$R_{\min} = V/\bar{u} \quad \text{식-3}$$

$$L_{2D} = f(C_i, C_f, R_{\min}) \quad \text{식-4}$$

생성된 2차원 Dubins 경로에, 비행 경로각에 대한 항을 추가하여 식-5와 같은 3차원 공간상의 모델로 확장한다. 이 때 항공기의 상승 및 하강 비행시 비행 경로각의 한계에 의한 구속조건이 생성된다. 여기서 $\bar{\gamma}$ 는 비행 경로각의 한계 값을 의미한다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ned} &= V \cos \psi \cos \gamma \\ \dot{y}_{ned} &= V \sin \psi \cos \gamma \\ \dot{z}_{ned} &= -V \sin \gamma, \text{ where } |\gamma| \leq \bar{\gamma} \end{aligned} \quad \text{식-5}$$

3차원 공간에서 항공기의 제한된 선회반경은 방향각과 선회각의 관계식을 식-6이라고 할 때, 선회각(Bank Angle, ϕ)에 대한 구속조건으로 표현되고, 최소선회반경은 식-7과 같이 결정된다. 여기서 $\bar{\phi}$ 와 g 는 선회각의 한계 값과 중력가속도이다.

$$\psi = \frac{g}{V} \tan \phi, \text{ where } |\phi| \leq \bar{\phi} \quad \text{식-6}$$

$$R_{\min} = \frac{V^2}{g} \tan \bar{\phi} \quad \text{식-7}$$

3차원 공간상의 초기점과 최종점에 대한 위치

정보벡터는 고도방향을 추가하여 식-8의 4차원 벡터로 나타낼 수 있으며, 고도차에 대한 범위를 지정하여 저고도, 중고도, 고고도의 경우로 식-9-11과 같이 분류된다. 여기서 z_i 와 z_f 는 초기점과 최종점의 고도방향 위치를 의미한다.

$$\begin{aligned} C_{i3} &= [x_i \ y_i \ z_i \ \psi_i] \\ C_{f3} &= [x_f \ y_f \ z_f \ \psi_f] \end{aligned} \quad \text{식-8}$$

저고도 변화 (Low Altitude Change)

$$|z_f - z_i| \leq L_{2D}(R_{\min}) \tan \bar{\gamma} \quad \text{식-9}$$

중고도 변화 (Medium Altitude Change)

$$\begin{aligned} L_{2D}(R_{\min}) \tan \bar{\gamma} < |z_f - z_i| \\ |z_f - z_i| \leq [L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi R_{\min}] \tan \bar{\gamma} \end{aligned} \quad \text{식-10}$$

고고도 변화 (High Altitude Change)

$$|z_f - z_i| > [L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi R_{\min}] \tan \bar{\gamma} \quad \text{식-11}$$

저고도에서의 3차원 Dubins 경로는 초기점과 최종점의 위치정보벡터로부터 2차원 Dubins 경로와 구속조건을 만족하는 최적 비행 경로각 (Optimal Flight Path Angle, γ^*)을 통해 계산된다. 따라서 식-9로부터 최적 비행 경로각은 식-12로 표현된다.

$$\gamma^* = \tan^{-1} \left(\frac{|z_f - z_i|}{L_{2D}(R_{\min})} \right) \quad \text{식-12}$$

3차원 경로(L_{3D})는 최적 비행 경로각과 최소선회반경 및 위치정보벡터의 함수로 식-13과 같으며, 2차원 Dubins 경로와 최적비행 경로각에 대한 식-14로 나타낼 수 있다.

$$L_{3D} = f(C_i, C_f, R_{\min}, \gamma^*) \quad \text{식-13}$$

$$L_{3D}(R_{\min}, \gamma^*) = \frac{L_{2D}(R_{\min})}{\cos \gamma^*} \quad \text{식-14}$$

고고도의 경우 초기점과 최종점의 고도차가 매우 크기 때문에 비행 경로각의 구속조건과 2차원 경로만으로 계산이 불가능하다. 따라서 추가적인 나선형 선회경로가 필요하다. 목표고도 도달을 위한 추가적인 선회횟수를 k 라고 할 때 k 는 식-15와 같이 표현되고, 식-11은 식-16으로 다시 나타내어진다.

