

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.506>

비행체 운동 역학 기반 경로 추종 시선각 유도 법칙 설계

유동일*, 심현철**

Design a Path Following Line-of-Sight Guidance Law
based on Vehicle Kinematics

Dong-Il You* and Hyunchul Shim**

ABSTRACT

This paper represents a method for designing of path following Line-of-Sight(LOS) guidance law based on vehicle kinematics. In general, a LOS guidance law which is composed of gains and approach length as design parameters is designed by empirical or trial-and-error method. These approaches cannot guarantee a precision tracking performance of guidance law consistently. Also, the design parameters should be redesigned with variations of vehicle maneuverability and flight velocity. Based on a vehicle kinematics with its velocity, the proposed method for designing of parameters not only minimizes the number of design parameters, also has a reliable and consistent tracking performance using variable guidance gain changed in accordance with flight velocity. This is validated by nonlinear simulation with 1st order attitude response dynamics and flight experiments with given linear and circular path.

초 록

본 논문에서는 비행체의 운동 역학을 고려한 경로 추종을 위한 시선각 유도 법칙의 유도 계인 설계 기법에 대해 기술하였다. 비례-미분 계인과 접근 거리의 설계 변수로 구성된 시선각 기반 유도 법칙은 유도 계인 결정시 대부분 경험적 또는 실험적인 방법으로 설계하는 것이 일반적인데 이러한 경우 정밀하고 일관적인 경로 추종 성능 보장이 어렵고 비행체 기동 한계 및 운용 속도 등에 따라 설계 변수를 재설계해야하는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 본 연구에서는 비행체의 속도에 따른 운동 역학을 고려하여 설계 변수의 개수를 최소화하고 비행 속도에 따라 유도 법칙 계인이 변화되어 정밀한 경로 추종이 가능할 뿐만 아니라 안정적이고 일관된 성능을 갖는 유도 법칙의 계인 설정 기법을 제안하였다. 제안된 기법은 비행체의 자세에 대한 1차 응답 속도를 고려한 비선형 시뮬레이션을 수행하여 추종 성능을 평가하였으며 선형 경로와 원형 경로에 대한 비행 시험을 통해 추종 성능 및 알고리즘의 타당성을 실험적으로 확인하였다.

Key Words : LOS Guidance (시선각 기반 유도 법칙), Path Following(경로 추종), Vehicle Kinematics(비행체 운동 역학)

† 2012년 1월 9일 접수 ~ 2012년 5월 25일 심사완료

* 정회원, KAIST 항공우주공학과 대학원

** 정회원, KAIST 항공우주공학과

교신저자, E-mail : hcshim@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 과학로 335

1. 서 론

무인항공기의 경로 추종을 위한 기법으로는 추적 기법이 일반적으로 많이 사용되며 현재 위치에서 목표점까지의 시선 벡터를 이용한 LOS

유도, LOS 속도 유도(LOS rate guidance), CLOS (Command to LOS)유도 등이 연구되었다[1,2]. 참고문헌[3]에서는 경로점 사이에 현재 위치에서 경로상의 임의의 한 점으로의 가시선 벡터를 결정하고 이 가시선 벡터의 시선각을 이용해 LOS 유도 시스템을 제안하였다. 참고문헌[4]에서는 비선형 제어기를 이용하여 곡선 경로에 대한 추종 기법을 제시하고 있는데 이는 PNG 기법과 유사하며 선형화할 경우 PD 제어기 형태의 특성을 갖는 특징이 있다. 또한, 참고 문헌[5]에서는 정밀 경로 추종을 위해 선형 PID 제어기와 경로정보를 앞먹임하여 정밀 추종이 가능하도록 하는 유도 법칙을 제안하였다. 참고문헌[6]에서는 비선형 모델 예측 제어(Nonlinear Model Predictive Control, NMPC) 기법을 기반으로 기준 궤적에 대한 최적 비행 궤적을 계산하여 경로를 추종하는 기법을 제시하였다.

위의 연구를 포함한 대부분의 연구는 경로를 추종하기 위한 유도 법칙의 구조에 대한 연구가 주로 이루어졌으며 유도 계인 및 설계 변수 결정에 있어서는 비행체 비선형 모델을 이용한 시뮬레이션이나 비행실험을 통해 결정하도록 하였다.

그중에서도 LOS 기반 유도 법칙은 직관적이면서 간단한 구조 때문에 일반적으로 많이 사용되고 있으며 이 유도 법칙은 기준 궤적에 대한 수직 오차인 비례 계인과 접근 속도에 대한 미분 계인 그리고 시선각 벡터 생성을 위한 접근 거리의 3가지 설계 변수를 구성되어 있으며 대부분의 LOS 기반 유도 법칙 설계는 실험적인 방법으로 결정하는 것이 일반적이다. 이러한 경우, 정밀한 경로 추종 성능 보장이 어려운 단점이 있으며 비행체 및 운용 환경 변화에 따라 재설계가 필요한 단점이 있다.

