

## 기동오차 개념을 이용한 임의형상 비행궤적 추종을 위한 유도법칙에 관한 연구

### Expected Miss Distance Concept and Its Applications to Aircraft Guidance Law for Arbitrary Flight Trajectory Tracking

민 병 문, 노 태 수  
(Byoung Mun Min and Tae Soo No)

**Abstract** : A guidance scheme that is suitable for controlling the aircraft flight path is proposed. The concept of miss distance, which is commonly used in the missile guidance laws, and Lyapunov stability theorem are effectively combined to obtain the aircraft's trajectory-tracking guidance law. Guidance commands are given in terms of speed and flight path angles, but they perfectly reflect any position and velocity errors between real aircraft trajectory and reference one. The proposed guidance law is easily integrated into the existing flight control system. The new guidance law was extensively tested with various mission scenarios and the fully nonlinear 6-DOF aircraft model. Furthermore, the new guidance law was compared with previous guidance schemes in nonlinear simulation. Results from the numerical simulation show that the proposed guidance law yields better performance than previous ones.

**Keywords** : miss distance, lyapunov stability theorem, aircraft's trajectory-tracking, guidance law, nonlinear simulation.

#### I. 서론

최근 고도로 발달한 컴퓨터 기술 및 이와 결합된 제어 이론의 발전을 기반으로 항공기 제어 시스템에 관한 연구가 활발하게 진행[1]되고 있으며, 새로운 항법 시스템과 고정밀 항공전자 장비의 개발에 따라서 항공기가 주어진 임무 형상(Mission Phase)에 따른 다양한 임무 수행이 가능해지고 있는 상황이다. 이와 같이 항공기가 다양한 형태로 주어진 임무를 완벽하게 수행하기 위해서는 3차원 공간상에서 미리 설정된 비행 경로나 항공기의 위치를 정확하게 추종할 수 있도록 항공기를 제어하고 유도하는 과정이 필수적이다. 예를 들어 기존 고정익 항공기의 계기 착륙 시스템(Instrument Landing System : ILS)에 의한 착륙 유도과정과 같이 미리 설정된 활강(Glide) 및 플레어(Flare) 비행 경로로부터의 상하 또는 좌우 이탈거리를 제거함으로써 제공된 착륙 궤적을 따라 착륙하는 과정[2][3]과 매우 낮은 고도에서 주어진 지형을 따라 비행하는 전투기의 경우에 있어서도 정확한 기준 궤적의 추종 성능이 요구되게 된다.[4] 또한 GPS와 같은 새로운 항법 시스템 및 항공전자 장비의 발달은 자율 비행 무인 항공기(Autonomous Unmanned Aerial Vehicle : AUAV)의 개발을 촉진시키고 있으며, 무인 항공기의 활용범위도 기상관측, 해안감시, 통신중계, 지도제작, 어군탐사 등 민간부분으로 확대됨에 따라서 다양한 성능 및 임무 수행이 가능할 수 있도록 무인 항공기 체계에 관한 연구[5]도 활발하게 이루어지고 있다. 이러한 무인 항공기는 일반 항공기와 달리 운용의 효율성을 높이기 위해서 제한된 지역에서 이착륙과 주어진 임무 형상을 정확하게

추종함으로써 완벽한 임무 수행이 가능할 수 있도록 기준 궤적 추종 성능이 요구된다. 지금까지 제시된 비행 궤적 추종을 위한 항공기의 제어기 설계 및 유도문제에는 기준 궤적의 정보를 이용하여 제어기와 유도 법칙을 통합적으로 설계하는 접근 방법과 제어기와 유도 법칙을 독립적으로 설계하여 적용하는 방법 등이 제시되고 있다. Sheu와 Agarwall[2] 및 Kamimer[6]는 전자와 같은 접근 방법을 이용하여 항공기의 자동 착륙 및 무인 항공기의 기준 궤적 추종에 관한 연구를 수행하였으며, Boyle과 Chamitoff[7]는 후자와 같은 접근 방법을 이용한 연구를 수행하였다. 그러나 이와 같이 특정한 항공기 모델과 결합된 유도문제를 해결하기 위한 목적으로 설계된 제어 시스템과 유도 법칙은 항공기 모델이나 임무 형상이 변경되었을 경우 용이하게 적용할 수 없으며, 항공기 속도 및 비행 경로각 변경을 통해 간접적으로 기준 궤적을 추종하는 경우에는 실제 항공기의 비행 궤적이 주어진 기준 궤적을 정확하게 추종하는 것을 보장하지 못하게 된다.

본 논문에서는 항공기와 기준 궤적의 위치 및 속도 오차를 완벽하게 반영하여 항공기 속도 및 비행 경로각 유도 명령을 생성함으로써 기존 항공기의 제어 시스템과 결합하여 3차원 공간상에서 임무 형상에 따라 설정된 기준 궤적을 정확하게 추종할 수 있는 유도법칙을 제안하였다. 이와 같이 제안된 유도법칙은 유도탄의 요격에 사용되는 Miss Distance 개념과 Miss Distance로 구성된 리아프노프 함수 및 리아프노프 안정성 정리를 이용하여 설계하였다. 이러한 접근 방법은 차량군의 일렬 집단 주행시 각 차량간의 거리를 제어하는 1차원 유도문제[8]와 Bank-To-Turn 미사일의 요격을 위한 2차원 유도문제[9]에 성공적으로 적용된 바 있다. 본 논문에서 제안한 유도법칙은 [8][9]를 통해 검증된 1차원 및 2차원 유도법칙을 기반으로 3차원 공간상에서 항

논문접수 : 2002. 11. 22., 채택확정 : 2003. 4. 16.

민병문 : 전북대학교 대학원 항공우주공학과(bmmin@mail.chonbuk.ac.kr)

노태수 : 전북대학교 기계항공시스템공학부(rotthee@moak.chonbuk.ac.kr)

※ 본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R05-2000-000-00322-0) 지원으로 수행되었습니다.

공기가 기준 궤적을 추종할 수 있도록 확장하였으며, 다양한 비행 시나리오 상황에 대한 비선형 시뮬레이션을 통해 기존의 유도방식에 따른 결과와 비교하여 제안된 유도법칙의 성능을 분석하였다.

**II. 항공기 시스템 모델링**

항공기의 동적 상황은 항공기의 자세(롤각, 피치각, 요각, 받음각, 옆미끄럼각), 위치, 엔진의 추력, 몸체 좌표계에 대한 각속도 성분들로 표현되고, 이를 수학적으로 모델링하는 과정은 항공기 비행 시뮬레이션의 연구에 있어서 필수적으로 선행되어야 하며 정확한 모델링 역시 실제에 근접한 항공기의 거동을 도출하는데 있어서 매우 중요한 부분이라 할 수 있다.

항공기의 비행운동을 수학적으로 표현하기 위해서는 운동방정식 및 그림 1에 도시한 바와 같은 좌표계의 정의가 필요하다. 그림 1에 도시한 항공기 좌표계를 기준으로 항공기 운동방정식은 항공기의 몸체는 유연성이 고려되지 않은 강체(Rigid- Body), 지구의 자전효과는 충분히 작아 무시할 수 있으며 항공기에 작용하는 중력 효과는 고도나 위치에 상관없이 항상 일정하고 항공기의 형상은 몸체 좌표계에 대하여 대칭이며 연료 소모에 따른 항공기의 질량은 충분히 작아 무시할 수 있다는 일반적인 가정하에서 Newton의 운동법칙에 근거한 힘과 모멘트 방정식을 이용하여 도출할 수 있다.

