

論文

무인항공기 자동착륙을 위한 나선형 강하궤적 및 종말유도 설계

윤승호*, 김현진**, 김유단**

Homing Guidance Law and Spiral Descending Path Design
for UAV Automatic Landing

Seungho Yoon*, H. Jin Kim** and Youdan Kim**

ABSTRACT

This paper presents a spiral descending path and a landing guidance law for net-recovery of a fixed-wing unmanned aerial vehicle. The net-recovery landing flight is divided into two phases. In the first phase, a spiral descending path is designed from an arbitrary initial position to a final approaching waypoint toward the recovery net. The flight path angle is controlled to be aligned to the approaching direction at the end of the spiral descent. In the second phase, the aircraft is guided from the approaching waypoint to the recovery net using a pseudo pursuit landing guidance law. Six degree-of-freedom simulation is performed to verify the performance of the proposed landing guidance law.

초 록

본 논문에서는 고정익 무인항공기의 그물망 자동착륙을 위한 나선형 강하궤적과 종말 유도기법을 설계하였다. 시야가 확보된 좁은 지역에서 착륙하도록 고정익 항공기의 나선형 강하궤적을 설계하였고, 나선형 강하의 끝점에서 그물망 입사방향을 향하도록 비행경로각 명령을 생성하였다. 종말유도 단계에서는 그물망 중심으로의 정밀한 유도를 위하여 시선각 정보 기반 의사추적 유도기법을 설계하였다. 고정익 무인항공기의 시스템 인식 모델을 이용한 6자유도 수치 시뮬레이션을 수행하여 제안한 나선형 착륙비행의 성능을 검증하였다.

Key Words : UAV(무인항공기), Automatic Landing(자동착륙), Net-Recovery(그물망 회수), Spiral Descent(나선형 강하), Pursuit Guidance Law(추적유도기법)

I. 서 론

무인항공기는 산악지형, 해상선박, 이동차량과 같이 제한된 환경에서도 착륙이 가능하도록 활주로뿐만 아니라 낙하산, 그물망과 같은 회수장비

를 이용하여 운용되고 있다[1]. 그물망을 이용하여 소형 무인항공기를 회수하기 위해서는 고정익 유인항공기에 이용되고 있는 활공 및 플레어 단계의 착륙궤적 설계 대신, 제한된 지역 내에서의 능동적이고 유연한 착륙궤적 경로생성 및 유도기법이 필요하다. Hollister와 Hoffman은 VTOL (Vertical Take-Off and Landing) 항공기의 착륙을 위한 나선형 강하 궤적을 연구하였고[2], Park은 비례항법 유도기법을 이용한 무인항공기 유도를 연구하였다[3]. 참고문헌 [4]~[7]에서는 고정익 무인항공기의 그물망 착륙을 위한 유도 및 제어

†2009년 9월 18일 접수 ~ 2010년 2월 22일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부

교신저자, E-mail : ydkim@snu.ac.kr

서울시 관악구 신림동 산 56-1

법칙이 연구되었고, 참고문헌 [8]과 [9]에서는 고정익 무인항공기의 영상정보 기반 자동착륙 실험이 수행되었다.

소형 무인항공기는 공간과 비용의 제약 때문에 지상장비와 연계된 별도의 착륙시스템 대신 항공기에 탑재된 항법 및 영상센서를 이용하여 착륙을 수행한다. 그물망 중심으로 항공기를 유도하기 위하여 GPS(Global Positioning System) 수신기만을 사용할 경우, 위치 오차범위 1m 이하의 DGPS(Differential GPS)를 사용하지 않으면 종말유도 단계에서 정밀한 유도가 불가능하다. 그러나 영상센서를 이용하여 그물망 중심에 대한 상대위치와 시선각을 계산하면, 기존의 센서를 이용하여 정밀한 착륙이 가능하다. 본 연구에서는 고정익 무인항공기의 그물망 회수를 위한 착륙계획을 설계하고, 그물망에 대한 시선각 정보 기반의 종말 유도법칙을 제시한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2.1절에서는 고정익 무인항공기의 그물망 착륙단계를 설계한다. 2.2절에서는 나선형 강하 궤적을 설계하고, 이를 추종하기 위한 비행경로각 명령과 롤각 명령을 정의한다. 2.3절에서는 나선형 강하의 끝점에서부터 그물망 중심까지의 착륙궤적과 유도법칙을 설명한다. 2.4절에서는 수치 시뮬레이션 결과를 제시하고 성능을 분석한다.