이러한 단점을 보완하기 위해서는 유도 계인을 어떻게 설계할 것인가에 대한 문제가 필수적으로 대두되는데 이러한 문제를 해결하고자 본 연구에서는 비행체의 운동역학만을 고려하여 비행체의 속도와 최대 뱅크각만 이용하여 비행체의 운동 특성을 이용한 유도 계인을 설계하는 기법을 제안하고자 한다.

본 연구에서는 선형 경로를 추종하기 위한 시선각 기반 유도 제어 법칙을 기술하고 이에 필요한 유도 계인을 설계하기 위해 경로에 대한 수직오차와 수직 오차의 1차 미분항을 이용한 가속도 기반 2차 선형 모델을 기준으로 비행체의 운동 역학과 유도 기하학을 이용하여 유도 계인을 설계하는 기법을 제시하였다. 또한, 제안한 기법과 함께 선형 경로 추종을 위한 유도 법칙에 운

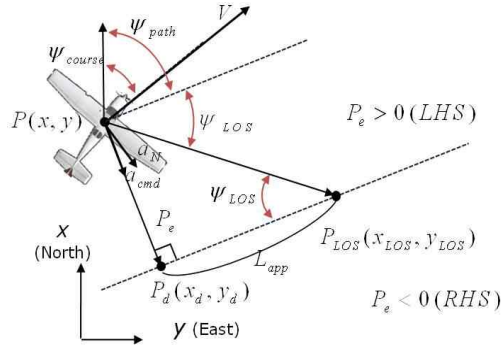


Fig. 1. Lateral LOS guidance law

동 역학을 고려하여 앞먹임 값을 계산하고 이를 이용해 원형 경로 추종을 위한 유도 법칙을 제안하였다. 제안된 설계 기법은 선형 경로와 원형 경로에 대한 비선형 시뮬레이션 및 추종 시험을 통해 성능을 검증하였다.

II. 본 론

2.1 선형 경로 횡방향 유도 제어 법칙

횡방향 유도 알고리즘은 항공기가 경로점을 이은 가상의 선형 궤적을 추종하도록 하는 알고리즘으로 Fig. 1과 같이 표현이 가능하다[3].

현재 항공기의 위치를 (x, y) , 속도를 V 라고 하면 기준궤적 상의 목표 위치 (x_d, y_d) 까지의 수직 위치 오차 P_e 와 수직오차의 1차 미분항은 각각 식 (1)과 같이 표현 할 수 있다.

$$P_e = \begin{bmatrix} \sin(\psi_{path}) & -\cos(\psi_{path}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x_d \\ y - y_d \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\dot{P}_e = V \cdot \sin \Delta\psi \cdot \text{sgn}(P_e)$$

$$\text{where } \Delta\psi = \psi_{path} - \psi_{course}$$

여기서, ψ_{path} 과 ψ_{course} 는 각각 기준 궤적의 방향각과 비행체의 기수각을 나타내고 ψ_{LOS} 는 접근 거리인 L_{app} 만큼 떨어진 목표 위치에 대한 시선각을 의미한다. 식(1)에서 항공기가 선형 궤적에 대해 진행 방향 기준으로 좌측에 위치한 경우 부호는 양의 값을 가지고 우측인 경우 음의 값을 갖는다. 이를 이용하여 LOS 각을 계산하면,

$$\psi_{LOS} = \tan^{-1} \left(\frac{K_p \cdot P_e + K_d \cdot \dot{P}_e}{L_{app}} \right) \quad (2)$$

$$\psi_{cmd} = \psi_{path} + \psi_{LOS}$$

식(2)와 같이 계산되며, 다음과 같이 기준 롤 자세 값으로 변환하여 내부 자세 제어기의 입력으로 사용한다.

$$\phi_{cmd_LOS} = K_{yaw}(\psi_{cmd} - \psi_{course}) \quad (3)$$

2.2 가속도 기반 LOS 유도 계인 설계

앞서 기술한 식(2)에서 설계 변수는 비례-미분 계인 K_p , K_d 와 접근 거리 L_{app} 로 본 절에서는 이에 대한 설계 기법을 제안하고자 한다.

먼저, Fig. 1에서 보는 바와 같이, a_{cmd} 는 경로에 수직한 가속도 명령이고 g 는 중력가속도, a_N 은 비행체 속도 벡터에 수직한 가속도값을 나타내고 a_N 은 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$a_N = g \tan \phi \quad (4)$$

그리고 기준 경로에 대한 항공기의 위치에 대한 거리오차를 줄이기 위한 가속도 명령 a_{cmd} 는 선형 2차 운동 모델로 나타내면 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$a_{cmd} = \omega_n^2 P_e + 2\zeta \omega_n \dot{P}_e \quad (5)$$

식(5)의 고유 진동수 ω_n 과 감쇠비 ζ 는 양의 값을 갖게 되면 수직거리 오차에 대한 선형 2차 선형 모델은 항상 안정하며 점근적으로 수직 오차가 0으로 수렴하므로 이를 기반으로 한 유도 법칙은 안정성이 보장된다.

