

추적유도기법 기반 무인항공기 자동착륙 유도법칙 설계

Automatic Landing Guidance Law Design
for Unmanned Aerial Vehicles based on Pursuit Guidance Law

윤승호, 배세린, 한용수, 김현진, 김유단*
(Seungho Yoon, Selin Bae, Youngsoo Han, Hyoun Jin Kim, and Youdan Kim)

Abstract : This paper presents a landing controller and guidance law for net-recovery of fixed-wing unmanned aerial vehicles. A linear quadratic controller was designed using the system identification result of the unmanned aerial vehicle. A pursuit guidance law is applied to guide the vehicle to a recovery net with imaginary landing points on the desired approach path. The landing performance of a pure pursuit guidance, a constant pseudo pursuit guidance, and a variable pseudo pursuit guidance is compared. Numerical simulation using an unmanned aerial vehicle model was performed to verify the performance of the proposed landing guidance law.

Keywords : automatic landing, net-recovery unmanned aerial vehicle, pursuit guidance law

I. 서론

고정의 항공기의 착륙비행은 정밀한 유도와 제어성능을 요구한다. 보잉사에 따르면 고정의 항공기의 이착륙 소요시간이 전체 비행시간의 1% 내외임에도 불구하고, 이착륙 단계에서의 사고율이 약 70%에 달한다[1]. 이 때문에 대형항공기는 착륙유도를 위한 별도의 전자장비를 탑재하고 고성능의 활주로 전자장비를 이용하여, 미리 설계된 비행경로를 따라 활주로에 착륙한다. 그렇지만 소형 무인항공기는 공간과 비용의 제약 때문에 탑재된 관성센서, GPS 수신기, 영상센서만을 이용하여, 임무에 따라 활주로뿐만 아니라 그물망, 매트 등 다양한 장소에 착륙한다. 특히, 활주로 확보가 힘든 산악 지형이나 해상 선박, 또는 이동하는 차량에 착륙하기 위해서는 고전적인 활공(glide) 및 플레어(flare) 착륙 외에 능동적이고 유연한 자동착륙 유도 및 제어기법이 필요하다. 본 연구에서는 유도탄의 유도기법을 응용하여 그물망에 자동으로 착륙하기 위한 무인항공기 유도법칙을 설계한다.

유도탄의 대표적인 2점 유도기법은 추적유도기법(pursuit guidance law)과 비례항법유도기법(proportional navigation guidance law)이다. 추적유도기법은 원리와 구조가 단순한 고전적인 유도기법이고, 비례항법유도기법은 시선각 변화율을 이용하여 이동하는 목표물에 적합한 유도기법이다[2]. 이러한 유도기법은 유도탄 뿐만 아니라 항공기의 경로생성 및 유도에도 적용되어 왔다. 무인항공기 간의 시선각을 이용하여 편대 비행의 유도를 수행하였고[3], 항공기 선회의 역학적인 관계와 비례항법유도를 결합하여 외란에 강건한 횡방향 유도법칙이 연구되었다[4]. 또한 시선각과 잔여 도달시간을 이용한 항공기 착륙유도 연구가 수행되었다[5]. 본 연구에서는 정지되어 있는 지상의 그물망 표적에 대하여 추적유도기법을 이

용한 자동착륙 유도법칙을 제안한다. 이 과정에서 그물망 착륙을 위한 요구사항을 분석하고, 시선각과 상대거리 정보만을 이용하여 유도명령을 생성할 수 있는 자동착륙 유도법칙을 설계한다. 특히, 사전에 설계된 착륙경로 대신, 임의의 시작점에서도 부드럽게 그물망으로 착륙할 수 있도록 착륙제어를 설계한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II 장에서는 그물망 자동착륙을 위한 무인항공기 모델과 선형최적제어기를 설명한다. III 장에서는 추적유도기법을 이용하여 그물망 착륙에 적합한 자동착륙 유도법칙을 설계한다. IV 장에서는 무인항공기 자동착륙 시뮬레이션을 수행하여 제안한 자동착륙 유도법칙의 성능을 검증한다. V 장에서는 본 연구에 대한 결론과 향후 연구내용을 정리한다.

II. 그물망 착륙을 위한 무인항공기 자동착륙 제어기 설계

그물망 자동착륙 시스템은 자동비행이 가능한 고정의 무인항공기, 그물망 위치를 인식하는 센서, 그리고 지상의 그물망으로 구성된다. 본 연구에서는 그물망의 위치가 정확하게 인식되었다는 가정 하에 고정의 무인항공기의 자동착륙 유도법칙을 설계하였다. 그림 1은 무인항공기와 지상 그물망간의 3차원 관계를 나타낸다.

본 연구에서는 항공기 6자유도 운동방정식 중에서 횡방향 운동은 평형상태로 가정하였다. 즉, 측방향 힘과 옆미끄럼각,

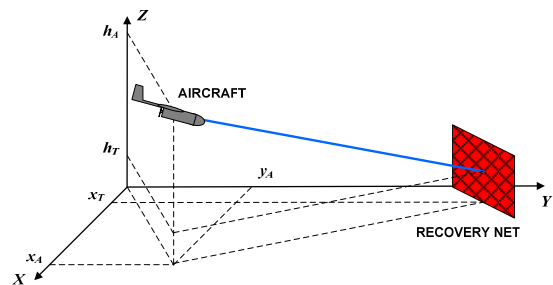


그림 1. 무인항공기의 그물망 자동착륙.