II. 본 론

2.1 착륙단계 설계

고정익 무인항공기가 지상에 설치된 그물망에 안정적으로 착륙하기 위해서는 충분한 활공거리 동안 급격하지 않은 활공각을 따라 고도를 하강해야 한다. 본 연구에서 고려된 무인항공기는 고도 200~250m에서 운영되는데, 이 고도에서 지상의 그물망에 착륙하기 위해서는 10°의 활공 각도로 약 1.1~1.4km를 비행해야 한다. 10°이하의 활공각도로 착륙할 경우에는 이보다 더 긴 활공거리가 필요하다. 본 연구에서는 시야 확보가 가능한 한정된 지역 안에서 고정익 무인항공기의 착륙을 수행하고, 활공거리를 단축하기 위하여 Fig. 1 과 같이 그물망 착륙궤적을 설계하였다.

Fig. 1에서 보듯이 그물망은 지상평과 착륙방향을 고려하여 경로점 W_N 에 설치되고, 입사 방향을 따라 그물망 위치로부터 종말유도 비행거리 R_2 만큼 떨어진 지점에 종말유도 입사점 W_2 가 정의된다. 착륙지역은 입사점 W_2 로부터 일정 반경 R_1 인 원으로 정의하고, 반경 R_1 을 1 km 이상의 직진 활공거리보다 작게 하여 시야가 확보된 좁

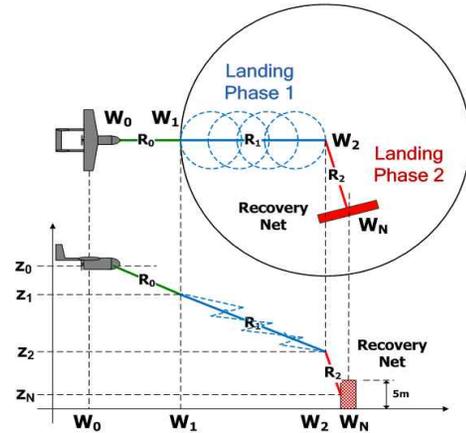


Fig. 1. Landing phase of net-recovery

은 공간에서 착륙하는 궤적을 설계하였다. 착륙 명령이 인가되면 무인항공기는 임의의 지점 W_0 에서 고도 z_1 이상을 유지하며 반경 R_1 인 착륙지역으로 자동비행한다고 가정하였다.

그물망 착륙비행은 나선형 하강과 종말유도의 두 단계로 나누어진다. 나선형 하강 단계에서는 그물망 종말유도의 시작점까지 고도를 낮추면서 입사 방향을 맞춘다. 종말유도 단계에서는 그물망 면에 수직으로 입사하면서 그물망 중심을 통과하도록 비행경로각 명령과 롤각 명령을 생성한다. 이와 같이 구성된 착륙비행 단계는 반경 R_1 인 착륙지역으로의 항공기 접근 방향과 착륙시작점의 위치에 제한이 없다는 장점이 있다. 종말유도 입사점 W_2 만을 정의할 경우, 착륙지역으로 유도하는 단계에서 사전에 입사방향을 고려한 경로계획이 필요하다.

그물망 착륙비행의 세부 과정은 다음과 같다. 착륙 1단계에서는 임의의 착륙 시작점 W_1 에서 2단계의 시작점인 입사점 W_2 까지 강하한다. 이때, 착륙공간을 최소화하기 위하여 나선형으로 강하하고, 나선형 강하의 끝점에서 그물망 입사 방향을 향하도록 비행경로각을 제어한다. 그리고 나선형 강하 원의 중심으로부터 일정 거리를 유지하도록 롤각 명령이 생성된다. 착륙 2단계에서는 고도 z_2 의 입사점 W_2 로부터 그물망의 중심 W_N 을 향하여 비행한다. 그물망 중심으로부터의 거리오차와 그물망 면의 수직선에 대한 입사각 오차를 줄이기 위하여 비행경로각, 롤각 유도 명령이 생성된다.