항공기의 질량을  $m$  이라고 하면, 항공기의 운동방정식은 간단히 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{F} &= m \frac{d\vec{V}}{dt} \Big|_E \\ &= m \left[ \frac{d\vec{V}}{dt} \Big|_B + \vec{\omega}_{BE} \times \vec{V} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

또한 항공기 무게중심을 중심으로 한 회전운동은 각운동량과 모멘트 관계식을 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

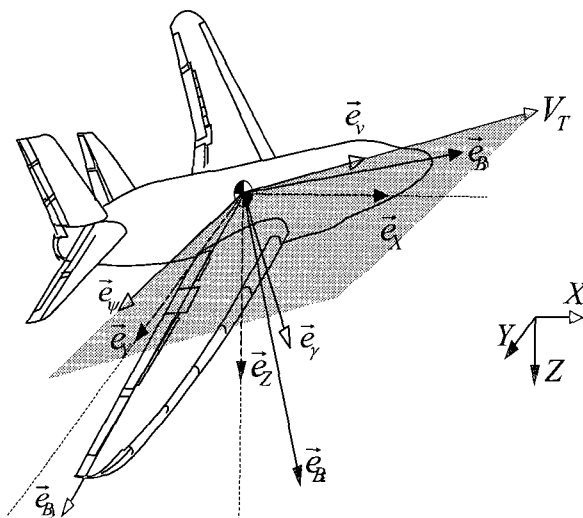


그림 1. 항공기 좌표계 정의.  
Fig. 1. Definition of aircraft's coordinate system.

$$\begin{aligned} \vec{M} &= \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_E \\ &= \left[ \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_B + \vec{\omega}_{BE} \times \vec{H} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

위의 (1)과 (2)에서  $|_E$ 와  $|_B$ 는 각각 관성 좌표계 및 몸체 좌표계에 대한 시간 미분을 의미하고,  $\vec{F}$ 와  $\vec{M}$ 은 공기력에 의한 공력과 엔진에 의한 추력 및 중력에 의해 항공기에 작용하는 외부 힘과 모멘트를 말한다.

항공기 시스템을 구성하기 위하여 본 논문에서 고려한 모델 항공기는 항공우주연구원에서 설계한 중형급 항공기 K100-04 모델을 사용하였고, 대상 항공기의 제원은 표 1에 정리하였다. 이와 같은 모델 항공기의 공력 및 엔진 자료는 특정 비행 상태를 기준으로 한 풍동 실험을 통해 획득한 Look-up Table 형태의 데이터를 이용하여 비선형 시뮬레이션과 같이 자료의 연속성이 필요한 경우, 자료에 제시되지 않은 비행 상태에서의 공력 및 엔진 자료는 각각의 독립변수에 따른 2차원 또는 3차원 선형 보간법을 적용하여 생성하였다. 그림 2와 3은 선형 보간법을 통해 획득한 모델 항공기의 대표적인 공력 및 엔진 자료의 변화 추이를 도시하고 있다.

자동 조종장치(Autopilot)를 설계하였다. 이러한 SAS 및 CAS와 Autopilot은 Stevens[10]가 제시한 방법과 같이 임의의 기준 비행 상태를 기준으로 종방향 및 횡방향 선형 운

표 1. 항공기 제원.

Table 1. Aircraft physical parameters.

Parameter	Value	Unit	Comment
$S$	1703.4	$ft^2$	Wing Area
$b$	119.1	$ft$	Wing Span
$c$	16.2	$ft$	Wing Chord
$X_{CGR}$	0.25	—	Ref. Center of Gravity
$X_{CG}$	0.31	—	Aircraft Center of Gravity
$i_c$	2.0	deg.	Engine Incidence Angle
$M$	2710.3	slug	Aircraft Mass
$I_{xx}$	515698.7	slug-ft <sup>2</sup>	Moment of Inertia
$I_{yy}$	1044843.4	slug-ft <sup>2</sup>	Moment of Inertia
$I_{zz}$	1433408.8	slug-ft <sup>2</sup>	Moment of Inertia
$I_{xz}$	60636.7	slug-ft <sup>2</sup>	Moment of Inertia

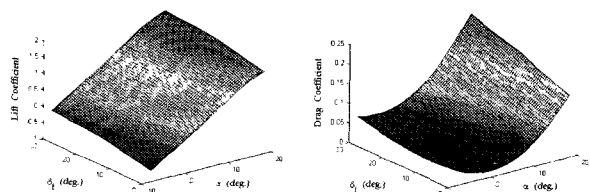


그림 2. 양력 및 항력 계수 변화 추이.  
Fig. 2. Variations of lift and drag coefficients.

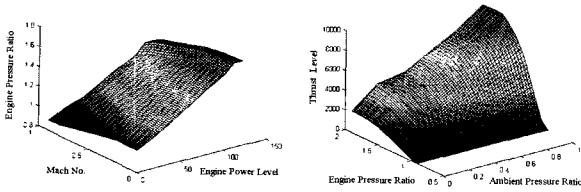


그림 3. 엔진 EPR 및 추력 변화 추이.  
Fig. 3. Variations of EPR(Engine Pressure Ratio) and thrust.

동방정식을 도출하여 항공기의 동특성을 파악하고, 고전적인 근계적도(Root Locus)와 주파수 응답(Frequency Response) 특성에 근거한 선형 제어를 설계하였다. 제어기 설계를 위해 설정한 기준 비행 상태와 이러한 비행 상태에 해당하는 운동 변수 및 제어 변수값과 항공기의 동특성은 표 2와 3에 정리하였고, 이때의 종방향 및 횡방향 선형 운동방정식은 다음과 같다.

$$\mathbf{x}_{long} = \mathbf{A}_{long} \mathbf{x}_{long} + \mathbf{B}_{long} \mathbf{u}_{long}$$

$$\mathbf{x}_{lat} = \mathbf{A}_{lat} \mathbf{x}_{lat} + \mathbf{B}_{lat} \mathbf{u}_{lat} \quad (3)$$

여기서 종방향 선형 운동방정식의 상태변수 및 입력변수는  $\mathbf{x}_{long} = (V_t \alpha \theta q H \delta_E)^T$ ,  $\mathbf{u}_{long} = (\delta_i \delta_e)^T$ 로,  $H$ 와  $\delta_E$  및  $\delta_i$ 는 항공기의 고도, 실제 엔진의 Power Level 및 트로틀 밸브의 개폐 정도를 각각 의미하며, 시스템 행렬과 입력 행렬은 다음과 같다.

$$\mathbf{A}_{long} = \begin{bmatrix} 0.0239 & 20.643 & -32.139 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0010 & -1.0856 & 0.0056 & 0.9215 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0.0006 & -5.9650 & -0.0034 & -2.3991 & 0 & 0 \\ -0.0436 & -249.762 & 249.762 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{long}^T = \begin{bmatrix} 0.0813 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 \\ 0.0281 & -0.0012 & 0 & -0.0374 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

또한 횡방향 선형 운동방정식의 상태변수 및 입력변수는  $\mathbf{x}_{lat} = (\beta \phi \psi p r)^T$ ,  $\mathbf{u}_{lat} = (\delta_a \delta_r)^T$ 이고, 시스템 행렬 및 입력 행렬은 다음과 같다.

$$\mathbf{A}_{lat} = \begin{bmatrix} -0.1953 & 0.1286 & 0 & 0.0643 & -0.9979 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0.0228 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -4.7633 & 0 & 0 & -3.1885 & 0.8535 \\ 2.1426 & 0 & 0 & -0.2892 & -0.6621 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{lat}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0.0173 & 0.0009 \\ 0.0006 & 0 & 0 & 0.0069 & -0.1031 \end{bmatrix} \quad (5)$$

앞의 (3)-(5)로 표현된 항공기 선형 운동방정식과 표 3에 제시된 항공기 동특성을 기반으로 SAS 및 CAS와 Autopilot을 설계하였으며, 이후의 예제에 사용될 계기 유도 착륙(ILS)을 위한 Glide 및 Lateral Slope 거리 오차 제어를 포함한 전체 항공기 시스템을 그림 4와 같이 구성하였다. 또한 그림 4에 도시된 항공기 시스템은 제어 조종면으로 엘리베이터, 에일러론, 러더를 구비하고 있고 이들 조종면 서보

표 2. 기준 비행상태와 운동 및 제어변수.

Table 2. Reference flight condition.

Trim Flight Condition	Dynamic and Control Values
$V_T = 250 \text{ ft/sec}$	$\alpha = 3.8 \text{ deg.}$
$M = 0.2245$	$\theta = 1.3 \text{ deg.}$
$H = 800 \text{ ft}$	$\delta_e = -14.02 \text{ deg.}$
$\gamma = -2.5 \text{ deg.}$	$EPL = 5.29$
$\delta_f = 20 \text{ deg.}$	

표 3. 항공기 동특성.