Fig. 1. 3-dimensional geometry from the aircraft in the air to the recovery net on the ground.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

윤승호, 한용수, 배세린, 김현진, 김유단 : 서울대학교 공과대학 기계항공공학부(shyun80@snu.ac.kr/psbs11@gmail.com/newhys37@snu.ac.kr/hjinkim@snu.ac.kr/ydkim@snu.ac.kr)

※ 이 논문은 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10017-0).

롤각, 롤 각속도와 요각속도를 모두 0으로 가정한 후에 종방향 운동만을 고려하여 운동방정식을 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{V} = g(-\sin\theta \cos\alpha + \sin\alpha \cos\theta) + \frac{\cos\alpha}{m}(X_A + X_T) + \frac{\sin\alpha}{m}(Z_A + Z_T) \quad (1)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{g}{V}(\sin\alpha \sin\theta + \cos\alpha \cos\theta) + q - \frac{\sin\alpha}{mV}(X_A + X_T) + \frac{\cos\alpha}{mV}(Z_A + Z_T) \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3)$$

$$\dot{q} = I_q M \quad (4)$$

여기서 V 는 항공기 속도, g 는 중력계수, m 은 항공기 질량, I_q 는 y 축에 대한 관성모멘트, α 는 받음각, θ 는 피치각, q 는 피치각속도, M 은 피치모멘트, X_A, Z_A 는 각각 x, z 축 방향의 공기역학적인 힘, X_T, Z_T 는 각각 x, z 축 방향의 추력에 의한 힘이다.

본 연구에서 고려된 무인항공기는 48cc가솔린 엔진을 사용하는 동체길이 2m, 날개길이 2.3m의 고정익 항공기이다. 자동착륙 시뮬레이션에 사용된 무인항공기 모델은 시스템 인식 비행시험을 수행하여 획득하였다. 주파수 영역에서의 시스템 인식은 비행시험 자료를 고정밀 푸리에 변환(fourier transform)으로 변환한 후, 방정식 오차(equation error) 기법을 적용하였다[6]. 더블렛(doublet) 제어입력을 인가하여 획득한 무인항공기 종방향 모델은 다음과 같다.

$$\dot{x} = A_{long}x + B_{long}u \quad (5)$$

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0.5135 & 1.9337 & -1.0395 & -0.2923 \\ -0.8616 & -5.5434 & 0 & 1.6953 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0 \\ 0 & -6.2601 & 0 & -4.7218 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} -0.0812 & -0.5793 \\ 0.1579 & 1.6257 \\ 0 & 0 \\ -1.1606 & -20.7186 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$x = [V \quad \alpha \quad \theta \quad q]^T \quad (8)$$

$$u = [\delta_i \quad \delta_e]^T \quad (9)$$

여기서 A_{long} 는 종방향 시스템 행렬, B_{long} 는 종방향 입력행렬이다. 상태변수 x 는 속도 V , 받음각 α , 피치각 θ , 피치각속도 q , 입력변수 u 는 엘리베이터 변위각 δ_e , 추력 변위 δ_i 이다.

식 (5)-(9)를 이용하여 그림 1과 같이 공중의 (x_A, y_A, h_A) 에 위치한 무인항공기를 지상의 (x_r, y_r, h_r) 에 위치한 그물망으로 유도하기 위한 선형최적제어를 설계하였다. 자동착륙 선형최적제어기는 식 (10)과 같은 성능지수를 이용하여 기준 비행경로각으로부터 계산되는 거리오차와 기준 속도와의 속도오차를 0으로 제어한다[7].

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (q\tilde{e}^T\tilde{e} + \tilde{u}^T\tilde{u})dt + \frac{1}{2}v\tilde{e}^T\tilde{e} \quad (10)$$

여기서 \tilde{e} 는 추종오차의 평형(trim)항이고, \tilde{e}, \tilde{u} 는 추종오차와 상태변수의 섭동(deviation)항이다. q 와 v 는 각각 추종오차와 입력변수에 대한 가중치 행렬이다. 설계된 제어입력의 형태와 제어이득은 식 (11)~(13)과 같다.

$$u = -K_{long}y \quad (11)$$

$$y = [x_v \quad x_d \quad \epsilon_d \quad q \quad \theta \quad e_v \quad e_d]^T \quad (12)$$

$$K_{long} = 10^{-3} \times \begin{bmatrix} 0.0043 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0018 & 0 \\ 0 & -3.6891 & 0.3500 & 0.0007 & 0.0034 & 0 & -0.0423 \end{bmatrix} \quad (13)$$

여기서 출력변수 y 의 e_v 는 속도 오차이고, e_d 는 기준경로로부터의 이탈거리 오차이다. x_v, x_d, ϵ_d 는 각각 추종오차 e_v, e_d 의 적분값이다.