식(5)를 식(4)와 Fig. 1의 관계를 이용하여 비행체의 롤 명령각으로 계산하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \phi_{cmd_acc} &= \tan^{-1}(a_N/g) \\ &= \tan^{-1}\left(\frac{\omega_n^2 P_e + 2\zeta \omega_n \dot{P}_e}{g} \cdot \cos \Delta \psi\right) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 식(2)와 식(3)을 이용하여 비행체 롤 명령각을 다시 계산해보면,

$$\phi_{cmd_LOS} = K_{yaw} \cdot \tan^{-1}\left(\frac{K_p \cdot P_e + K_d \cdot \dot{P}_e}{L_{app}} + \Delta \psi\right) \quad (7)$$

위와 같이 표현이 가능하다. 따라서 식(6)와 식(7)은 비행체의 동일한 롤 명령각을 의미하게 되는데 여기서 K_{yaw} 값이 1으로 두고 비행체의 초기 기수각 오차를 0도로 가정하면 다음과 같은 관계식이 성립된다.

$$\phi_{cmd_acc} = \phi_{cmd_LOS}$$

$$\tan^{-1}\left(\frac{\omega_n^2 P_e + 2\zeta \omega_n \dot{P}_e}{g}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{K_p \cdot P_e + K_d \cdot \dot{P}_e}{L_{app}}\right) \quad (8)$$

$$\frac{K_p}{L_{app}} = \frac{\omega_n^2}{g}, \quad \frac{K_d}{L_{app}} = \frac{2\zeta \omega_n}{g} \quad (9)$$

위의 식(9)은 경로 추종을 위한 가속도 명령으로부터 생성된 롤 명령각 비교를 통해 얻어진 시선각 기반 횡방향 유도 법칙의 계인을 나타내고 있다. 따라서 식(9)의 유도 계인을 결정하기 위해서는 식(5)의 기준 모델에 해당하는 고유 진동수와 감쇠비를 결정해야 한다.

이를 위해서 비행체의 운동역학을 기반으로 하여 최대 뱅크각과 비행 속도만을 고려하면 횡방향 유도 법칙의 계인을 설계할 수 있다. 먼저, 수평면 상의 비행체 최소 수평 선회 반경은 비행체의 뱅크각과 비행속도의 두 가지 요소로 결정되는데 이는 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$R_{\min} = \frac{V_{cmd}^2}{g \tan \phi_{\max}} \quad (10)$$

여기서 항공기가 경로점으로부터 최소 선회 반경보다 멀리 떨어져 있다고 가정하고 이를 그림으로 나타내면 Fig. 2와 같다.

Fig. 2의 실선은 항공기가 적절하게 유도되었을 때 보일 수 있는 비행궤적으로 비행궤적의 변곡점에서는 a_N 이 0의 값을 갖게 되는데 기수각 오차는 비행 궤적에 따라 변화하게 되므로 변곡점에서 a_{cmd} 가 0이 되어야 한다. 따라서 변곡점에서 식(5)는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} a_{cmd} &= \omega_n^2 P_e + 2\zeta \omega_n \dot{P}_e = 0 \\ \omega_n^2 P_e &= -2\zeta \omega_n \dot{P}_e \end{aligned} \quad (11)$$

여기서, 변곡점에서는 P_e 가 최소 선회 반경보다 크거나 같아야 항공기의 최대 선회각으로 선

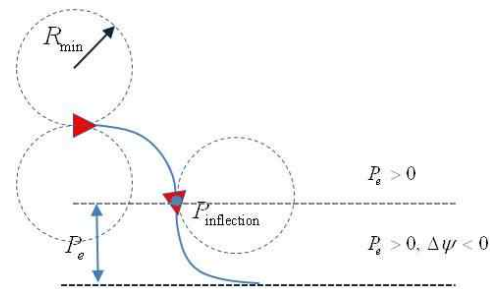


Fig. 2. Lateral geometry

회하였을 때 경로 추종이 가능하므로 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$P_e = -\frac{2\zeta}{\omega_n} V \sin \Delta\psi \cdot \text{sgn}(P_e) \geq R_{\min} = \frac{V^2}{g \tan \phi_{\max}}$$

$$\omega_n \leq \frac{-2\zeta g \tan \phi_{\max} \cdot \sin \Delta\psi \cdot \text{sgn}(P_e)}{V} \quad (12)$$

위의 조건을 이용하면 식(12)에서와 같이 식(9)에서 필요한 고유 진동수의 범위를 구할 수 있게 된다. 그리고 기수각 오차가 $\pm 90^\circ$ 일 경우 고유 진동수의 최대 범위가 계산 가능하므로 유도법칙의 고유진동수는 다음과 같이 설정이 가능하다.

$$\omega_n \leq \frac{2\zeta g \tan \phi_{\max}}{V} \leq \frac{-2\zeta g \tan \phi_{\max} \cdot \sin \Delta\psi \cdot \text{sgn}(P_e)}{V}$$

where $\Delta\psi = \pm \pi/2$ (13)