Table 3. Aircraft's dynamics characteristics.

Mode	Eigenvalue	Damping Ratio	Natural Frequency
Short Period	$-1.74 \pm 2.25j$	0.61	2.85
Phugoid	$-0.012 \pm 0.166j$	0.072	0.17
Dutch Roll	$-0.406 \pm 1.647j$	0.24	1.70
Roll	-3.22	—	—
Spiral	-0.016	—	—

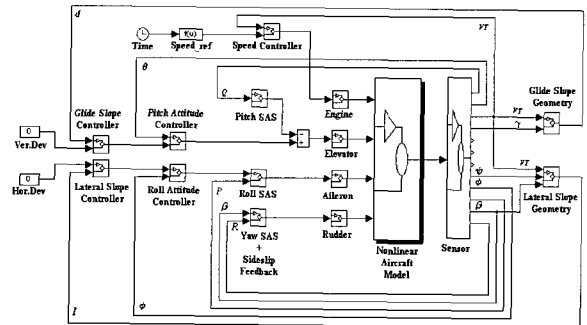


그림 4. 항공기 시스템 블록 다이어그램.  
Fig. 4. Block diagram of the aircraft system.

표 4. 엔진 트로틀 및 제어 조종면 특성.

Table 4. Engine throttle and control surfaces properties.

Contents	Time Constant	
Throttle Servo	0.1 sec	$0 \leq \delta_i \leq 110 (\%)$
Elevator Servo	0.05 sec	$-30^\circ \leq \delta_e \leq 30^\circ$
Aileron Servo	0.05 sec	$-45^\circ \leq \delta_a \leq 45^\circ$
Rudder Servo	0.05 sec	$-20^\circ \leq \delta_r \leq 20^\circ$

와 엔진 트로틀은 일정한 제한범위를 갖는 1차 지연함수로 가정하였으며, 엔진 및 조종면 서보의 시상수와 작동 제한 범위는 표 4에 정리하였다.

### III. 항공기의 3차원 비행계획 추종 유도법칙 설계

본 논문에서는 항공기가 3차원 공간상에서 임무 형상에 따라 제공된 기준 궤적을 추종할 수 있는 유도법칙을 제안하였다. 이러한 유도법칙은 항공기와 기준 궤적간의 상대거리인 Expected Miss Distance로 구성된 리아프노프 함수를 도입한 후, 리아프노프 안정성 정리를 만족하도록 유도명령을 생성하였다. 먼저 유도탄의 요격 유도문제와 유사성을

갖도록 그림 5와 같이 3차원 공간상에서 항공기가 미리 설정된 기준 궤적을 따라 비행하는 가상의 표적을 추적하는 상황을 가정하면,  $t_{go}$  시간 후 항공기와 표적간의 상대 거리인 Expected Miss Distance는 기준 좌표계상에서 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{d}_{t_{go}} &= (\vec{d}^* - \vec{d}) + (\vec{v}^* - \vec{v}) t_{go} \\ &= M_x \vec{e}_x + M_y \vec{e}_y + M_z \vec{e}_z \end{aligned} \quad (6)$$

여기서  $\vec{d}^*$ ,  $\vec{v}^*$  는 각각 기준 궤적의 위치 및 속도 벡터를 나타내며,  $t_{go}$ 는 현재 시각  $t$ 로부터 미지의 미래 시각  $t_f$ 까지의 시간으로 다음과 같다.

$$t_{go} = t_f - t \quad (7)$$

리아프노프 안정성 정리를 이용하기 위하여 양한정 함수 (Positive Definite Function)가 되는 리아프노프 함수를 다음과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} \vec{d}_{t_{go}} \cdot \vec{d}_{t_{go}} \\ &= \frac{1}{2} (M_x^2 + M_y^2 + M_z^2) \end{aligned} \quad (8)$$

위의 (8)에서 ( $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ )는  $\vec{d}_{t_{go}}$ 의 기준 좌표계에서의 성분을 말하며, (8)을 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} -\frac{dV}{dt} &= M_x(\dot{v}_x^* - \dot{v}_x)t_{go} + M_y(\dot{v}_y^* - \dot{v}_y)t_{go} + \\ &M_z(\dot{v}_z^* - \dot{v}_z)t_{go} \end{aligned} \quad (9)$$

기준 좌표계에서 항공기의 속도 벡터는

$$\begin{aligned} \vec{V}_T &= V_T \cos \gamma \cos \sigma \vec{e}_x + \\ &V_T \cos \gamma \sin \sigma \vec{e}_y - V_T \sin \gamma \vec{e}_z \end{aligned} \quad (10)$$

이다. 여기서  $V_T$ ,  $\gamma$ ,  $\sigma$ 는 각각 항공기의 속도와 종방향 및 횡방향 비행 경로각을 나타낸다. 만약 항공기가 기동하는 동안 완벽한 선회비행(Coordinated Turn)을 한다고 가정하면, 횡방향 비행 경로각  $\sigma$ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\sigma = \psi + \beta \approx \psi \quad (11)$$

(10)과 (11)을 (9)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

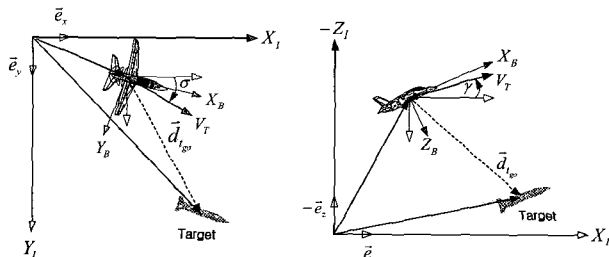


그림 5. 3차원 공간에서의 Expected Miss Distance.  
Fig. 5. 3-dimensional expected miss distance geometry.

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= M_x(\dot{v}_x^* - \dot{v}_x \cos \psi \cos \gamma + V_T \dot{\psi} \sin \psi \cos \gamma \\ &+ V_T \dot{\gamma} \cos \psi \sin \gamma) t_{go} + \\ &M_y(\dot{v}_y^* - \dot{v}_y \sin \psi \cos \gamma - V_T \dot{\psi} \cos \psi \cos \gamma \\ &+ V_T \dot{\gamma} \sin \psi \sin \gamma) t_{go} + \\ &M_z(\dot{v}_z^* + \dot{v}_z \sin \gamma + V_T \dot{\gamma} \cos \gamma) t_{go} \end{aligned} \quad (12)$$

그림 1에 도시한 바와 같이 항공기의 속도 벡터 방향과 이에 수직하고 요각이 증가하는 방향 및 비행 경로각이 감소하는 방향의 단위 벡터 ( $\vec{e}_v$ ,  $\vec{e}_\psi$ ,  $\vec{e}_\gamma$ )로 이루어진 제어 좌표계(Control Axis)를 설정하고, 기준 좌표계로 표현된 Expected Miss Distance 벡터를 제어 좌표계 성분으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} M_v &= M_x \cos \psi \cos \gamma + M_y \sin \psi \cos \gamma - M_z \sin \gamma \\ M_\psi &= -M_x \sin \psi + M_y \cos \psi \\ M_\gamma &= M_x \cos \psi \sin \gamma + M_y \sin \psi \sin \gamma + M_z \cos \gamma \end{aligned} \quad (13)$$

또한 기준 좌표계에서 표현된 기준 궤적의 가속도 성분 ( $\dot{v}_v^*$ ,  $\dot{v}_\psi^*$ ,  $\dot{v}_\gamma^*$ )을 제어 좌표계 성분으로 표현한 후, (13)과 함께 (12)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= (\dot{v}_v^* - \dot{v}_v) M_v t_{go} + (\dot{v}_\psi^* - \dot{v}_\psi \cos \gamma) M_\psi t_{go} + \\ &(\dot{v}_\gamma^* + \dot{v}_\gamma \sin \gamma) M_\gamma t_{go} \end{aligned} \quad (14)$$

리아프노프 안정성 정리를 만족하기 위하여 (14)의 음한정 함수(Negative Definite Function)를

$$\frac{dV}{dt} = -2NV \quad (15)$$

과 같이 정의하였다. 여기서  $N$ 은 양의 상수이다.