III. 추적유도기법 기반 자동착륙 유도법칙 설계

1. 순수 추적유도기법 기반 자동착륙 유도법칙

순수 추적유도기법(pure pursuit guidance law)은 고전적인 유도기법으로 항공기 동체의 방향 또는 속도벡터의 방향이 항상 목표물을 향하도록 유도명령을 생성하는 기법이다. 순수 추적유도기법을 이용하여 무인항공기의 종방향 자동착륙 유도법칙을 설계하려면 무인항공기의 비행경로각이 그물망까지의 시선각과 일치하도록 유도명령을 생성하면 된다. 무인항공기로부터 그물망까지의 종방향 시선각 λ_{long} 는 그림 2에서 나타내었듯이 무인항공기의 고도 h_A 와 그물망의 고도 h_r , 그리고 무인항공기로부터 그물망까지의 직선거리 R_{xz} 로부터 식 (14)와 같이 계산된다.

$$\lambda_{long} = \sin^{-1}\left(\frac{h_A - h_r}{R_{xz}}\right) \quad (14)$$

따라서 종방향 시선각과 비행경로각의 차이를 0으로 제어하기 위한 비행경로각 명령 γ_d 를 다음 식과 같이 정의한다.

$$\dot{\gamma}_d = K_\gamma (\lambda_{long} - \gamma) \quad (15)$$

여기서 γ 는 무인항공기의 현재 비행경로각이고, K_γ 는 종방향 유도이득이다. 이와 같이 무인항공기가 그물망을 향하여 순수 추적유도기법의 비행경로각 명령을 따라 비행할 경우, 그림 3과 같이 그물망을 향해 직선으로 비행하게 된다. 이처럼 직선을 따라 착륙하면 활주거리가 충분하지 않을 경

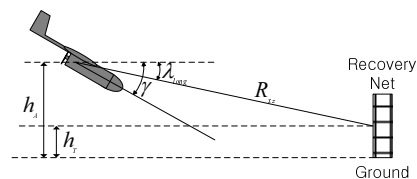


그림 2. 무인항공기로부터 그물망까지의 종방향 운동. Fig. 2. Longitudinal landing geometry to the recovery net.

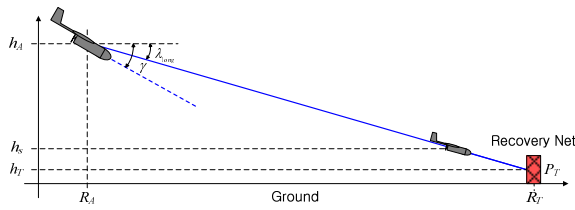


그림 3. 순수 추적유도기법에 따른 자동착륙 비행궤적.
Fig. 3. Landing trajectory based on the pure pursuit guidance.

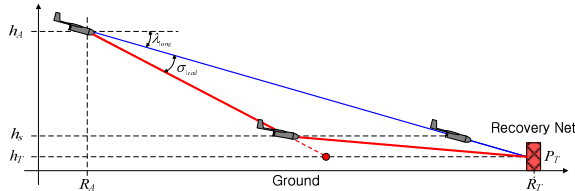


그림 4. 순수/앞섬 추적유도기법에 따른 자동착륙 비행궤적.
Fig. 4. Landing trajectory based on the pure/lead pursuit guidance.

우 그물망에 대한 입사각이 커지게 된다. 따라서 무인항공기가 그물망 면에 수직으로 입사하기 위해서는 착륙 초기에 최대한 강하하여 고도를 낮추고, 특정고도 또는 그물망까지의 특정거리 이하에서는 그물망을 향하여 비행해야 한다.

이를 위해 그림 4와 같이 착륙단계를 활공(glide)과 플레어(flare)의 두 단계로 나누어 착륙 유도명령을 생성한다. 활공 단계에서는 종말유도 성능을 향상시키기 위하여 순수 추적유도기법에 앞섬각(lead angle)을 적용한 앞섬 추적유도기법(lead pursuit guidance law)기법이 적용되었다. 활공 단계에서의 앞섬각 σ_{lead} 는 무인항공기의 최대강하각을 고려하여 설정되는 상수이고, 비행경로각 명령 γ_d 는 다음 식과 같이 정의된다. 앞섬각 σ_{lead} 는 활공 단계에서 0이 아닌 양의 상수이고, 플레어 단계에서는 0이다.

$$\dot{\gamma}_d = K_\gamma [\lambda_{long} - \gamma + \sigma_{lead}] \quad (16)$$

본 연구에서는 이와 같이 기존의 추적유도기법을 이용하여 무인항공기의 자동착륙 유도법칙을 원거리 유도과 근거리 유도의 두 단계로 나누어 설계하였다. 순수 추적유도기법만을 적용할 경우 착륙이 인가되는 시점에서의 시선각이 비행경로각 유도명령으로 입력되고 그물망까지 일직선으로 비행하기 때문에, 초기 시선각이 클수록 그물망 입사각 또한 크게 된다. 따라서 원거리에서는 앞섬 추적유도기법을 이용하여 그물망의 수직선에 최대한 접근하고, 근거리에서 순수 추적유도기법으로 전환하여 추적유도기법의 초기 시선각과 충돌각을 최소화 하도록 한다.

2. 의사 추적유도기법 기반 자동착륙 유도법칙 설계

전 절에서 설계한 순수/앞섬 추적유도기법만을 사용하여 자동착륙을 실행할 경우, 앞섬각의 크기와 활공/플레어 단계 전환 시점을 어떻게 정의하는가에 따라 착륙궤적이 변하게 된다. 그리고 이를 설계할 때는 착륙이 인가되는 때 시점의 무인항공기 고도와 속도도 고려되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 착륙단계를 두 단계로 나누지 않고, 추적유도기법에

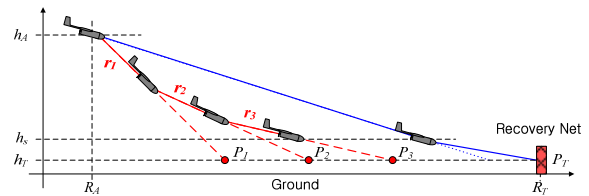


그림 5. 의사 추적유도기법에 따른 자동착륙 비행궤적.
Fig. 5. Landing trajectory based on the pseudo pursuit guidance.