$$k = \left\lceil \frac{1}{2\pi R_{\min}} \left(\frac{|z_f - z_i|}{\tan \bar{\gamma}} - L_{2D}(R_{\min}) \right) \right\rceil \quad \text{식-15}$$

$$(L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi k R_{\min}) \tan \bar{\gamma} \leq |z_f - z_i| \quad \text{식-16}$$

$$|z_f - z_i| < (L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi(k+1)R_{\min}) \tan \bar{\gamma}$$

이 때 나선형 경로의 선회반경은 2차원 Dubins 경로생성을 위한 최적선회반경(Optimal Turn Radius, R^*)과 같은 값이 되고, 최적비행 경로각은 $\gamma^* = \bar{\gamma}$ 이므로 식-17과 같이 나타낼 수 있다. 따라서 고고도에 대한 3차원 경로는 R^* 와 $\bar{\gamma}$ 에 대하여 식-18로 표현된다.

$$(L_{2D}(R^*) + 2\pi k R^*) \tan \bar{\gamma} = |z_f - z_i| \quad \text{식-17}$$

$$L_{3D}(R^*, \bar{\gamma}) = \frac{L_{2D}(R^*)}{\cos \bar{\gamma}} \quad \text{식-18}$$

중고도에서의 경로생성은 저고도와 비교하여 고도차가 크기 때문에 고고도의 경우와 같이 2차원 경로와 비행 경로각의 구속조건만으로 경로생성이 불가능하고, 나선형의 선회경로를 추가하기에는 고고도에 비하여 고도차가 작다. 따라서 전체회전(Full Turn)경로가 아닌 그림 4와 같은 호(Arc)형 경로의 추가를 통해 경로생성이 이루어진다. 호가 이루는 각도를 φ 라 하고, 호가 경로의 시작지점에 추가되었다고 할 때 2차원 경로생성을 위한 초기 위치정보벡터는 호의 종료지점을 기준으로 식-19와 같이 재설정 된다.

$$C_\varphi = [x_\varphi \ y_\varphi \ \psi_i + \varphi] \quad \text{식-19}$$

재설정된 초기 위치정보벡터에 대하여 새로운 2차원 경로를 생성하게 되며, 식-20과 같은 φ 의 함수로 표현된다.

$$L(\varphi) = \varphi R_{\min} + L_{2D}(C_{i\varphi}, C_{f2}) \quad \text{식-20}$$

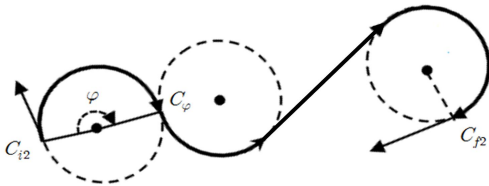


Fig. 4 2D path generation adding arc [7]

이것은 고도차에 대한 가장 적절한 호의 각도(Optimal Arc Angle, φ^*)를 찾는 문제로 표현되며 식-21과 같다. 따라서 중고도에서의 3차원 경로는 식-22로 나타낼 수 있다.

$$L(\varphi^*) \tan \bar{\gamma} = |z_f - z_i| \quad \text{식-21}$$

$$L_{3D} = \frac{L(\varphi^*)}{\cos \bar{\gamma}} \quad \text{식-22}$$

2. 유도 및 제어법칙

항공기의 경로추종을 위한 유도 제어모델은 비선형 경로 추종 유도기법[15,16]을 외부루프로 사용하였다. 외부루프의 경우 생성된 경로에 대한 항공기의 현재위치벡터(\vec{L})와 속도벡터(\vec{V})를 이용하며, 식-23을 통해 비행경로 유도를 위한 가속도 명령(\vec{a}_{cmd})을 생성한다(그림 5).

$$\vec{a}_{cmd} = \frac{2}{|\vec{L}|^2} (\vec{V} \times \vec{L}) \times \vec{V} \quad \text{식-23}$$