기준 좌표계에서 (8)과 같이 Expected Miss Distance 성분으로 표현된 리아프노프 함수는 동일하게 제어 좌표계 성분을 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$V = \frac{1}{2} (M_v^2 + M_\psi^2 + M_\gamma^2) \quad (16)$$

리아프노프 안정성 정리를 이용한 제어기의 설계에 있어서 전체 시스템의 동역학에 관한 정보가 필요하다. 즉, (14)에서 속도 ( $v$ ) 및 비행 경로각 ( $\gamma$ ,  $\psi$ )에 관한 동역학 모델이 필요하다. 그러나 본 논문에서와 같이 매우 복잡한 시스템의 모델링은 해석적인 표현이 불가능함에 따라서 비선형 시뮬레이션을 통한 시스템 간략화 기법을 택하였다. 이를 위하여 그림 4에 제시된 시스템을 기반으로 속도 및 비행 경로각 응답 특성을 분석하였다. 그림 6은 스텝 입력에 대한 전형적인 응답을 보이고 있으며 대략적으로 1차 또는 2차 시스템의 응답과 유사함을 확인할 수 있다. 본 논문에서는 시스템의 응답이 1차 시스템과 유사하다고 가정하여 다음과 같이 간략화를 수행하였다. 즉, 비선형 항공기 동역학 모델을 중심으로 각종 제어기와 엔진 트로틀 및 조

중면 서보가 결합된 전체 시스템을 다음과 같이 속도, 요각 및 비행 경로각 루프에 대하여 간단한 1차 시스템으로 가정하였다.

$$\dot{v} = \frac{1}{\tau_v} (v_c - v) \tag{17}$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\tau_\psi} (\psi_c - \psi) \tag{18}$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{\tau_\gamma} (\gamma_c - \gamma) \tag{19}$$

여기서  $v_c, \psi_c, \gamma_c$ 는 각각 항공기의 속도, 요각 및 비행 경로각 명령을 의미한다.

또한  $\tau_v, \tau_\psi, \tau_\gamma$ 는 항공기의 동특성을 나타내는 시상수(Time Constant)로, 본 논문에 사용되고 있는 예제의 경우 각각, 1.10, 2.02, 1.65 임을 확인할 수 있다.

항공기 동특성을 고려한 (17)-(19)를 (14)에 대입한 후 (15)를 만족하도록 유도명령  $v_c, \psi_c, \gamma_c$ 를 다음과 같이 설정하였다.

$$v_c = V_T + N \frac{\tau_v}{t_{go}} M_v + \tau_v \dot{v}_v^* \tag{20}$$

$$\psi_c = \psi + N \frac{\tau_\psi}{t_{go}} \frac{M_\psi}{V_T} \frac{1}{\cos \gamma} + \frac{\tau_\psi}{V_T} \dot{\psi}_\psi^* \tag{21}$$

$$\gamma_c = \gamma - N \frac{\tau_\gamma}{t_{go}} \frac{M_\gamma}{V_T} - \frac{\tau_\gamma}{V_T} \dot{\gamma}_\gamma^* \tag{22}$$

위와 같이 설계된 유도법칙의 적용을 위하여 ILS 착륙유도를 위해 그림 4와 같이 구성된 전체 시스템의 유도루프

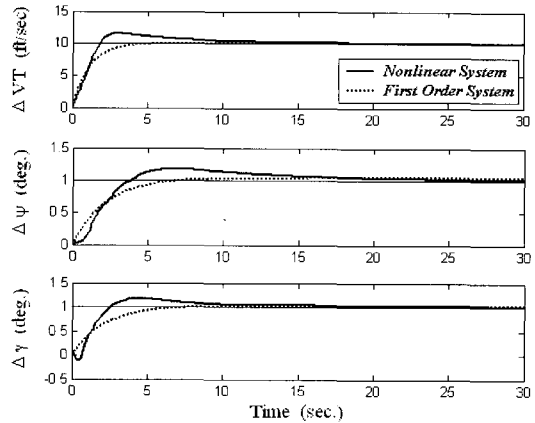


그림 6. 항공기 시스템의 비선형 스텝 응답 특성 및 1차 시스템.

Fig. 6. Aircraft system's nonlinear step response and its first order system.

에 해당하는 Glide 및 Lateral Slope Geometry 블록과 Coupler 블록 대신 Flight Path Angle과 Heading Controller를 설계하고, 이를 포함한 새로운 시스템을 그림 7과 같이 구성하였다. Flight Path Angle 및 Heading Controller는 비례/적분 제어기를 통해 정상상태 오차를 줄이고 적분기에 의해 야기되는 시스템의 불안정성을 보상하기 위하여 위상 앞섬 보상기(Lead Compensator)를 추가하였으며, 최종적인 이득값은 비선형 시뮬레이션을 통해 빠른 응답특성을 갖도록 결정하였다. Flight Path Angle과 Heading Controller의 전달함수는 다음과 같다.

$$G_\gamma(s) = \frac{40(s+0.6)(s+0.1)}{s^2(s+10)} \tag{23}$$

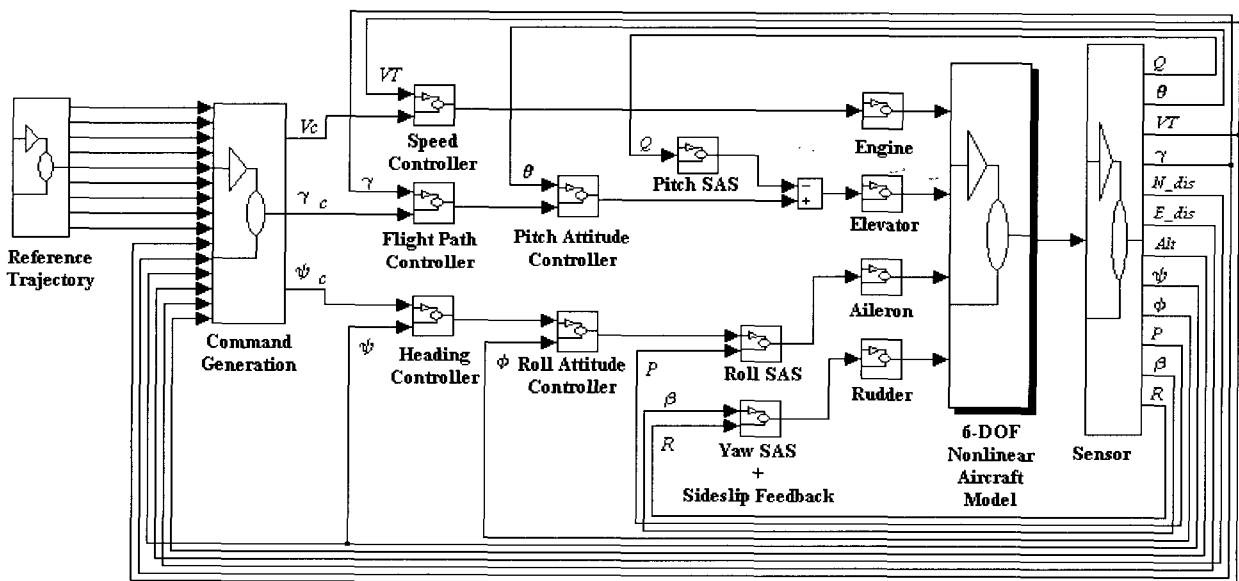


그림 7. 리아프노프 유도법칙을 위한 항공기 시스템.

Fig. 7. Aircraft system with Lyapunov guidance.