2.2 착륙 1단계: 입사점으로 나선형 강하

그물망 착륙 1단계에서는 무인항공기가 최소 공간 안에서 고도를 충분히 낮추기 위하여 나선

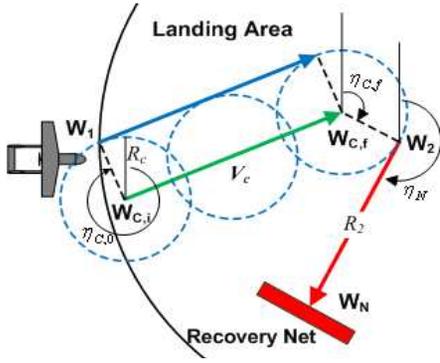


Fig. 2. Waypoint and heading angle definition in the spiral descent phase

형으로 강하한다. 나선형 강하의 시작점은 W_1 이고, 끝점은 W_2 이다. W_2 에서는 항공기 방향이 그물망 방향의 헤딩각 η_N 방향이 되어야 한다. Fig. 2에서 보듯이 W_2 에서 그물망 방향으로 접하는 나선형 원 W_c 가 정의되고, 나선형 강하의 시작점에서의 초기회전각 $\eta_{c,0}$ 와 나선형 강하 끝점에서의 최종회전각 $\eta_{c,f}$ 가 정의된다. 나선형 강하의 끝점 $W_2(x_2, y_2, z_2)$ 의 좌표는 착륙 2단계의 활공거리 R_2 의 크기에 따라 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_N \\ y_N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin \eta_N \\ \cos \eta_N \end{bmatrix} R_2 \quad (1)$$

여기서 (x_N, y_N) 은 그물망의 수평면 위치이다. 최종 나선형 원의 중심 $W_{c,f}(x_{c,f}, y_{c,f})$ 는 항공기의 최소 회전반경 R_c 에 따라 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} x_{c,f} \\ y_{c,f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin \eta_{c,f} \\ \cos \eta_{c,f} \end{bmatrix} R_c = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\cos \eta_N \\ \sin \eta_N \end{bmatrix} R_c \quad (2)$$

그물망 위치와 설치방향에 따라 나선형 강하의 끝점과 구속조건이 계산되면, 나선형 강하를 시작하는 순간의 초기회전각 $\eta_{c,0}$ 과 나선형 하강 끝점에서의 최종회전각 $\eta_{c,f}$ 를 이용하여 다음과 같이 나선형 강하 시간이 계산된다.

$$t(\eta_{c,f} + 2\pi n, \eta_{c,0}) = \int_{\eta_{c,0}}^{\eta_{c,f} + 2\pi n} \frac{dt}{d\theta} d\theta = \int_{\eta_{c,0}}^{\eta_{c,f} + 2\pi n} \frac{R_c}{V_A} d\theta \quad (3)$$

여기서 n 은 선회 횟수, θ 는 선회 각도, V_A 는 항공기 속도이다. 나선형 강하의 끝점에서는 항공기의 헤딩각이 주어진 구속조건을 만족해야 할 뿐만 아니라 고도가 z_2 로 하강되어야 한다. 따라

서 다음 식으로 나선형 강하 시간을 추정한다.

$$t_{descent} = \frac{z_2 - z_1}{V_A \sin \gamma} \quad (4)$$

여기서 z_1 은 나선형 강하를 시작하는 점의 고도, z_2 는 나선형 강하가 끝나는 점의 고도, γ 는 비행 경로각이다. 항공기가 나선형 강하의 종료와 동시에 지정된 고도 z_2 에서 그물망 방향으로 비행하기 위해서는 식 (3)과 (4)의 크기가 같아야 한다. 초기 $n=1$ 인 경우, 일반적으로 식 (4)의 강하시간이 식 (3)의 선회시간보다 크기 때문에 다음 조건을 만족하도록 선회 횟수 n 이 계산된다.