식(13)에서 보듯이, 항공기의 속도가 높으면 고유진동수가 작아지며 최대 선회각이 크면 클수록 고유진동수가 커지는 것을 알 수 있다. 이는 직관적으로 볼 때, 항공기 속도가 높으면 작은 유도 명령을 생성하게 되고 속도가 낮으면 큰 유도 명령이 생성되어야 하는 경험칙에 부합하게 된다. 즉, 식(13)의 고유진동수는 항공기의 현재 속도와 최대 선회 허용 각도에 따라 비행을 하는 동안 계속 변화하게 되므로 속도에 따른 별도의 계인 스케줄링이나 튜닝 작업이 필요없음을 알 수 있다. 감쇠비는 경로 추종시 과도 응답 구간에서의 오버슈트가 발생하지 않도록 0.707로 설정하였으며 고유진동수는 다음과 같다.

$$\omega_n = \frac{2\zeta g \tan \phi_{\max}}{V} \quad (14)$$

따라서 기존의 유도 법칙 설계 시에 식(2)에서와 같이 비례-미분 계인, 접근 거리 3가지에 대한 설계 변수는 비행체 운동 역학과 유도 기하학을 기반으로 위의 식(14)에서처럼 감쇠비만을 설계 변수로 대신하게 되어 유도 성능과 설계 시간 측면에서 효율적인 설계가 가능하다.

2.3 원형 궤적 횡방향 유도 제어 법칙

본 절에서는 앞서 기술한 선형 경로에 대한 유도 계인 설계 기법을 기반으로 원형 경로에 대한 정밀 추종이 가능한 유도 법칙에 대해 기술하도록 한다.

먼저, 항공기를 임의의 한 점을 기준으로 한

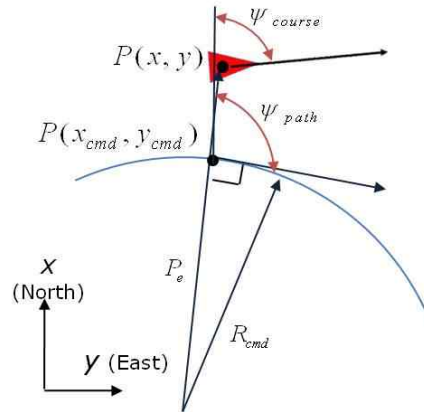


Fig. 3. Circle path geometry

원형 경로를 추종하게 하려면 기준 좌표 및 선회 반경 명령값이 필요하게 된다. 이때 주어진 선회 반경 명령값과 기준점을 각각 R_{cmd} 와 (x_{cmd}, y_{cmd}) , 선회 방향을 Rot_{dir} 라고 하면 원형 경로에 대한 수평 거리 오차와 경로의 방향각은 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$P_e = (\sqrt{(x_{cmd} - x)^2 + (y_{cmd} - y)^2} - R_{cmd}) \cdot Rot_{dir}$$

$$\psi_{path} = \text{atan2}(y_{cmd} - y, x_{cmd} - x) - \frac{\pi}{2} \cdot Rot_{dir}$$

where $Rot_{dir} = \begin{cases} +1 (C.W) \\ -1 (C.C.W) \end{cases}$ (15)

일반적으로 앞서 언급한 시선각 유도 법칙은 곡선 경로 추종시 정상상태 오차를 갖게 되어 수직 거리 오차에 대한 적분기를 추가하여 사용하기도 하지만 기준 궤적의 곡률이 일정하지 않고 비행 속도가 변화하는 경우 적분기에 의한 성능 저하 및 작동기 포화 문제 등이 발생할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 원형 경로를 정밀하게 추종하기 위해 원형 경로에 대한 정보를 이용하여 앞먹임 선회각 $\phi_{cmd_{ff}}$ 을 계산하고 이를 이용하여 유도 법칙을 구성하도록 하였으며 이는 식(10)을 이용하면 다음과 같이 계산된다.

$$\phi_{cmd_{ff}} = \tan^{-1}\left(\frac{V^2}{R_{cmd} \cdot g}\right) \cdot Rot_{dir} \quad (16)$$

$$\psi_{cmd_{ff}} = \phi_{cmd_{ff}} / K_{yaw}$$

위의 식(15)과 (16)를 이용하면 기준 경로에 대한 수직 오차의 1차 미분항은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{P}_e = V \cdot \sin \Delta \psi, \Delta \psi = \psi_{path} - \psi_{course} \quad (17)$$

여기서, 식(16)에서 계산된 기준 경로 정보를 이용해 계산한 앞먹임 값은 Fig.2에서 보인 바와 같이 경로에 대한 수직 오차 값이 최소 반경보다 작을 경우에만 작용해야 하며 이는 앞먹임 값이 경로 추종을 위해 기준 궤적으로 접근할 때에 영향을 주지 않도록 하기 위함으로 최종적으로 생성된 롤 명령각은 다음과 같이 표현이 가능하다.