의한 착륙 유도명령이 연속적으로 변화하는 의사 추적유도기법(pseudo pursuit guidance law)을 고려하였다.

의사 추적유도기법을 이용한 무인항공기의 종방향 자동착륙 유도법칙은 희망 비행경로 상의 가상목표점을 추종한다는 점에서 기존에 연구된 의사 비례항법유도(pseudo proportional navigation guidance)과 유사하다. 그림 5는 순수/앞섬 추적유도기법을 이용한 자동착륙 비행궤적과 의사 추적유도기법을 이용한 자동착륙 비행궤적을 비교한 것이다.

그림 5에서 직선 $\overline{P_0P_T}$ 는 무인항공기가 그물망으로 입사하고자 하는 희망 비행경로이고, 점 $P_i (i=1,2,3,\dots,n)$ 는 현재의 무인항공기 위치로부터 반경 $r_i (i=1,2,3,\dots,n)$ 의 거리에 있는 희망 비행경로 상의 가상목표점이다. 따라서 식 (14)의 종방향 시선각은 식 (17)에서 정의하는 가상 시선각 λ_{long}' 으로 대체되고, 비행경로각 명령 γ_d 는 식 (18)과 같이 정의된다.

$$\lambda_{long}' = \sin^{-1} \left(\frac{h_A - h_T}{r_i} \right) \quad (17)$$

$$\dot{\gamma}_d = K_\gamma (\lambda_{long}' - \gamma) \quad (18)$$

여기서 최초의 반경 r_1 은 착륙인가 시점에서 무인항공기의 최대 강하각을 고려하여 설정되는 상수이고, 이로부터 매 순간 새로운 가상목표점이 계산된다. 즉, 무인항공기는 반경 r_1 을 따라 가상목표점 P_1 을 향해 비행하고, 다음 순간 반경 r_2 를 따라 가상목표점 P_2 을 향해 비행한다. 그 다음 순간에는 반경 r_3 를 따라 가상목표점 P_3 을 향해 비행한다. 이와 같이, 활공 단계와 플레어 단계에서 직선으로 비행하는 순수/앞섬 추적유도기법과는 달리, 의사 추적유도기법에 의한 자동착륙 비행궤적은 초반에 최대한 강하하여 점차적으로 희망 비행 경로에 수렴하는 형태이다. 따라서 앞섬각의 크기, 활공/플레어 단계변환 시점을 정의할 필요가 없고, 지수함수 형태와 같은 곡선의 착륙궤적을 설계할 수 있다.

기존에 연구된 의사 비례항법유도의 경우 가상목표점을 계산하기 위한 반경 r_i 가 일정하기 때문에, 자동착륙을 위한 추적유도기법에 이를 적용할 경우 그물망 착륙상황에서 그림 6과 같이 무인항공기가 그물망의 중심에 수렴하지 못하는 현상이 발생한다. 이와 같이 무인항공기가 그물망의 중심에 수렴하지 못하는 이유는 무인항공기가 그물망에 근접하는 과정에서 그물망의 뒤편에 가상목표점이 생성되기 때문이다.

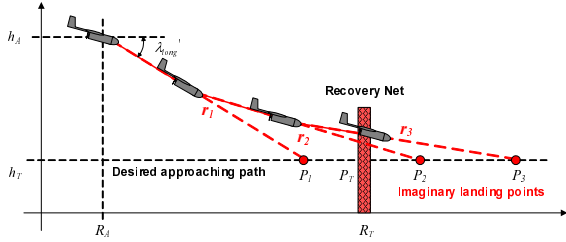


그림 6. 무인항공기가 그물망에 근접하였을 경우 일정 반경 의사 추적유도기법에 의한 착륙궤적의 한계.

Fig. 6. Undesired landing trajectory near the recovery net when using the constant pseudo pursuit guidance.

본 연구에서는 가상목표점을 계산하기 위한 반경 r_i 가 상수로 정의되었던 기존 의사 비례항법유도와는 달리, 무인항공기가 그물망에 가까이 갈수록 반경 r_i 가 그림 2에서 정의된 무인항공기로부터 그물망까지의 직선거리 R_x 로 대체되도록 하였다. 즉, 무인항공기가 그물망으로부터 충분히 멀리 떨어져 있을 경우는 가상목표점을 향해 착륙하고, 그물망에 근접할수록 실제 그물망을 향해 착륙하도록 하는 것이다. 가상목표점을 생성하기 위한 반경 $r(t)$ 는 상수가 아닌 다음과 같은 삼차함수로 정의한다.

$$r_i(t) = \left((k_{descent} - 1) \frac{\|R_T - R_A(t)\|^2}{\|R_T - R_A(t_0)\|^2} + 1 \right) (R_T - R_A(t)) \quad (19)$$

여기서 $r(t)$ 는 매 순간 계산되는 반경변수이고, $R_A(t)$ 는 매 순간 무인항공기의 수평위치, $R_A(t_0)$ 는 착륙명령이 인가된 시점의 무인항공기 수평위치, R_T 는 그물망의 수평위치이다. 그리고 $k_{descent}$ 는 무인항공기의 최대 강하각을 고려하여 상수로 설정되는 강하계수이다. 따라서 착륙명령이 인가된 시점 t_0 에서의 반경 $r(t_0)$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$R_A(t) = R_A(t_0) \quad (20)$$

$$r(t_0) = k_{descent} (R_T - R_A(t_0)) \quad (21)$$

이 때, 강하계수 $k_{descent}$ 는 다음과 같이 최대 강하각 조건을 만족하는 범위에서 설정된다.