$$\min [t(\eta_{c,f} + 2\pi n, \eta_{c,0}) - t_{descent}] > 0 \quad (5)$$

식 (5)에서 결정된 n 을 이용하여 식 (3)을 다시 계산하고, 식 (3)과 식 (4)의 크기가 같도록 다음과 같은 비행경로각 유도명령 γ_d 를 생성한다.

$$\gamma_d = \sin^{-1} \left(\frac{z_2 - z_1}{V_A t(\eta_{c,f} + 2\pi n, \eta_{c,0})} \right) \quad (6)$$

또한, 선회반경이 식 (2)의 R_c 를 유지하도록 다음과 같이 롤각 유도명령 ϕ_d 를 생성한다.

$$\phi_d = \phi_n + k_\phi (\hat{R}_c - R_c) \quad (7)$$

여기서 ϕ_n 은 R_c 반경으로 정상 선회하기 위한 롤각, k_ϕ 는 거리 차에 대한 이득, \hat{R}_c 는 나선형 원의 중심으로부터 항공기 현재 위치까지의 거리이다. 나선형 원의 중심점은 다음과 같이 정의된 속도에 따라 $W_{c,i}$ 에서 $W_{c,f}$ 로 이동한다.

$$V_c = \frac{\sqrt{(x_{c,f} - x_{c,i})^2 + (y_{c,f} - y_{c,i})^2}}{t(\eta_{c,f} + 2\pi n, \eta_{c,0})} \quad (8)$$

여기서 $(x_{c,i}, y_{c,i})$ 는 착륙이 시작된 순간에 정의된 나선형 원의 중심점이고, $(x_{c,f}, y_{c,f})$ 는 식 (2)에서 정의된 최종 나선형 원의 중심점이다. 나선형 원의 중심점 위치는 단위시간에 식 (8)을 곱하여 업데이트 되고, 이 위치로부터 식 (7)의 \hat{R}_c 가 계산된다. 따라서 식 (7)의 롤각 유도명령을 추종하면 매 순간 갱신된 나선형 원을 중심으로 선회하게 되어 최종적으로 $W_{c,f}(x_{c,f}, y_{c,f})$ 에 도달한다.

2.3 착륙 2단계: 그물망 중심으로 유도

그물망 착륙의 두 번째 단계에서는 무인항공기가 그물망 중심을 향하여 비행한다. 착륙 1단

계인 나선형 강하과정에서 발생한 고도, 거리 및 헤딩각 오차를 최소화하여, 그물망 면에 수직으로 입사하도록 유도명령을 생성한다. 착륙 2단계의 시작점 W_2 에서 그물망 중심 W_N 을 향하여 직선으로 비행할 경우, 항공기 속도가 계속 증가하고 그물망에 대한 입사각 오차가 커지는 단점이 있다. 이상적인 입사각은 그물망 면으로부터 90°인 수직방향이므로, 본 연구에서는 Fig. 3과 같이 그물망 중심 대신 연속적으로 생성되는 가상착륙점을 향하여 비행하는 의사추적 유도기법을 고려한다. 의사추적 유도기법의 비행경로각 유도명령은 다음과 같이 계산된다[6].

$$\dot{\gamma}_d = K_\gamma (\lambda_{long}' - \gamma) \quad (9)$$

$$\lambda_{long}' = \sin^{-1}((z_A - z_N)/r_i) \quad (10)$$

여기서 K_γ 는 유도이득, λ_{long}' 는 종방향 시선각, z_A 는 항공기 고도, r_i 는 시선각을 계산하기 위한 거리이다. 기존의 의사비례항법 유도기법은 Fig. 3에 표시된 가상목표점에 대한 반경 r_i 가 일정하므로[3], 이를 의사추적 유도기법에 적용하면 Fig. 4와 같이 항공기가 그물망 중심에 수렴하지 못하는 현상이 발생한다. 이는 고도하강이 충분하지 않은 항공기가 그물망에 접근하여, 그물망 뒤편에 가상목표점이 생성되기 때문이다.