$$\text{if} (abs(P_e) < R_{min})$$

$$\phi_{cmd} = K_{yaw} (\psi_{LOS} + \Delta \psi + \psi_{cmd_{ff}}) \quad (18)$$

else

$$\phi_{cmd} = K_{yaw} (\psi_{LOS} + \Delta \psi)$$

위 식(16)에서 보듯이 임의의 경로가 주어진 상황에서 경로의 전 구간에 대한 R_{cmd} 또는 경로의 곡률과 비행 속도에 대한 정보만 있으면 앞먹임값이 계산 가능하고 이를 이용하면 여러 원형 경로를 조합한 다양한 곡률을 갖는 경로에 대해서도 추종이 가능한 것을 알 수 있다.

2.4 시뮬레이션

2.4.1 선형 경로 추종 시뮬레이션

앞서 제안한 기법을 기반으로 다음과 같은 운동 모델을 이용해 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

$$\frac{d}{dt}(P_e) = V \sin \Delta \psi$$

$$\frac{d}{dt}(\Delta \psi) = -\frac{g \tan \phi}{V} \quad (19)$$

선형 경로에 대한 경로 추종 시뮬레이션에서는 다음과 같은 세 가지 상황을 가정하였다.

- ① 다양한 초기 오차를 갖는 경우(속도 고정)
- ② 비행 속도가 변화하는 경우(초기 오차 고정)
- ③ 롤 응답 속도에 따른 시간 지연 발생 경우

먼저, 첫 번째 상황에서는 비행체의 속도가 20m/s로 일정하다고 가정하고 최대 뱅크각은 40도로 하면 최소 선회 반경은 48.6m로 계산되며 비행체 응답 속도에 의한 시간지연 효과를 고려하지 않고 수행하였다.

위의 Fig. 4는 수직오차와 기수각 오차에 대한 위상 그래프로 각각의 초기 오차 조건에 대하여 제안한 설계 기법을 기반으로 한 시선각 유도 법

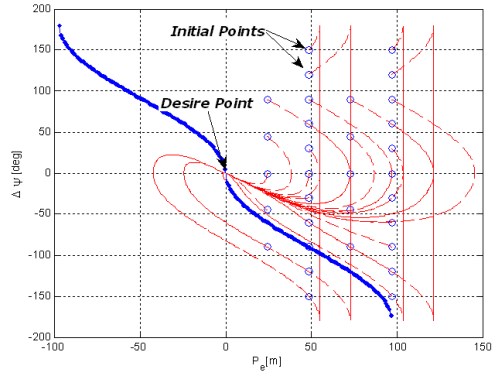


Fig. 4. Phase portrait

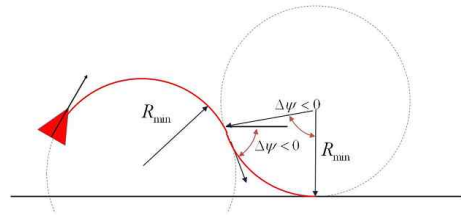


Fig. 5. Shortest path for line tracking

칙이 원점으로 잘 수렴하는 것을 볼 수 있다.

여기서 원점을 지나는 점-실선은 Fig. 5와 같은 조건에서 최대 좌/우선회 경로로 구성된 Dubin's Path로 선형 경로에 수렴하는 최단 경로를 의미한다[7].

Fig. 4에서 보듯이 최단 경로로 수렴이 가능한 초기 조건(48.6m, -90deg)에서는 Fig. 5에서와 같은 최단 경로를 따라서 원점으로 수렴하는 것으로 볼 때 제안된 유도 법칙의 설계 기법이 적절한 것으로 판단할 수 있다.

또한, Fig. 6은 초기 수직 거리 오차가 100m 위치에서 각 기수각 오차에 대한 시뮬레이션 결과를 보이고 있는데 초기 기수각 오차가 90도 이상인 경우 좌선회를 하고 90도 이하인 경우 우선회를 하면서 기준 경로에 대해 큰 초기 오차가 존재하는 상황에서도 오버슈트 없이 수렴하는 추종 성능을 확인하였다.

Fig. 7은 비행 속도 변화에 따른 추종 성능을 분석한 것으로 가/감속 상황에서도 고유진동수가 변화하면서 오버슈트없이 안정적으로 수직 거리 오차와 기수각 오차가 0으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.