가속도명령은 식-24를 통하여 중력항의 효과를 배제한 Specific Acceleration(\vec{A}_{cmd}) 명령을 생성하게 되며, 자세제어를 위한 내부루프에 활용된다.

$$\vec{A}_{cmd} = \vec{a}_{cmd} - \vec{g} \quad \text{식-24}$$

내부루프는 항공기 기체좌표계의 x, y, z 축 방향을 기준으로 각각 추력(Thrust, T), 선회각(ϕ), 받음각(Angle of Attack, α) 제어기로 구성되며, 각 방향의 제어명령에 대한 추력, 선회각, 받음각은 식 (25)와 같은 Lag형태로 모델링하였다.

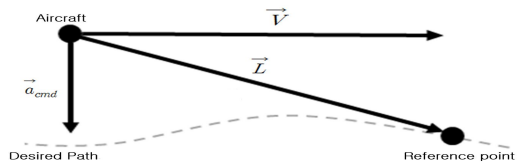


Fig. 5 Nonlinear Path Following Guidance[17]

$$\dot{T} = \frac{T_c - T}{\tau_T}, \quad \dot{\phi} = \frac{\phi_c - \phi}{\tau_\phi}, \quad \dot{\alpha} = \frac{\alpha_c - \alpha}{\tau_\alpha} \quad \text{식-25}$$

추력과 받음각 제어기는 PI제어기를 사용하였으

며, 선회각 제어기의 경우 반복 실험결과 감쇠성능이 낮아 PID제어기로 식-26-28과 같이 선정하였다.

$$T_c = K_{Px}A_x + K_{Lx} \int (A_x - A_{cmd,x}) dt \quad \text{식-26}$$

$$\phi_c = K_{Dy}r + K_{Py}A_y + K_{Ly} \int (A_y - A_{cmd,y}) dt \quad \text{식-27}$$

$$\alpha_c = K_{Pz}A_z + K_{Lz} \int (A_z - A_{cmd,z}) dt \quad \text{식-28}$$

원하는 제어성능을 위해 제어기의 전달함수는 식29와 같은 감쇠비(Damping Ratio, ζ)와 고유진동수(Natural Frequency, ω_n)에 대한 2차 전달함수식으로 표현할 수 있다.

$$\frac{A}{A_{cmd}} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad \text{식-29}$$

Specific Acceleration 명령에 대한 제어기의 전달함수는 초기속도에 대한 트림조건을 기준으로 선형화[18]를 통해 식-30-32와 같은 전달함수로 표현되며, 각 방향의 제어기에 해당하는 제어이득 값들은 식-33-35와 같이 결정할 수 있게 된다.

이 때 식-34의 선회각 제어기의 경우 비레이득(P-Gain) 값이 미분이득(D-Gain) 값에 대한 함수로 표현되기 때문에 미분이득 값은 시뮬레이션 결과분석을 통해 응답이 안정적인 값으로 설정한다.

$$\frac{A_x}{A_{cmd,x}} = \frac{\frac{K_{Lx}}{\tau_T m \left(1 + \frac{D_u}{X_u}\right)}}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_T} - \frac{K_{Px}}{\tau_T m \left(1 + \frac{D_u}{X_u}\right)}\right)s + \frac{K_{Lx}}{\tau_T m \left(1 + \frac{D_u}{X_u}\right)}} \quad \text{식-30}$$

$$\frac{A_y}{A_{cmd,y}} = \frac{\frac{K_{Ly}g}{\tau_\phi}}{s^2 + \left(\frac{1}{\tau_\phi} - \frac{gK_{Dy}}{V\tau_\phi} + \frac{K_{Py}g}{\tau_\phi}\right)s + \frac{K_{Ly}g}{\tau_\phi}} \quad \text{식-31}$$

$$\frac{A_z}{A_{cmd,z}} = \frac{-\frac{K_{Lz}L_\alpha}{\tau_\alpha}}{s^2 + \left(\frac{K_{Pz}L_\alpha}{\tau_\alpha} + \frac{1}{\tau_\alpha}\right)s - \frac{K_{Lz}L_\alpha}{\tau_\alpha}} \quad \text{식-32}$$