그러므로 본 연구에서는 항공기가 그물망으로부터 멀리 떨어져 있을 경우에는 최대한 강하하

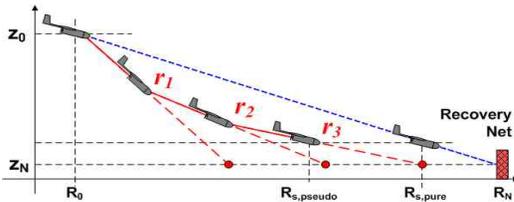


Fig. 3. Longitudinal trajectory of the pure pursuit guidance (blue dot) and the pseudo pursuit guidance (red solid)

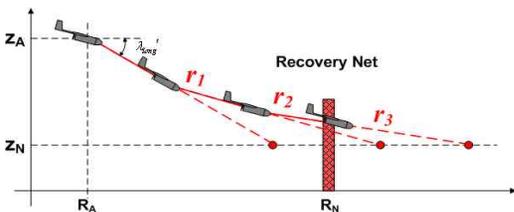


Fig. 4. Undesired landing trajectory of the pseudo pursuit guidance with a constant radius

여 고도를 줄이며 가상목표점을 향해 착륙하고, 그물망에 접근할수록 실제 그물망을 향해 수직으로 접근하도록 다음 식과 같은 삼차함수 형태의 반경 $r(t)$ 를 정의한다.

$$r(t) = \left((k_{descent} - 1) \frac{(R_N - R_A(t))^2}{(R_N - R_A(t_0))^2} + 1 \right) (R_N - R_A(t)) \quad (11)$$

여기서 $r(t)$ 는 매 순간 계산되는 반경변수, $R_A(t)$ 는 항공기의 수평위치, $R_A(t_0)$ 는 착륙명령이 인가된 시점의 수평위치, 그리고 R_N 은 그물망의 수평위치이다. 또한, $k_{descent}$ 는 항공기의 강하각을 고려하여 설계되는 강하계수로 다음과 같은 최대 강하각 조건을 만족하도록 설정한다.

$$\frac{z_A(t_0) - z_N}{(R_N - R_A(t_0)) \sin \gamma_{max}} < k_{descent} < 1 \quad (12)$$

여기서 γ_{max} 는 항공기가 착륙단계에서 운용가능한 최대 강하각이고, $z_A(t_0)$ 와 z_N 은 각각 착륙명령이 인가된 시점에서의 항공기와 그물망 고도이다. 따라서 착륙명령이 인가된 시점 t_0 에서의 반경 $r_i(t)$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$r_i(t) \approx k_{descent} (R_N - R_A(t)) \quad (13)$$

결국, 항공기가 그물망에 근접할수록 반경 $r(t)$ 는 다음과 같이 계산되고, 그 결과 Fig. 5와 같이 항공기가 그물망의 중심에 수렴한다.

$$\frac{(R_N - R_A(t))^2}{(R_N - R_A(t_0))^2} \rightarrow 0 \text{ as } R_A(t) \rightarrow R_N \quad (14)$$

$$r_i(t) \approx R_N - R_A(t) \quad (15)$$

항공기를 그물망 횡방향 중심으로 유도하기 위한 헤딩각 유도명령도 식 (9), (10), (11)과 동일한 방식으로 생성된다.

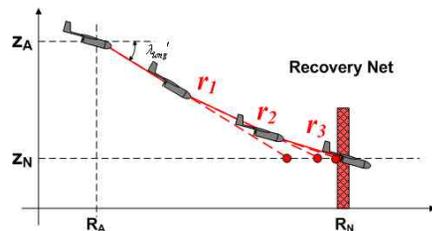


Fig. 5. Landing trajectory of the pseudo pursuit guidance with a cubic polynomial radius

2.4 수치 시뮬레이션 결과

본 연구에서 제안한 착륙궤적 및 유도기법의 성능을 검증하기 위해 무인항공기 모델을 이용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 본 연구에서 고려된 무인항공기는 동체길이 2m, 날개길이 2.3m의 고정익 항공기이다. 더블렛 제어입력을 인가하여 획득한 무인항공기의 종방향, 횡방향 모델을 이용하여 비행경로각과 롤각을 제어하기 위해 선형최적 제어를 설계하였다[6].