마지막으로, 비행체 롤 응답 속도에 따른 시간 지연에 대한 영향성 분석은 Fig. 8에 나타내었다. 비행체는 1차 지연 시스템으로 가정하였으며 아

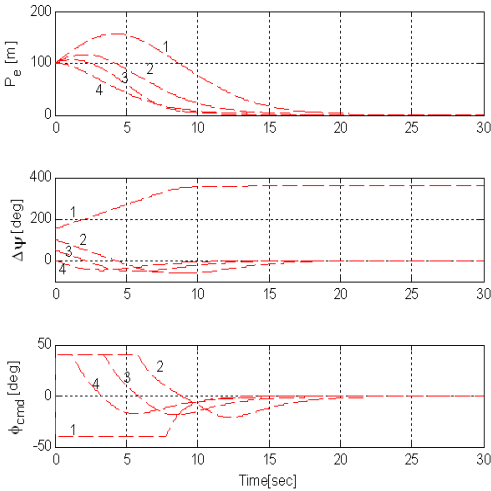


Fig. 6. Linear path tracking history (constant velocity condition)

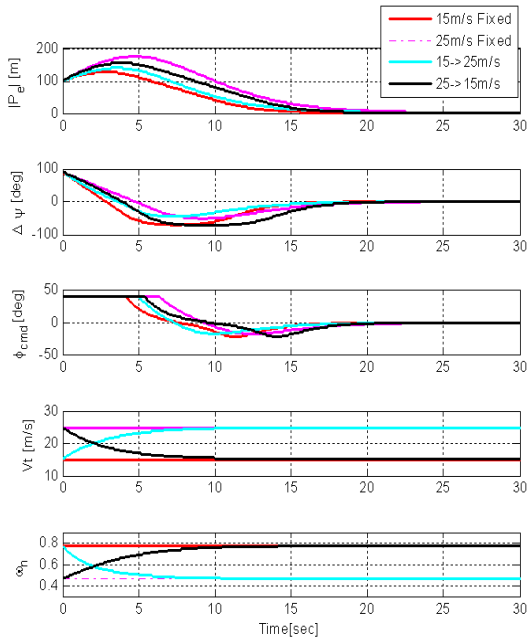


Fig. 7. Linear path tracking history (velocity variations condition)

래에서 보듯이 롤 응답 속도가 느릴수록 시간지연에 의한 영향이 커져 과도 응답 구간에서의 성능저하가 발생하는 것을 확인하였다.

이에 의한 영향을 감소시키기 위해서는 제안된 기법의 감쇠비만을 조정하는 것으로 해결이 가능하며 이를 통해 Fig. 9와 같이 시간 지연에 의한 영향을 최소화하면서 안정적인 추종 성능을 보이고 있음을 알 수 있다.

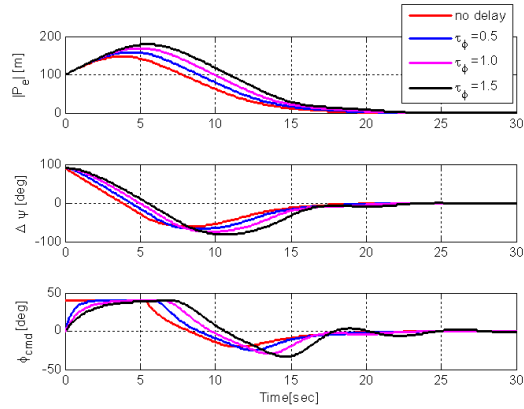


Fig. 8. Linear path tracking history (under time delay condition)

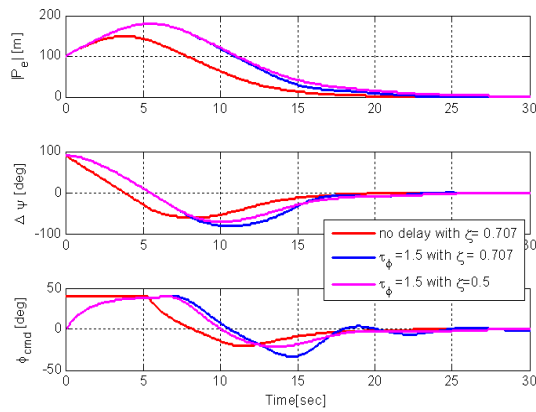


Fig. 9. Linear path tracking history (zeta changes with delay)

2.4.2 원형 경로 추종 시뮬레이션

본 절에서는 원형 경로 추종에 대한 정상 상태 추종 오차 분석을 위해 속도를 제외한 초기 조건을 같게 하고 속도를 달리하여 시뮬레이션을 수행하였고 그 결과를 Fig. 10에 나타내었다.

위 Fig. 10에서 보듯이 제안된 기법은 비행 속도에 관계없이 수직거리 오차가 0으로 수렴하는 것을 볼 수 있으며 비행속도가 변화하더라도 정상상태 오차나 추종 성능 변화가 없음을 알 수 있다.

2.5 비행시험

본 연구에서 사용된 무인기는 Fig. 11에서 보는 바와 같이 고정익의 3륜 바퀴를 장착한 일반적인 형태의 비행체로 에일러론, 플랩, 엘리베이터, 러더, 조향 가능한 노즈기어를 갖는 무인기로 Table 1에 세부 제원을 나타내었다.