$$\frac{h_A(t_0) - h_T}{\sin \gamma_{max}} < r(t_0) < R_T - R_A(t_0) \quad (22)$$

$$\frac{h_A(t_0) - h_T}{(R_T - R_A(t_0)) \sin \gamma_{max}} < k_{descent} < 1 \quad (23)$$

여기서 γ_{max} 는 무인항공기가 착륙단계에서 운용가능한 최대 강하각이고, $h_A(t_0)$ 와 $h_T(t_0)$ 는 각각 착륙명령이 인가된 시점에서의 무인항공기와 그물망 고도이다. 그리고 무인항공기가 그물망에 근접할수록 반경 $r(t)$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{\|R_T - R_A(t)\|^2}{\|R_T - R_A(t_0)\|^2} \approx 0 \quad (24)$$

$$r(t) \approx R_T - R_A(t) \quad (25)$$

이와 같이 상수가 아닌 변수 $r(t)$ 를 이용하여 가상목표점을 계산할 경우, 무인항공기의 착륙단계를 구분하지 않고 착륙 초반에는 최대한 강하하여 고도를 줄이고 후반에는 희망 비행경로에 수렴하는 착륙궤적이 설계 가능하다.

IV. 수치 시뮬레이션 결과 및 분석

본 논문에서는 제안한 자동착륙 유도법칙의 성능을 검증하기 위하여 무인항공기 모델을 이용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 무인항공기는 자동착륙을 위하여 단계적으로 고도를 낮추게 되고, 고도 40m가 되면 그물망으로의 착륙명령이 인가된다. 이후, 고도 40m에서 지상의 그물망까지의 자동착륙 시뮬레이션을 통하여 추적유도기법 기반의 자동착륙 유도성능을 비교하였다. 착륙명령이 인가되는 시점에서 무인항공기의 속도는 24.23m/s이며, 무인항공기의 실속을 방지하기 위하여 20.0m/s 이상을 유지하도록 한다. 그물망은 무인항공기의 전방 300m에 위치하고 있으며, 지상으로부터 3m 높이에 설치되어 있다. 그물망의 크기가 4m이므로 무인항공기는 전방 300m 지점에서 지상으로부터 최소 2m, 최대 5m인 지점을 통과하여야 한다. 이때, 안전하고 성공적인 그물망 회수를 위하여 그물망에 대한 무인항공기의 입사각은 $-1^\circ \sim +5^\circ$ 이내이어야 한다.

순수 추적유도기법을 이용한 자동착륙 비행궤적을 그림 7에 나타내었다. 순수 추적유도기법을 이용한 자동착륙에서는 착륙명령이 인가된 시점에서 그물망에 대한 시선각을 추종하도록 유도명령이 생성되므로, 현재 위치로부터 그물망까지 직선으로 비행한다. 그러므로 그림 7과 같이 비행경로각 유도명령이 시선각을 따라 일정하게 수렴한다. 식 (13)에서 비행경로각 유도명령을 생성하기 위한 유도이득 K_γ 는 0.13으로 설정하였다.

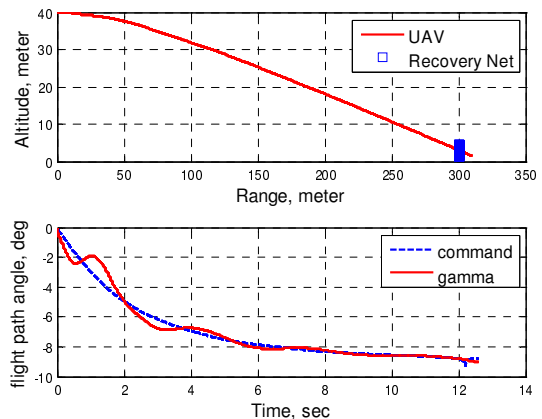


그림 7. 순수 추적유도기법 기반 자동착륙: 고도 (위), 비행경로각 유도명령과 비행경로각 (아래).

Fig. 7. Automatic landing based on the pure pursuit guidance: altitude (top), guidance command, and flight path angle (bottom).

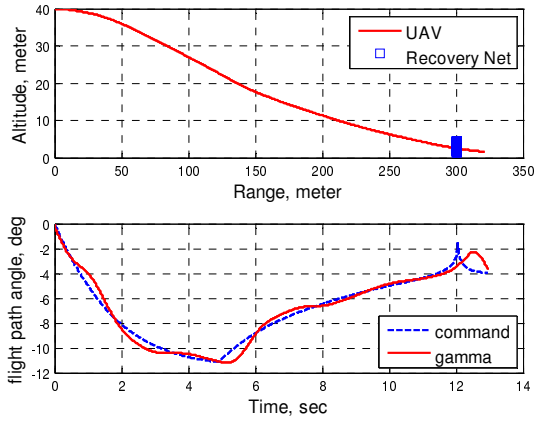


그림 8. 순수/앞섬 추적유도기법 기반 자동착륙: 고도(위), 비행경로각 유도명령과 비행경로각(아래).