추력 명령 제어이득 (Thrust Command Gain)

$$K_{Px} = m \left(1 + \frac{\partial D_u}{\partial X_u}\right) (1 - 2\zeta_x \omega_{nx} \tau_T) \quad \text{식-33}$$

$$K_{Lx} = \tau_T \omega_{nx}^2 m \left(1 + \frac{\partial D_u}{\partial X_u}\right)$$

선회각 명령 제어이득 (Bank Angle Command Gain)

$$K_{Py} = \frac{1}{gV} (2\zeta_y \omega_{ny} V\tau_\phi - V + gK_{Dy}) \quad \text{식-34}$$

$$K_{Ly} = \frac{\tau_\phi \omega_{ny}^2}{g}$$

받음각 명령 제어이득 (Angle of Attack Command Gain)

$$K_{Pz} = \frac{(2\zeta_z \omega_{nz} \tau_\alpha - 1)}{L_\alpha} \quad \text{식-35}$$

$$K_{Lz} = -\frac{\tau_\alpha \omega_{nz}^2}{L_\alpha}$$

Table 1. Simulation parameters

Description	Value
Reference Area, S	49.2386 m^2
Mass, m	15,873 kg
Initial Velocity, V_0	261.1 m/s
Minimum Turn Radius, R_{min}	4012.2 m
Acceleration of Gravity, g	9.81 m/s^2
Maximum Angle of Attack, α_{max}	30 deg
Minimum Angle of Attack, α_{min}	-10 deg
Flight Path Angle Limit, $\bar{\gamma}$	20 deg
Thrust Time Constant, τ_T	10 s
Bank Angle Time Constant, τ_ϕ	1 s
AOA Time Constant, τ_α	1 s
Thrust Controller Damping Ratio, ζ_x	0.7071
Bank Angle Controller Damping Ratio, ζ_y	0.7071
AOA Controller Damping Ratio, ζ_z	0.7071
Thrust Controller Natural Frequency, ω_{nx}	0.07071 rad/s
Bank Angle Controller Natural Frequency, ω_{ny}	1.25 rad/s
AOA Controller Natural Frequency, ω_{nz}	5 rad/s

3. 항공기 3자유도 질점 모델링

시뮬레이션을 위한 항공기는 F-4 모델을 활용하였으며, 조종면에 대한 모델링 없이 항공기를 질점으로 가정하였다. 3자유도 운동 모델은 NED좌표계를 기준으로 항공기의 속도(V)와 비행 경로각(γ), 방향각(ψ) 및 추력(T)과 받음각(α), 선회각(ϕ)에 대한 식으로 식-36,37과 같이 표현된다[10,19].

상태변수의 계산에 필요한 양력(Lift, L)과 항력(Drag, D)은 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 통해 구할 수 있으며 양력계수와 항력계수는 식38로 표현된다. 이 때 $\bar{\kappa} = \kappa / C_{L\alpha}$ 라고 하면, 양력계수와 항력계수는 마하수(M)에 대한 함수로 식39,40와 같이 근사시킬 수 있다[10]. 여기서 C_{D_0} 는 유해항력계수(Parasite Drag Coefficient), $C_{L\alpha}$ 는 양력계수의 받음각에 따른 변화율(Lift Coefficient Slope)을 의미한다.