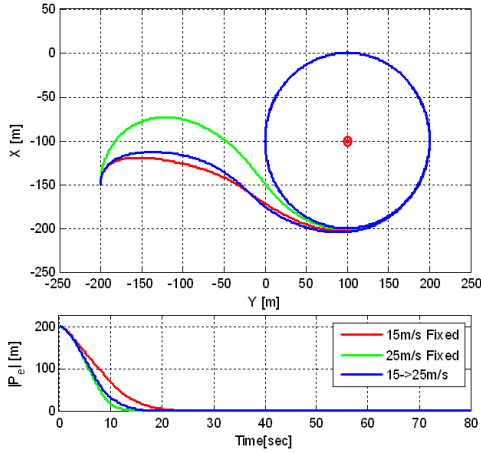


Fig. 10. Circle path tracking history (velocity variations condition)

본 절에서는 제안된 시선각 유도 법칙의 개인 설계 기법을 검증하기 위하여 선형 경로와 원형 경로에 대한 비행시험 결과에 대해 기술하였다.

본 연구에서 사용된 내부 안정화 제어기는 L1 적응 제어기와 PD 제어기가 결합된 구조로 유도 시스템에서 생성된 명령을 추종하도록 한다.

선형 경로 추종시험에서는 항공기가 활주로를 추종하도록 하였으며 초기 조건은 항공기가 활주로 방향과 반대 방향에 최소 회전 반경의 2배 정도 떨어진 곳에 위치하도록 하였다. 이는 항공기가 추종 경로로부터 멀리 떨어진 경우와 선형 경로와의 방향 오차가 가장 크게 갖는 상태에서 항공기의 추종성을 시험하여 본 연구에서 제안한 기법의 타당성을 검증하기 위함이다.

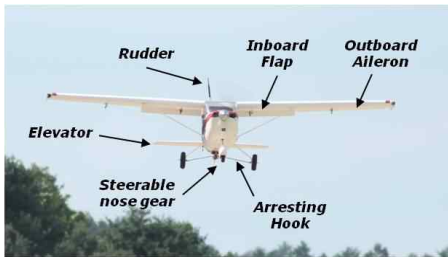


Fig. 11. UAV Test-bed

Table 1. UAV Specifications.

Wing Span	2745mm
Length	2145mm
Cruise Velocity	12~40 m/s
Endurance	+25 min
G.T.O.W	13.5kg

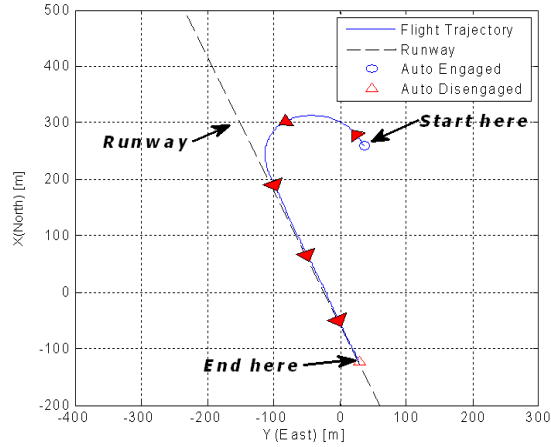


Fig. 12. Linear path tracking trajectory

선형 경로 추종 시험에서는 항공기의 속도를 25m/s로 유지하도록 하였고 최대 허용 뱅크각은 40도로 설정하였다.

Fig. 12와 Fig. 13은 선형 경로 추종 시험 결과를 나타내고 있는데 Fig. 13에서 볼 수 있듯이 항공기는 초기에 선형 경로와 반대 방향에 위치하고 있음에도 10초 이내에 선형 경로를 잘 추종하는 것을 볼 수 있으며 속도 변화가 생기면서 유도 계인의 고유 진동수도 이에 따라 변화하는 것을 볼 수 있다.