Fig. 8. Automatic landing based on the pure and lead pursuit guidance: altitude (top), guidance command, and flight path angle (bottom).

시뮬레이션 결과를 살펴보면, 수평 이동거리가 300m 인 지점에서 그물망의 중심으로부터 0.08m인 지점을 통과하였지만, 그물망에 대한 입사각이 수평면으로부터 8.88° 이고, 충돌속도가 25.86m/s이었다. 이는 무인항공기가 직선을 따라 비행하면서 비행속도가 꾸준히 증가하였고, 그물망에 대한 입사각도 적절하게 조절되지 못하였기 때문이다.

착륙 초반에 고도를 충분히 낮추기 위하여 식 (16)의 앞섬각을 고려한 자동착륙 비행계획을 그림 8에 나타내었다. 앞섬각은 5°로 설정하였고, 착륙거리 300m 중 120m를 지나는 단계에서 순수 추적유도기법으로 전환된다. 그러므로 비행경로각 유도명령이 약 5초를 기준으로 앞섬 추적유도기법에 의한 명령과 순수 추적유도기법에 의한 명령으로 구분되어 생성된다.

시뮬레이션 결과를 살펴보면, 순수 추적유도기법의 경우와 비교하여 그물망에 대한 입사각은 8.88°에서 3.39°로 감소하였고, 충돌속도는 25.86m/s에서 23.96m/s로 감소하였다. 수평 이동거리가 300m인 지점에서 그물망의 중심으로부터 0.45m인 지점을 통과하며, 순수 추적유도기법의 경우보다 충돌거리 오차가 다소 증가하였다. 그리고 활공 단계에서 플레어 단계로 전환되는 순간 유도명령과 제어입력이 부드럽게 전환되지 못하고, 앞섬각이 크거나 전환 시점이 늦을 경우 그물망에 도달하지 못하는 경우가 발생한다.

보다 유연한 착륙계획을 생성하기 위하여, 일정 반경의 의사 추적유도기법을 이용한 자동착륙 비행계획을 그림 9에 나타내었다. 무인항공기는 매 시점 현재 위치로부터 일정 거리에 있는 희망 비행경로 상의 가상목표점을 추종하며 비행한다. 이때, 희망 비행경로는 그물망에 수직인 직선이다. 의사 추적유도기법을 이용한 자동착륙에서는 실제 그물망 대신 그보다 가까운 거리의 가상착륙점을 추종하도록 유도명령이 생성되므로, 순수 추적유도기법에 의한 직선 착륙보다 착륙 초기에 더 하강하게 된다. 따라서 그림 9와 같이 착륙 초기에 비행경로각 유도명령이 더 크게 생성되며, 이후 비행경로각 명령이 감소하면서 무인항공기는 그물망에 수직인

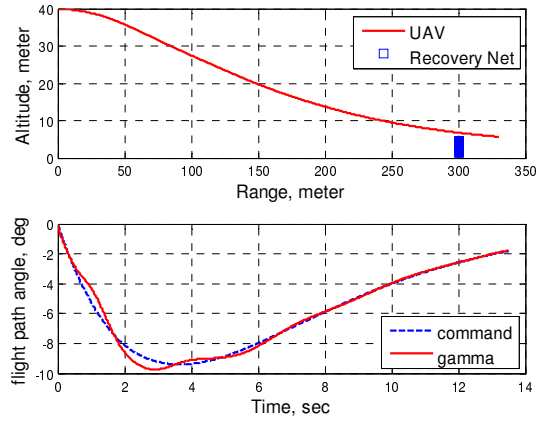


그림 9. 일정 반경을 이용한 의사 추적유도기법 기반 자동착륙: 고도(위), 비행경로각 유도명령과 비행경로각(아래).

Fig. 9. Automatic landing based on the constant pseudo pursuit guidance: altitude (top), guidance command, and flight path angle (bottom).

희망 비행경로에 부드럽게 수렴한다. 식 (17)의 가상착륙점을 계산하기 위한 반경 r_i 는 160m로 설정하였다.

시뮬레이션 결과를 살펴보면, 순수 추적유도기법의 경우와 비교하여 그물망에 대한 입사각은 8.88°에서 2.47°로 감소하였고, 충돌속도는 25.86m/s에서 23.37m/s로 감소하였다. 그러나, 수평 이동거리가 300m 인 지점에서 그물망의 중심로부터 3.80m인 지점을 통과하면서 그물망 착륙에 실패하였다. 이는 고도 강하가 충분히 이루어지지 않은 상태의 무인항공기가 가상착륙점 생성을 위한 반경 거리보다 가깝게 그물망에 접근하면서 그물망의 뒤편에 가상목표점이 생성되었기 때문이다. 이와 같은 현상을 보완하기 위하여 본 연구에서는 일정 반경 대신 삼차함수 형태의 반경을 이용한 의사 추적유도기법이 제안되었고, 이를 이용한 자동착륙 비행계획을 그림 10에 나타내었다.

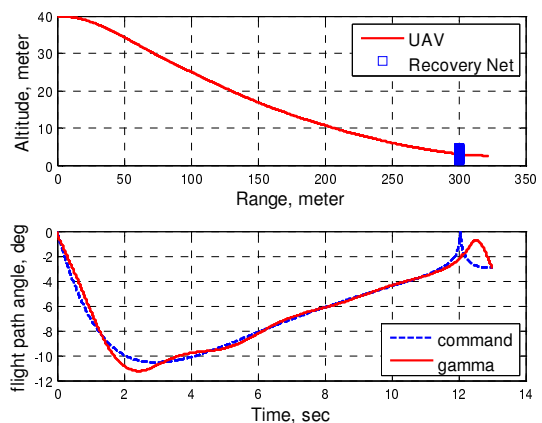


그림 10. 삼차함수 반경을 이용한 의사 추적유도기법 기반 자동착륙: 고도(위), 비행경로각 유도명령과 비행경로각(아래).