Kinematic Equations

$$\begin{aligned}\dot{x} &= V \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y} &= V \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{z} &= -V \sin \gamma\end{aligned}\quad \text{식-36}$$

Dynamic Equations

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{(L + T \sin \alpha) \cos \phi}{m V} - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \phi}{m V \cos \gamma}\end{aligned}\quad \text{식-37}$$

$$\begin{aligned}C_L &= C_{L\alpha} \alpha \\ C_D &= C_{D_0} + \bar{\kappa} C_L^2\end{aligned}\quad \text{식-38}$$

For $M \leq 1.15$

$$\begin{aligned}C_{D_0} &= 0.013 + 0.014 \{1 + \tanh[(M - 0.98)/0.06]\} \\ C_{L\alpha} &= 3.44 + \frac{1}{\cosh[(M - 1)/0.06]^2} \\ \kappa &= 0.54 + 0.15 \{1 + \tanh[(M - 0.9)/0.06]\}\end{aligned}\quad \text{식-39}$$

For $M > 1.15$

$$\begin{aligned}C_{D_0} &= 3.44 + \frac{1}{\cosh[2.5]^2} - 1.52(M - 1.2) \\ C_{L\alpha} &= 0.013 + 0.014 \{1 + \tanh[2.83]\} - 0.01(M - 1.2) \\ \kappa &= 0.54 + 0.15 \{1 + \tanh[4.17]\} + 0.14(M - 1.2)\end{aligned}\quad \text{식-40}$$

III. 시뮬레이션 / 결과분석

시뮬레이션 프로그램은 본론에서 설명한 알고리즘을 사용하여 MATLAB과 Simulink, C++를 통해 제작하였다. 초기 트림 비행조건은 속도 261.1 m/s의 수평비행 상태이며, 최소선회반경은 4012.2m로 모든 예제에서 동일한 값으로 설정하였다. 표 1은 시뮬레이션에 사용된 전체 파라미터의 설정 값을 나타낸 것이다.

그림 6은 상승 시계방향 경로에 대한 각 고도별 시뮬레이션 결과를 나타내고 있다. 시뮬레이션의 순서는 다음과 같다. 가정 먼저 초기 위치정보 벡터와 최종 위치정보 벡터 값의 입력을 통해 예제를 생성하고, 주어진 예제에 대하여 그림 6(a-c)의 점선과 같은 경로를 생성하게 된다. 이후 설계된 유도제어법칙을 통해 생성된 경로를 따라 비행한다. 그림 6(a-c)의 실선은 경로추종 비행의 결과를 의미한다.

그림 6(d-i)는 경로추종 시 주요 상태변수와 제어명령의 변화를 나타낸 그래프들이다. 위에서 두 번째 줄의 그림 6(d-f)는 주요 상태변수를 나타내는 그래프이며, 순서대로 방향각(ψ), 속도(V), 비행 경로각(γ)을 의미한다. 그림 6(g-i)는 추력(T)와 받음각(α), 선회각(ϕ)에 대한 제어명령 변화를 보여준다.

시뮬레이션 결과 저고도의 경우 그림 6(d)의 비행 경로각 그래프를 통해 최적 비행 경로각(γ^*)이 약 10 deg인 것을 알 수 있으며, 미소한 오차를 유지하며 생성된 경로를 잘 추종함을 볼 수 있다. 다음으로 중고도의 경로는 경로의 중심에서 선회방향이 반대가 된다. 이것은 그림 6(e), (h)에서 방향각의 변화와 선회각 명령의 부호가 경로의 중심에서 반대방향이 되는 것 통해 제어명령에 대한 경로추종이 잘 이루어졌음을 알 수 있다. 마지막으로 고고도의 경우 그림 6(c)에서 나선형 경로 추가에 대한 알고리즘 적용이 잘 이루어졌음을 알 수 있으며, 그에 따라 그림 6(f)를 통해 비행 경로각이 한계 값 20[deg]인 것을 볼 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 F-4 기체의 공력데이터[10]를 바탕으로 질점 가정을 통한 3자유도 항공기 모델과 3차원 Dubins 경로생성 알고리즘[7] 및 경로추종을 위한 비선형 경로추종 유도법칙[17]을 통합하여 경로추종 비행 시뮬레이션 결과를 제시하였다. 시뮬레이션 결과 경로생성 알고리즘이 잘 적용되었고, 생성된 경로에 대한 항공기의 유도제어가 잘 이루어졌으며, 비행 시뮬레이션에 있어 3자유도 질점 항공기 모델만으로 충분한 결과를 확인할 수 있었다. 이를 통하여 항공교통관제 문제에 본 논문에서 구성한 것과 같은 경로생성 알고리즘과 3자유도 질점 항공기 모델을 적용