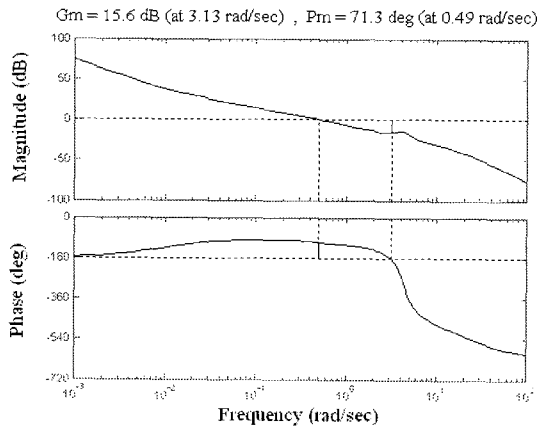


그림 8. Heading Loop 주파수 응답 특성.  
Fig. 8. Frequency response of heading loop.

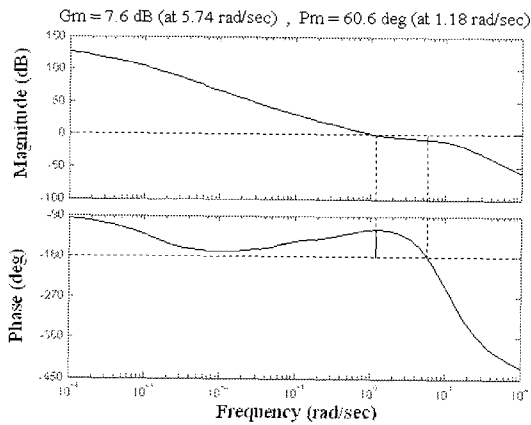


그림 9. Flight Path Angle Loop 주파수 응답 특성.  
Fig. 9. Frequency response of flight path angle loop.

$$G_h(s) = \frac{40(s+0.1)(s+2.5)}{s(s+25)} \quad (24)$$

이 경우 내부 루프를 형성하고 있는 SAS와 CAS는 그림 4의 원형을 그대로 유지하였다.

그림 7에서 Reference Trajectory 블록은 3차원 공간상에서 항공기 임무 형상에 따른 임의의 기준 궤적을 생성하고 Command Generation 블록은 (20)-(22)에 따라 항공기의 속도, 요각 및 비행 경로각 유도명령을 생성한다.

그림 8과 9는 Heading 및 Flight Path Angle 루프의 주파수 응답 특성을 도시한 것으로 저주파 영역에서 높은 이득값을 유지함과 동시에 적절한 이득 여유(Gain Margin) 및 위상 여유(Phase Margin)를 가지고 있음을 확인할 수 있다.

#### IV. 비선형 시뮬레이션

3차원 공간상에서 임무 형상에 따른 임의의 기준 궤적이 주어진 경우, 본 논문에서 제안한 유도법칙을 그림 7과 같이 구성된 항공기 비선형 시스템을 기반으로 다양한 비행 시나리오 상황에 적용하여 시뮬레이션을 수행하고 기존의 유도방식에 따른 결과와 비교하였다. 항공기 임무 형상에 따른 비행 시나리오는 일반 항공기의 착륙과정, 지형 회피

및 기동 비행과 무인항공기의 정찰 및 감시비행 시나리오를 설정하고, 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

#### 1. Glide Approach

일반 항공기의 착륙 단계는 기본적으로 최종 접근(Final Approach), 접지(Flare), 지상 활주(Roll-out and Taxiing)와 같이 3단계로 구성된다.

ILS에 의한 착륙 유도과정의 경우 공항에 장착된 착륙 유도 장치인 Glide Slope와 Localizer는 기본적으로 항공기가 정상 활강 경로로부터 상하 또는 좌우로 이탈한 정보를 제공하고, 이 정보가 항공기의 자동비행장치에 전달되어 항공기가 정상 경로로 복귀할 수 있도록 제어하게 된다. 이 경우 Glide Slope는 기준 경로각을 제공하게 되는데, 비행 경로각과 이탈거리 사이의 관계식은 그림 10을 참조하여 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$d = V_T \sin(\gamma - \gamma_R) \approx V_T(\gamma - \gamma_R) \quad (25)$$

$$d = \int V_T(\gamma - \gamma_R) dt \quad (26)$$

또한 비행 경로각  $\gamma$ 는 다음과 같으므로 적절한 피치 제어를 통해 비행 경로각과 이탈거리를 제어할 수 있다.

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (27)$$

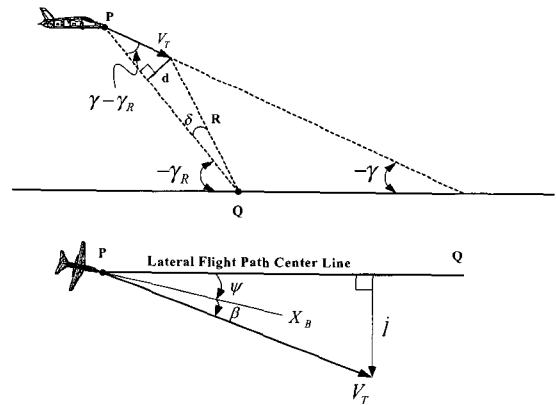


그림 10. Glide Slope 및 횡방향 비행 경로의 기하학적 관계.  
Fig. 10. Glide slope and lateral flight path geometry.

또한 횡방향 이탈속도와 이탈거리는 다음과 같다.

$$l = V_T \sin(\psi + \beta) \approx V_T(\psi + \beta) \quad (28)$$

$$l = \int V_T(\psi + \beta) dt \quad (29)$$

항공기 착륙의 근접 접근 과정에 대하여 그림 4와 같이 (26)과 (29)로 표현된 종방향 및 횡방향 이탈거리를 제어하도록 구성된 시스템을 이용한 ILS 착륙유도 과정과 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 유도과정에 대한 시뮬레이션을 수행하고, 그림 11-13에 결과를 비교하여 도시하였다. 이러한 착륙 유도 과정에 대한 비행 시나리오는 초기 항공기가 1500 ft의 고도에서 Glide Slope로부터 종방향

및 횡방향으로 각각 50 ft와 200 ft의 위치 오차를 가지고 270 ft/sec의 속도로 정상 수평비행 상태로 진입하여 비행 경로각  $-2.5^\circ$ , 속도 250 ft/sec에 이르기까지의 과정을 설정하였다. 그림 11-13에 도시한 결과로부터 항공기가 종방향 및 횡방향 오차를 가지고 진입하는 경우, 본 논문에서 제안한 유도 법칙은 기존의 ILS 착륙유도에 비해 짧은 시간에 기준 비행 경로각과 요각을 추종함으로써

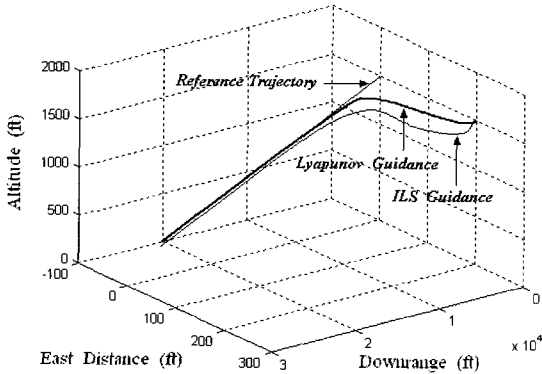


그림 11. 3차원 활강 비행 궤적.  
Fig. 11. 3-dimensional glide flight trajectories.

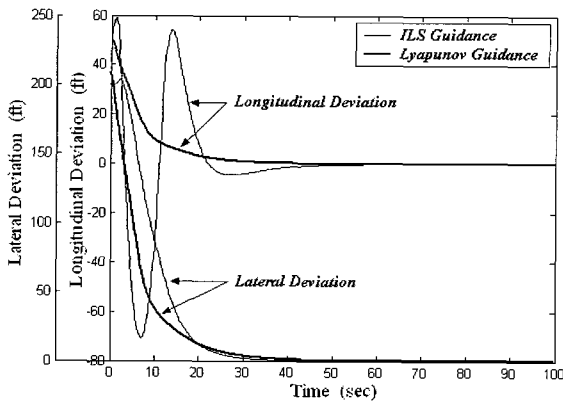


그림 12. 종방향 및 횡방향 이탈거리 변화 추이.  
Fig. 12. Time histories of longitudinal and lateral deviations.