Fig. 10. Automatic landing based on the variable pseudo pursuit guidance: altitude (top), guidance command, and flight path angle (bottom).

식 (19)와 같은 삼차함수 형태의 반경 $r(t)$ 를 이용하여 가상 착륙점을 생성하면, 착륙 초기에는 실제 그물망보다 가까운 가상착륙점을 향하여 급격하게 하강하고, 그물망에 접근할수록 그물망을 향하여 하강하게 된다. 따라서 그림 10과 같이 착륙 초기에 일정 반경 의사 추적유도기법의 경우보다 1.2° 정도 큰 비행경로각 유도명령이 계산되고, 그물망에 가까워 질수록 순수 추적유도기법의 경우와 유사한 형태로 그물망을 향하여 착륙한다. 식 (19)의 강하계수는 항공기의 운용한계를 고려하여 다음과 같이 설정하였다.

$$k_{descent} = 0.35 \quad (26)$$

시뮬레이션 결과를 살펴보면, 수평 이동거리가 300m 인 지점에서 그물망의 중심으로부터 0.005m인 지점을 통과하여 가장 정밀한 자동착륙을 수행하였고, 입사각도 2.47° 에서 2.13° 로 감소하였다. 동시에 충돌속도도 초기속도인 24.23m/s보다 작은 23.56m/s으로 감소되었다. 이는 착륙초기에 급격히 하강하여 고도를 충분히 낮추었고, 이후에는 삼차함수 형태의 반경을 이용하여 그물망의 중심을 향해 비행했기 때문이다. 삼차함수 형태의 반경을 이용한 의사 추적유도기법의 시간에 따른 고도와 속도변화를 그림 11에 나타내었으며, 시간에 따른 피치 각속도, 피치각, 받음각의 변화를 그림 12에 나타내었다. 그림 13에는 시간에 따른 엔진출력과 엘리베이터 변위각을 나타내었다.

표 1에 순수 추적유도기법, 순수/앞섬 추적유도기법, 일정 반경 의사 추적유도기법, 삼차함수 반경 의사 추적유도기법에 의한 자동착륙 유도성능을 비교하여 정리하였다. 순수 추적유도기법과 삼차함수 반경 의사 추적유도기법의 그물망 충돌거리 오차는 0.1m이내인 반면, 일정 반경 의사 추적유도기법의 충돌거리 오차는 3m이상으로 그물망을 넘어가는 결과를 보였다. 이는 무인항공기가 그물망에 접근하면서 가상 착륙점이 그물망 뒤편에 생성되었기 때문이다. 또한, 순수 또는 앞섬 추적유도기법의 경우 그물망에 대한 입사각이 3° 이상인 반면, 가상착륙점을 이용한 의사 추적유도기법의 입사각은 2.5° 이하이다. 결과적으로 본 논문에서 제안된 삼차함수 반경 의사 추적유도 자동착륙이 충돌거리 오차, 그물망 입사각, 충돌속도 측면에서 가장 우수한 성능을 나타내었다.

표 1. 자동착륙 유도기법의 그물망 유도성능 비교.

Table 1. Landing performance comparison for pure, pure/ lead, constant pseudo, and variable pseudo pursuit guidance.

	순수 추적유도	순수/앞섬 추적유도	일정 반경 의사추적유도	삼차함수 반경 의사추적유도
충돌거리 오차(m)	0.0840	0.4514	3.7963	0.0049
입사각 (°)	8.8836	3.3879	2.4696	2.1275
충돌속도 (m/s)	25.8617	23.9568	23.3656	23.5641

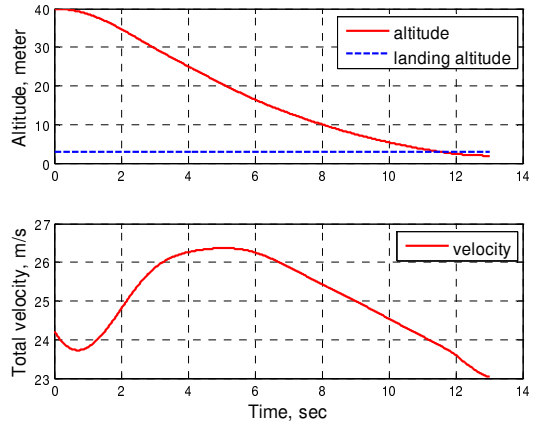


그림 11. 삼차함수 반경을 이용한 의사 추적유도기법 기반 자동착륙: 무인항공기 고도와 그물망 고도 (위), 속도 (아래).

Fig. 11. Automatic landing based on the variable pseudo pursuit guidance: altitude (top), velocity (bottom).