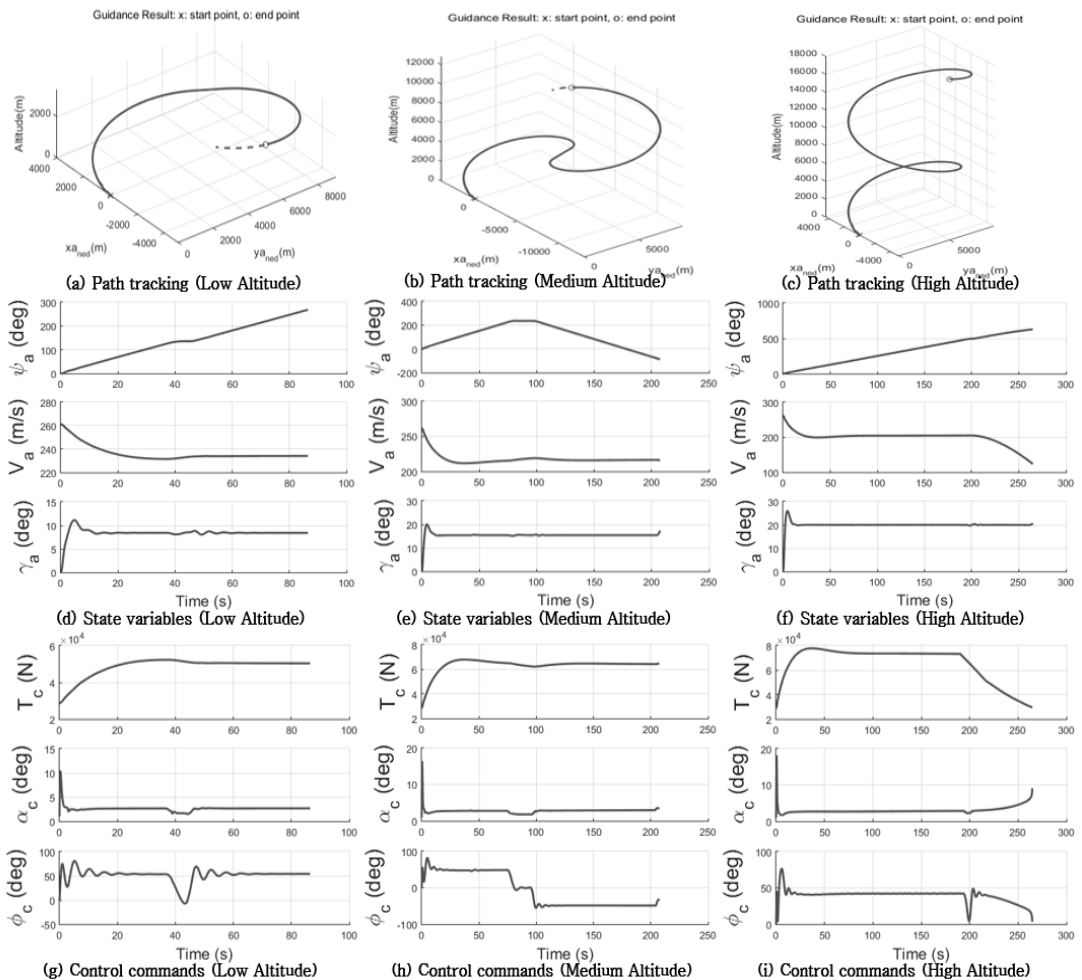


Fig. 6. Simulation result (from left low, medium, high altitude / from above path tracking, state variables, and control commands result)

할 수 있음을 확인하였다.