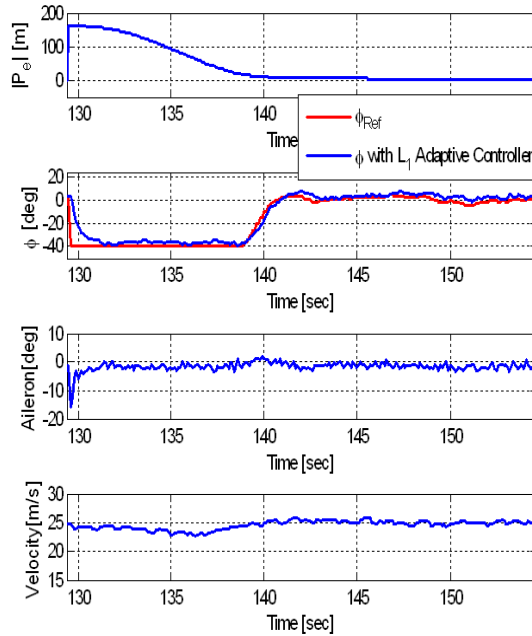


Fig. 13. Linear path tracking flight data

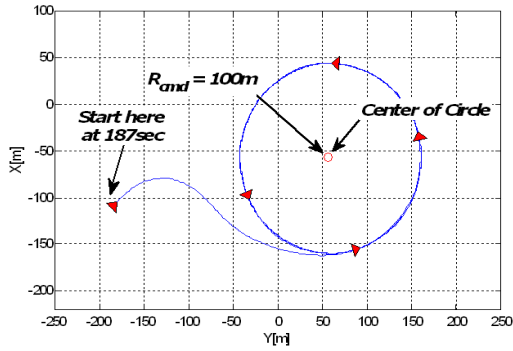


Fig. 14. Circle path tracking trajectory

이와 함께 앞서 기술한 원형 경로 추종시험에서는 중심점 (-57, 57) 과 100m 반경의 원형 경로를 추종하도록 하였다. 비행속도는 15m/s로 설정하여 초기 비행속도보다 낮게 비행하도록 하였고 선회 방향은 반시계방향으로 설정하였다. 여기서 식(15)의 앞먹임 톨각은 정상상태에서 약 -12.9도로 계산된다.

Fig. 14와 Fig. 15는 원형 경로에 대한 추종 시험 결과를 보이고 있는데 Fig. 15에서 알 수 있듯이, 항공기는 제안한 기법을 이용하여 원형 경로를 1.0m 이내의 오차 범위에서 정밀하게 추종하고 있음을 볼 수 있고 높은 초기 속도에서 속도 명령인 15m/s 까지 감속하면서 고유 진동수가 증가되는 것을 볼 수 있다.

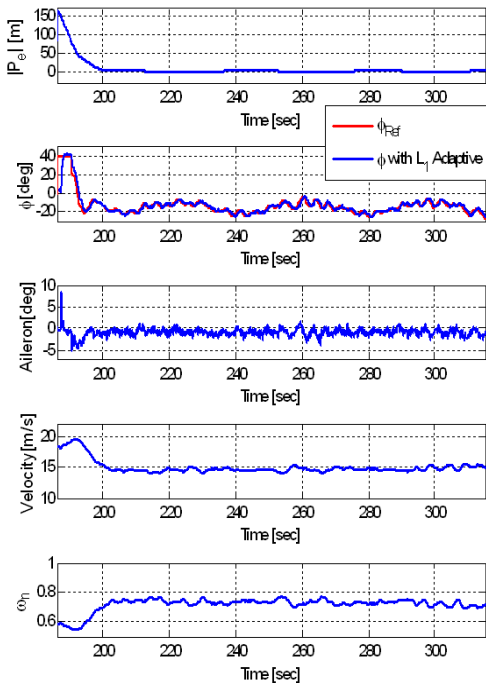


Fig. 15. Circle path tracking flight data

III. 결 론

본 연구에서는 비행체의 운동 역학을 고려하여 질점 가속도 기준 모델을 이용하여 시선각 유도 법칙의 유도 계인 설정 기법에 대해 기술하였다. 제안된 기법은 비행 중에 변화하는 속도에 따라 유도 계인이 변화하면서 주어진 경로를 추종하게 하여 안정적이고 일관된 성능을 보일 수 있다. 또한, 설계 변수를 최소화하여 감쇠비만으로 전체 유도 법칙의 성능 조정이 용이하며 비행체 응답 속도에 따른 시간 지연의 영향을 최소화할 수 있다. 이는 선형 경로와 원형 경로에 대한 비선형 시뮬레이션과 비행 시험을 통해 기존의 시선각 유도 법칙의 설계를 위한 제안된 기법의 타당성을 확인하였고 속도가 변화하는 상황에서도 정밀한 추종이 가능하였다. 이를 기반으로 경로에 대한 곡률 정보와 비행 가능 영역내의 속도 정보를 이용하면 다양한 경로를 갖는 임무 수행에 활용이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2011년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구(과제번호 20110015377)이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) C. L. Lin and H. W. Su, "Intelligent control theory in guidance and control system design: an overview," *Proceedings National Science Council ROC(A)*, vol.24 no.1, pp115~120, 2000.
- 2) I. Ha and S. Chong, "Design of a CLOS guidance law via feedback linearization," *IEEE Transactions on Aero-space and Electronic Systems*, vol.28 no.1, pp.51~63, 1992.
- 3) T. I. Fossen, *Marine Control Systems*, Marine Cybernetics, 2002.
- 4) S. H. Park, J. Deyst, and P. How, "Performance and Lypunov Stability of a Nonlinear Path Following Guidance Method," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol.30, no.6, pp1718~1728, 2007.
- 5) I. S. Rhee, S. H. Park and C. K. Ryo,"a Tight Path Following Algorithm of an UAS

Based on PID Control," *SICE Annual Conference 2010*, pp1270~1273, Taipei, 2010.

6) Y. S. Kang and J. K. Hedrick, "Linear Tracking for a Fixed-Wing UAV using Nonlinear Model Predictive Control," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*,

vol.17, no.5 pp1202~1210, 2009.

7) L. Dubins, "On curve of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal positions and tangent," *American Journal of Mathematics*, vol.79, no.3, pp497-516, Jul. 1957.