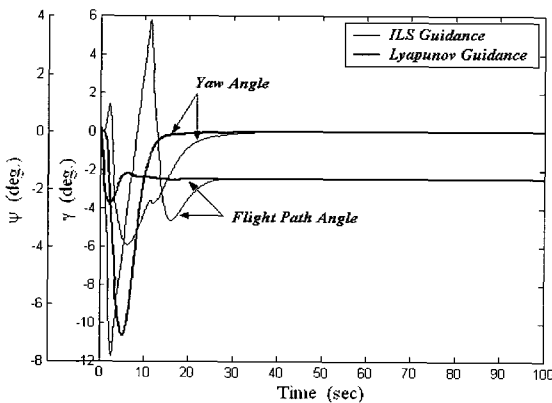


그림 13. 비행 경로각 및 요각 변화 추이.  
Fig. 13. Time histories of flight path angle and yaw angle responses.

기준 궤적으로부터의 이탈거리를 빠르게 감소시키면서 기준 궤적을 정확하게 추종할 수 있다는 사실을 확인할 수 있다.

2. Flare Phase

Glide Slope를 따라 활강한 항공기는 지면으로부터 적정 고도에 이르게되면 Flare 모드에 진입하게 된다. 이러한 Flare 모우는 접지 순간에 비행 경로각이  $0^\circ$ 의 값을 유지하고, 수직방향 속도인 Sink Rate를 가능한 최소가 되도록 하며 실속에 이르지 않도록 기준 속도를 유지하여야한다.

Flare 모드에서는 근접 접근시 사용한 직선 형태의 강하로를 벗어나 그림 14에 도시한 바와 같은 지수함수 형태의 궤적을 추종하도록 유도된다.

지수함수 형태의 Flare 기준 궤적의 고도는

$$h(t) = h_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (30)$$

과 같이 표현된다. 여기서  $\tau$ 는 Glide Slope Transmitter로부터 Touchdown까지의 거리에 의해 결정되는 상수이다.[10] Flare 모우드의 비행 시나리오는 근접 접근 유도과정을 통해 횡방향 오차를 제거하고  $-2.5^\circ$ 의 기준 비행 경로각을 가지고 강하한 항공기가 45 ft의 고도에서 250 ft/sec의 일정한 속도를 유지하면서 Flare 기동을 시작하여 30 sec 후에 접지하는 비행 시나리오를 설정하고, 기존의 고도 제어를 통한 유도방식과 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 유도방식에 따른 결과를 비교하고 그림

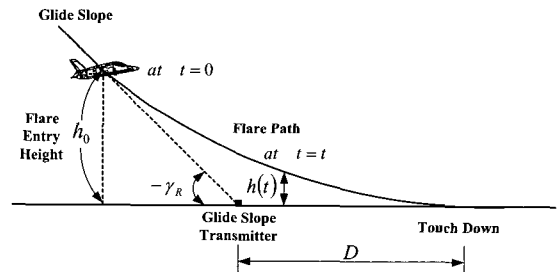


그림 14. Flare 기준 궤적.  
Fig. 14. Flare path geometry.

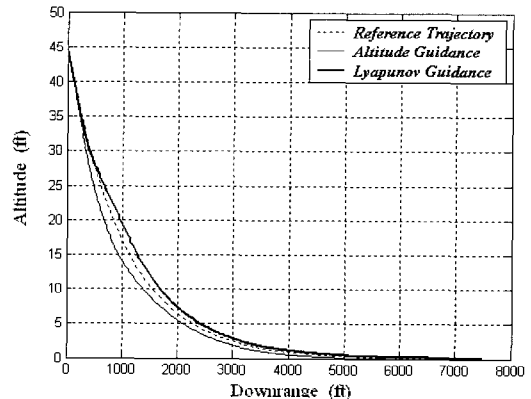


그림 15. 2차원 Flare 비행 궤적.  
Fig. 15. 2-dimensional flare flight trajectories.

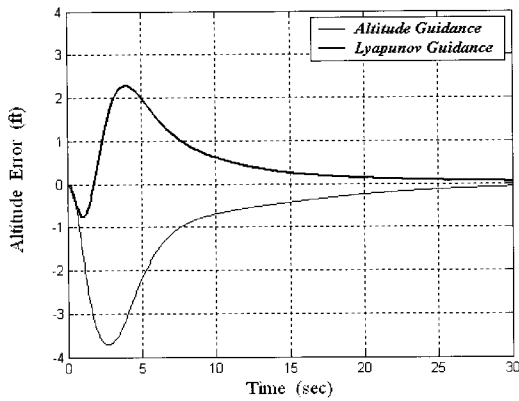


그림 16. 고도 오차 변화 추이.  
Fig. 16. Time histories of altitude errors.

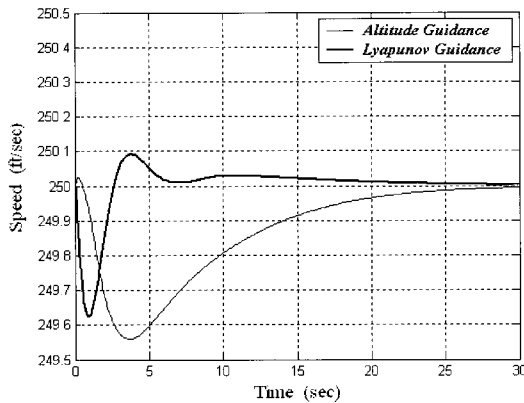


그림 17. 항공기 속도 변화 추이.  
Fig. 17. Time histories of speed responses.

15-17에 도시하였다.

그림 15와 16에 도시된 결과로부터 (30)과 같이 시간의 함수로 주어진 고도를 직접 제어하는 기존의 유도방식에 비해 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 유도방식의 경우 더 작은 고도 오차를 가지고 기준궤적을 추종하고 있으며, 속도 또한 기존의 유도방식에 비해 비교적 일정하게 유지되고 있음을 그림 17을 통해 확인할 수 있다.

3. Glide 및 Flare 궤적 통합

이상에서 살펴본 바와 같이 항공기의 착륙 과정에서 기존의 ILS에 의한 유도방식은 Glide과정에서는 기준 비행경로로부터의 이탈거리를 제어하고 Flare과정에서는 시간의 함수로 주어진 고도를 직접 제어하도록 유도되므로 각 비행 과정별로 서로 다른 제어기 구조가 요구되게 된다. 따라서 기존의 유도방식을 적용하여 항공기 착륙 전 과정에 걸친 항공기의 비행 특성을 파악하고, 이를 분석하기 위해서는 각 비행 단계별로 독립적인 시뮬레이션을 수행한 후 그 결과를 통합하여 해석하는 간접적인 방법을 사용함으로써 Glide에서 Flare로 전이되는 상태의 비행 특성을 정확하게 분석하기에는 한계가 있었다. 그러나 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 유도방식의 경우에는 적절한 기준 궤적을 설정함으로써 착륙 전 과정에 대한 연속적인 시뮬레이션이 가능하며, 이를 통해 Glide에서 Flare로 전이되는 비행

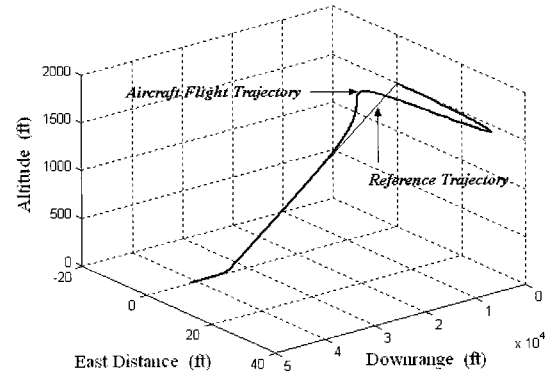


그림 18. 3차원 착륙 비행 궤적.  
Fig. 18. 3-dimensional landing flight trajectories.