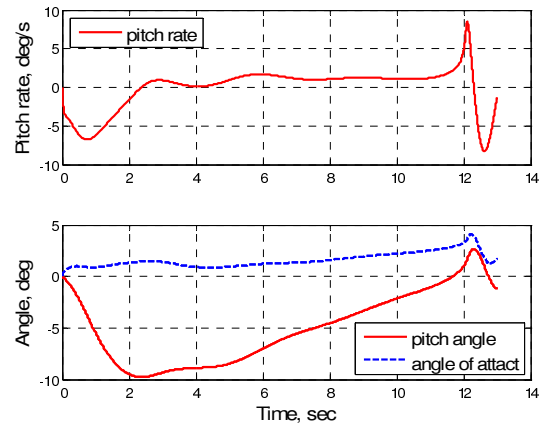


그림 12. 삼차함수 반경을 이용한 의사 추적유도기법 기반 자동착륙: 피치 각속도 (위), 피치각과 받음각 (아래).

Fig. 12. Automatic landing based on the variable pseudo pursuit guidance: pitch rate (top), pitch angle and angle of attack (bottom).

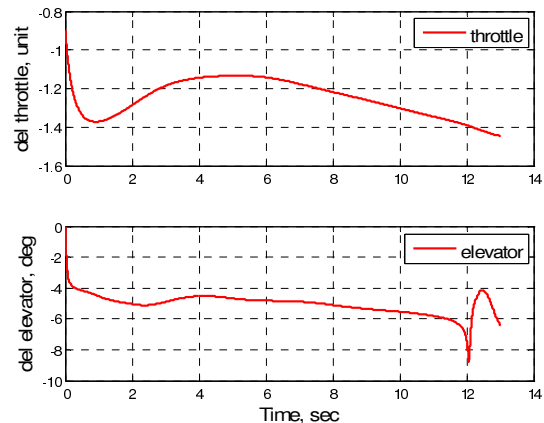


그림 13. 삼차함수 반경을 이용한 의사 추적유도기법 기반 자동착륙: 엔진출력 (위), 엘리베이터 변위각 (아래).

Fig. 13. Automatic landing based on the variable pseudo pursuit guidance: engine throttle (top), elevator deflection (bottom).

V. 결론

본 연구에서는 정지되어 있는 지상의 그물망에 고정익 무인항공기가 자동으로 착륙하기 위한 유도법칙을 제안하였다. 무인항공기의 시스템 인식 비행시험을 수행하여 종방향 모델을 획득하였고, 이를 이용하여 자동착륙 선형최적제어를 설계하였다. 추적유도기법을 응용하여 시선각과 상대거리 정보만을 이용하여 유도명령을 생성하였고, 가상착륙점을 정의하여 착륙궤적을 유연하게 설계하였다. 일정 반경 대신 남은 거리에 대한 삼차함수 형태의 반경을 이용한 의사 추적유도기법을 제안하여, 그물망 입사각과 충돌거리 오차를 최소화하였다. 고정익 무인항공기 모델의 자동착륙 시뮬레이션을 수행하여, 제안한 자동착륙 유도법칙의 성능을 검증하였다.

참고문헌

[1] A. S. Division, "Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents: Worldwide Operations 1959-2001," *Boeing Commercial Airplane, Seattle, Washington*, pp. 17, 22, Jun. 2002.

[2] C. Lin, *Modern Navigation, Guidance and Control Processing*, vol. II, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, Chap. 6, NJ, 1991.
 [3] M. J. Tahk, C. S. Park, and C. K. Ryoo, "Line-of-Sight Guidance Laws for Formation Flight," *Journal of Guidance, Control, and Navigation*, vol. 28, no. 4, pp. 708-716, 2005.
 [4] S. Park, "Avionics and Control System Development for Mid-Air Rendezvous of Two Unmanned Aerial Vehicles," Ph.D. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 2004.
 [5] C. A. Kluever, "Unpowered Approach and Landing Guidance with normal Acceleration Limitation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 3, pp. 882-885, 2007.
 [6] 한용수, 신중호, 김유단, 김현진, "시간영역 및 주파수 영역에서의 무인항공기 시스템 식별," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 제주도, 한국, Nov. 2007.
 [7] 배세린, 윤승호, 김유단, "무인항공기 그물망 착륙을 위한 영상정보 기반 의사 추적유도법칙 설계," 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 강원도, 한국, Apr. 2008.



윤 승 호

2004년 KAIST 항공우주공학과(공학사). 2004년~현재 서울대학교 기계항공공학부 박사과정 재학중. 관심분야는 무인항공기 유도제어, 강건적응제어, 고장진단 및 관리시스템.



배 세 린

2007년 서울대학교 기계항공공학부(공학사). 2007년~현재 서울대학교 항공공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 무인항공기 자동착륙 시스템 설계, 최적제어.



한 용 수

2004년 세종대학교 기계항공우주공학부(공학사). 2006년 서울대학교 기계항공공학부(공학석사). 2006년~현재 서울대학교 기계항공공학부 박사과정 재학중. 관심분야는 항공기 상태추정 및 필터링, 시스템 인식.



김 현 진

1995년 KAIST 기계공학과(공학사). 1999년 UC Berkeley 기계공학과(공학석사). 2001년 UC Berkeley 기계공학과(공학박사). 2004년~현재 서울대학교 기계항공공학부 조교수. 관심분야는 지능제어, 무인비행체, 로봇 및 MEMS/NEMS 제어, 학습이론.



김 유 단

1983년 서울대학교 항공공학과(공학사). 1985년 서울대학교 항공공학과(공학석사). 1990년 Texas A&M University 항공우주공학(공학박사). 1992년~현재 서울대학교 기계항공공학부 교수. 관심분야는 항공기, 위성체, 발사체 유도제어시스템 설계.