본 논문에서 사용된 경로생성 기법[7]의 한계점이 있는데, 고도방향에 대한 경로최적화가 이루어지지 않아 최적성이 떨어지며, 전투기와 같은 고기동을 요구하는 항공기의 경로계획을 위한 경로생성이 어렵다는 점이다. 따라서 추후 연구는 Dubins 곡선을 이용하여 수평면뿐만 아니라 고도방향에 대한 수직면의 경로를 생성하여 3차원 공간에 투사하는 알고리즘[9]을 적용하고, 속도제어기법에 대한 연구를 통해 경로추종 성능과 경로최적화에 대한 문제를 개선하고자 한다.

본 논문은 (주)리얼타임비주얼 및 국방과학연구소 산하 생존성기술특화연구센터의 지원사업으로 연구되었습니다. (계약번호 UD1500131D)

Reference

1. D. Delahaye, S. Puechmorel, P. Tsiotras and E. Feron, "Mathematical models for aircraft trajectory design : A survey," *3rd ENRI International Workshop on ATM/CNS*, Tokyo, Japan, 2013.
2. L. E. Dubins, "On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and

- with prescribed initial and terminal position and tangents," *American Journal of mathematics*, vol. 79, pp. 497-516, 1957.
3. A. M. Shkel and V. Lumelsky, "Classification of the Dubins set," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 34, pp. 179-202, 2001.
 4. M. Shanmugavel, A. Tsourdos, R. Zbikowski and B. A. White, "3D dubins sets based coordinated path planning for swarm of UAVs," AIAA-2006-6211.
 5. R. Hurlley, R. Lind and J. Kehoe, "A mixed local-global solution to motion planning within 3-D environments," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA-2009-6297, 2009.
 6. H. Chitsaz and S. M. LaValle, "On time-optimal paths for the dubins airplane," *2007 IEEE Conference on Decision and Control*, pp. 2379-2384, 2007.
 7. R. W. Beard and T. W. McLain, "Implementing Dubins airplane paths on fixed-wing UAV," Brigham Young University, July 2013.
 8. G. Ambrosino, M. Ariola, U. Ciniglio, F. Corrado, A. Pironti and M. Virgilio, "Algorithms for 3D UAV path generation and tracking," *Proceedings of the 45th IEEE conference on Design and Control*, pp. 5275-5280, 2006.
 9. M. Hwangbo, J. Kuffner, and T. Kanade, "Efficient two-phase 3D motion planning for small fixed-wing UAVs," *2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Roma, Italy, pp. 1035-1041, April 2007.
 10. K. Y. Luo and A. E. Bryson "Inverse and optimal control for precision aerobatic maneuvers," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 19, no.2, pp. 483-488, March-April 1996.
 11. M. R. Anderson and A. C. Robbins, "Formation flight as a cooperative game," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, paper no. 98-4124, pp. 244-251, 1998.
 12. T. Kinosita and F. Imado, "The application of an UAV flight simulator : The development of a new point mass model for an aircraft," *SICE-ICASE, International Joint Conference 2006*, pp. 4378-4383, 2006
 13. J. G.H. Carretero, F. J. S. Nieto and R. R. Cordon, "Aircraft trajectory simulator using a three degrees of freedom aircraft point mass model," *Air Navigation Research Group*, Polytechnic University of Madrid, Madrid, Spain
 14. I. W. Kim, D. H. Kim, and S. J. Yoon, "Flight trajectory generation of air traffic simulation and verification using X-Plane," *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences fall conference 2014*, pp. 1434-1437, Nov 2014.
 15. Eun-Mi Oh, Yeonju Eun and Dae Keun Jeon, "Development of 4-D Trajectory Modeling using BADA", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, vol. 20, no .2, pp.1-6, Jun 2012.
 16. S. H. Park, "Autonomous aerobatic flight for fixed wing aircraft," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 37, no. 12, pp. 1217-1224, Dec 2009.
 17. S. H. Park, J. Deyst, and J. P. How, "Performance and Lyapunov stability of a nolinear path-following guidance method," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 6, pp. 1718-1728, Nov-Dec 2007.
 18. R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, MCGraw-Hill, New York, 1989.
 19. N. X. Vinh, *Optimal Trajectories in Atmospheric Flight*, Elsevier scientific publishing company, Amsterdam, Oxford, New York, 1981.