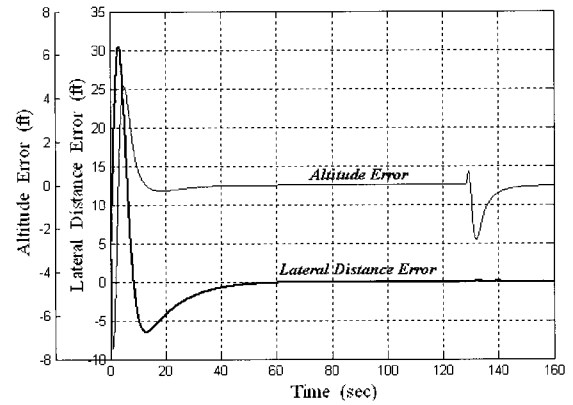


그림 19. 고도 및 횡방향 거리 오차 변화 추이.  
Fig. 19. Time histories of altitude and lateral distance errors.

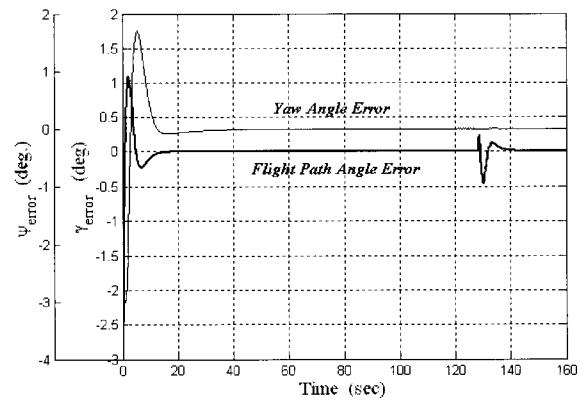


그림 20. 비행 경로각 및 요각 오차 변화 추이.  
Fig. 20. Time histories of flight path angle and yaw angle errors.

상태에서의 비행 특성데이터를 직접 획득하고 분석할 수 있다.

본 논문에서는 항공기 착륙의 전 과정을 시뮬레이션하기 위하여 Glide 및 Flare 궤적을 결합하여 새로운 기준 궤적을 설정한 후, 초기 항공기가 1500 ft의 고도에서 270 ft/sec의 속도로 Glide Slope와 3°의 기수각(Heading Angle)을 가지고 활강을 시작하여 45 ft의 고도에서



250 ft/sec 의 속도를 유지하면서 Flare 과정을 거쳐 접지하는 과정의 비행 시나리오를 설정하여 시뮬레이션을 수행하고, 그 결과를 그림 18-20에 도시하였다. 그림 18과 19의 결과로부터 기수가 오차를 제거하기 위하여 항공기가 선회 비행을 수행하므로 초기 고도 오차와 횡방향 오차가 동시에 발생하지만 30 sec 이후에는 설정된 기준 궤적을 정확하게 추종하게 된다. 그러나 그림 19와 20에 나타난 바와 같이 Glide에서 Flare로 전이되는 과정의 초기에 고도 및 비행 경로각 오차가 발생하는데, 이는 Glide과정에서  $-2.5^\circ$  의 기준 비행 경로각을 유지하며 하강하던 항공기가 접지 순간에  $0^\circ$  의 비행 경로각을 유지하기 위하여 Flare과정에서 기준 궤적의 비행 경로각이 점차 증가하기 때문이다.

4. 지형 회피 및 추종 비행

일반 항공기의 착륙과정과 같이 매우 낮은 고도에서 주어진 지형을 따라 비행하면서 임무를 수행해야하는 전투기의 경우에 있어서도 기준 궤적의 정확한 추종성능이 요구된다. 이와 같은 지형 회피 및 추종 비행에서 본 논문에서 제안한 유도법칙의 성능을 파악하기 위하여 사인함수 형태로 변하는 지형을 추종하는 비행 상황에 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 기준 궤적의 경우, 종방향 기동만을 고려하여 관성 좌표계상에서 기준 궤적의 속도와 비행 경로각을 다음과 같이 설정하였다.

$$v_x^* = v^* \cos \gamma^* \tag{31}$$

$$v_z^* = -v^* \sin \gamma^* \tag{32}$$

$$v^* = v_0 + \Delta v \sin(\omega t) \tag{33}$$

$$\gamma^* = \gamma_{\max}^* \sin(\omega t) \tag{34}$$

여기서  $v^*$  와  $\gamma_{\max}^*$  는 각각 기준 궤적의 속도와 최대 비행 경로각을 의미하고  $\Delta v$  는 고도 변화에 따라 요구되는 속도 변화량을 의미한다. 또한  $\omega$  는 기준 궤적의 고도 변화에 의해 결정되어지는 상수값이다. 지형 회피 및 추종 비행 시뮬레이션은 항공기가 고도계를 통해 주어진 지형의 고도를 실시간으로 측정할 수 있다는 가정 하에서 항공기의 속도와 고도를 직접 제어하는 유도방식과 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 유도방식을 비교하여 그림 21-23에 도시하였다.

그림 21과 22의 결과로부터 본 논문에서 제안한 유도법칙의 경우 항공기의 속도와 고도를 직접 제어하는 유도방식보다 작은 1.2 ft 내의 고도 오차를 가지고 기준 궤적을 추종하고 있다. 또한 그림 23에서 기준 궤적의 속도를 추종하는 성능도 양호함을 알 수 있다. 속도 오차를 도시한 그림 23의 일부 구간에서 나타나는 채터링(Chattering) 현상은 최저 고도에서 작은 비행 속도를 유지하기 위하여 비선형 항공기 모델의 엔진 트로틀이 거의 닫힌 상태로 유지되기 때문에 발생한다.

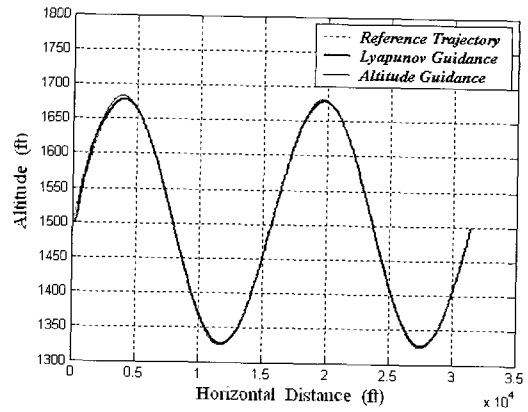


그림 21. 2차원 지형 추종 비행 궤적.  
Fig. 21. 2-dimensional terrain following flight trajectory.

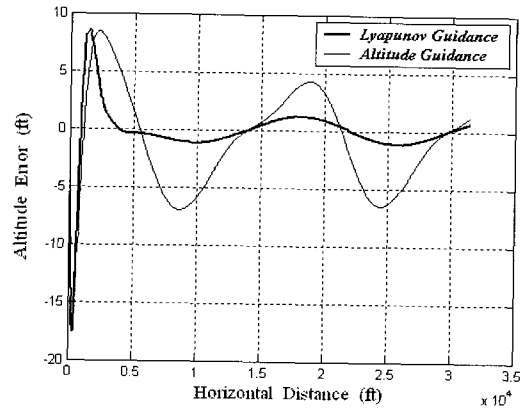


그림 22. 고도 오차 변화 추이.  
Fig. 22. Time histories of altitude errors.

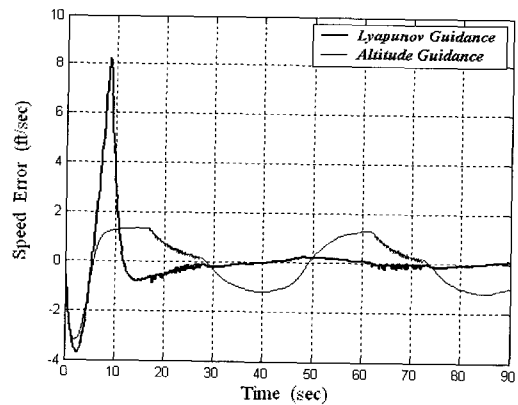


그림 23. 속도 오차 변화 추이.  
Fig. 23. Time histories of speed errors.

5. 정찰 및 감시 비행

본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용하여 무인항공기의 정찰(Reconnaissance) 및 감시(Surveillance) 비행을 위해 설계된 기준 궤적의 추종 성능 및 비행 특성을 분석하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 정찰 및 감시 비행을 위한 기준 궤적은 [7]에 제시된 궤적과 동일하게 설정하였다. 단 선회율은 항공기 특성을 고려하여  $2^\circ/\text{sec}$  로 수정하였다. 이와 같이 제시된 기준 궤적은 오염지역 감시나 어군 탐사와 같

이 특정 지역의 정보를 획득하기 위해 무인항공기를 운용하는 경우에 알맞은 임무 형상을 제공한다. 감시 및 정찰 비행 시뮬레이션을 위한 비행 시나리오는 항공기가 1500 ft의 고도에서 270 ft/sec의 속도를 가지는 정상 수평비행 상태에서 기준 궤적을 추종하는 상황을 설정하였

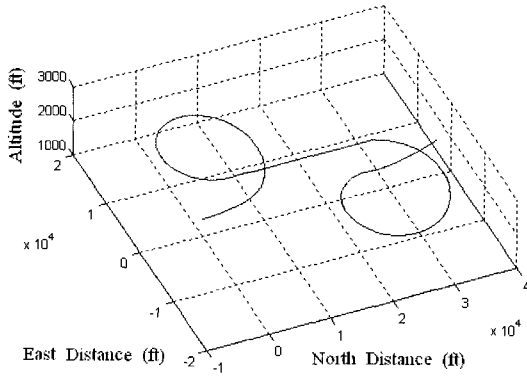


그림 24. 감시 및 정찰 비행 3차원 비행 궤적.  
Fig. 24. 3-dimensional flight trajectory of reconnaissance and surveillance flight.

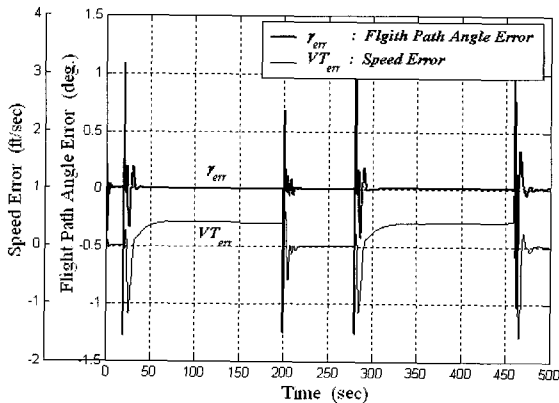


그림 25. 속도 및 비행 경로각 오차 변화 추이.  
Fig. 25. Time histories of speed and flight path angle error.

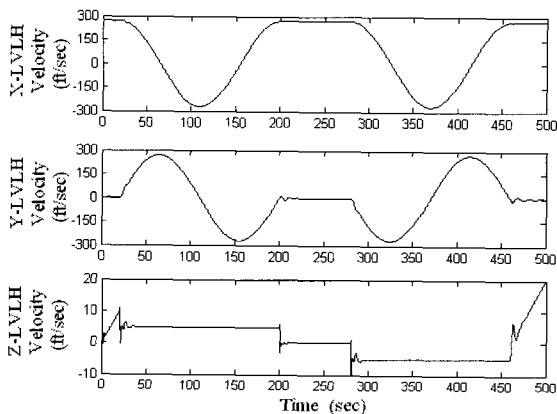


그림 26. 관성 좌표계상의 항공기 속도 성분.  
Fig. 26. Aircraft's velocity components in the inertial frame.

고, 시뮬레이션 결과는 그림 24-26에 도시하였다. 그림 24에서 본 논문에서 제안한 유도법칙을 적용한 결과 우수한 기준 궤적 추종 성능을 확인할 수 있으며, 그림 25를 통해서도 다른 비행 상태로 전이되는 과도상태에서 급격한 비행 경로각 및 속도 오차가 발생하지만 전반적인 추종 성능 역시 양호하다는 사실을 알 수 있다. 관성 좌표계에서의 속도 성분을 도시한 그림 26의 결과 역시 주어진 기준 궤적을 추종할 수 있도록 최적 설계된 제어기 구조와 가속도 유도명령을 갖는 [7]의 시뮬레이션 결과와 동일한 형태의 결과를 나타내고 있음을 확인할 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 Expected Miss Distance 개념 및 리아프노프 안정성 정리를 이용하여 3차원 공간상에서 임무 형상에 따라 설정된 기준 궤적을 추종할 수 있는 항공기 유도법칙을 제안하였으며, 제안된 유도법칙을 적용한 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 비선형 시뮬레이션을 통해 본 논문에서 제안한 유도법칙은 기준 궤적과 항공기의 위치 및 속도 오차를 완벽하게 반영하여 속도 및 비행 경로각 유도명령을 생성함으로써 기존의 유도방식에 비해 우수한 기준 궤적 추종 성능을 나타내고 있음을 확인할 수 있었다. 또한 본 논문에서 제안한 유도법칙은 기존 제어 시스템의 변경을 고려하지 않고도 용이하게 유도법칙을 적용할 수 있으며, 임무 형상에 적합한 기준 궤적의 설정에 따라 다양한 비행 시나리오 상황에 대하여 시뮬레이션을 수행할 수 있다는 장점을 가지고 있다.

향후 연구에서는 비선형 시뮬레이션 과정에서 측풍 및 돌풍과 같은 외부 교란력이 유도법칙의 성능에 미치는 영향을 분석하는 과정이 필요할 것으로 판단된다.

참고문헌

- [1] P. A. Gili and M. Battipede, "Adaptive neurocontroller for a nonlinear combat aircraft model," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 5, pp. 910-917, September-October, 2001.
- [2] S. -P. Shue, and R. K. Agawal, "Design of automatic landing systems using mixed  $H_2/H_\infty$  control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 1, pp. 103-114, January-February, 1999.
- [3] K. M. Nho and R. K. Agawal, "Automatic landing system design using fuzzy logic," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 23, no. 2, pp. 298-304, March-April, 2000.
- [4] R. E. Zelenka. Z. Yee. and A. Zirkler. "Flight test of radar altimeter enhancement for terrain-referenced guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 4, pp. 702-708, July-August, 1995.
- [5] C. D. Ozimina. S. K. Tayman. and H. E. Chaplin. "Flight control system design for a small unmanned aircraft," The American Control Conference, Seattle, Washington, June, 1995.

- [6] I. Kaminer, A. Pascoal, E. Hallberg, and C. Silvestre. "Trajectory tracking for autonomous vehicles: An integrated approach to guidance and control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 21, no. 1, pp. 29-38, January-February, 1998.
- [7] D. P. Boyle and G. E. Chamitoff. "Autonomous maneuver tracking for self-piloted vehicles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 1, pp. 58-67, January-February, 1999.
- [8] T. S. No, K. T. Chong, and D. W. Rho, "A Lyapunov function approach to longitudinal control of vehicles in a platoon," *IEEE Transaction on Vehicular Technology*, vol. 50, no. 1, pp. 116-124, January, 2001.
- [9] T. S. No, J. E. Jr. Cochran, and E.-G. Kim, "Bank-to-turn guidance law using Lyapunov function and nonzero effort miss," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 2, pp. 255-260, March-April, 2001.
- [10] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- [11] S. C. Chapra and R. P. Canale, *Numerical Methods for Engineers with Programming and Software Applications*, McGraw-Hill International Editions, 1998.
- [12] 민병문, "기동오차 개념을 이용한 임의형상 비행궤적 추종을 위한 유도법칙에 관한 연구", 석사학위논문, 전북대학교, 2002.



민 병 문

1973년 7월 25일생. 2001년 2월 전북대학교 항공우주공학과 졸업. 현재 전북대학교 대학원 항공우주공학과 재학 중. 관심분야는 비행 동력학 및 제어, 비행 시뮬레이션, 시스템 제어 및 응용, 항법유도 시스템.



노 태 수

1961년 2월 13일생. 1984년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1987년 미국 Auburn University 항공우주공학과 (공학석사). 1992년 미국 Auburn University 항공우주공학과(공학박사). 현재 전북대학교 기계항공시스템공학부 부교수. 관심분야는 궤도역학, 최적제어, 다몸체 동력학, 유도 기법.