일반적인 활주로 착륙비행과 비교하기 위하여 -10° 의 비행경로각으로 직진 활공하는 경우를 고려하였다. 착륙명령이 인가되는 순간에 항공기의 헤딩각이 그물망 방향을 향한다고 가정하면, 고도 250m로부터 직진 활공에 필요한 거리는 다음 식과 같이 계산된다.

$$R_{runway} = \frac{0 - 250}{\tan(-10^\circ)} \approx 1417.8 \text{ (m)} \quad (16)$$

이 때, 착륙지역의 면적은 직진 활공거리를 반지름으로 하는 원이다. 반면, 본 연구에서 제안한 나선형 강하궤적을 따라 착륙할 경우 요구되는 착륙지역의 면적은 반경 350m의 원이다. 따라서 Fig. 6과 같이 동일한 고도 250m에서 착륙을 시작할 경우, 나선형 강하궤적을 이용하면 약 1/16 정도의 좁은 착륙지역 안에서 착륙이 가능하다.

나선형 강하궤적을 따라 착륙하면 항공기의 초기 헤딩각과 그물망 설치 방향에 따른 제한을 받지 않고 착륙이 가능하다. 직선으로 강하하며 착륙비행을 하면 항공기의 진행방향과 헤딩각이 그물망 방향을 향하도록 별도의 비행경로 및 유도가 필요하지만, 나선형 강하 착륙비행에서는 나선형으로 하강하는 동안 그물망 입사점으로 이동하는 동시에 나선형 하강의 끝점에서 그물망 방향을 향하도록 비행경로각과 롤각이 제어된다.

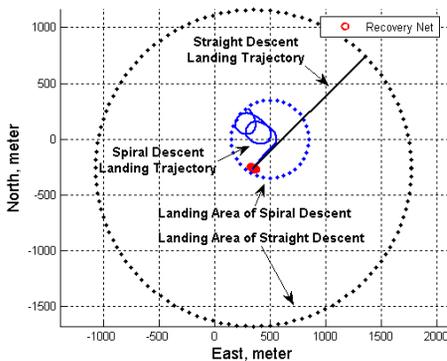


Fig. 6. Comparison between the landing areas of straight descent and of spiral descent

Fig. 7에 북쪽에서 착륙지역으로 접근한 무인항공기가 북동쪽으로 설치된 그물망으로 착륙하는 궤적을 나타내었다. Fig. 8은 나선형 착륙을 위한 비행경로각과 롤각 유도명령과 항공기 상태 변수 결과이다. 이와 같이 나선형 강하와 종말유도기법을 이용하면, Fig. 9에 보이는 것과 같이 동일 방향으로 설치된 그물망에 대해 다른 방향에서 접근하는 항공기가 성공적으로 그물망에 착륙할 수 있다. 종말유도 단계에서는 일정 반경 대신 삼차함수 반경을 이용하여 의사추적 유도기법을 적용한 결과, 표 1과 같이 그물망 면의 수직선에 대한 피치각, 요각, 수직, 수평거리 오차가 감소하였다.

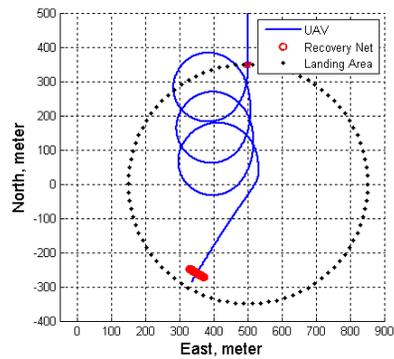


Fig. 7. Horizontal landing trajectory of UAV

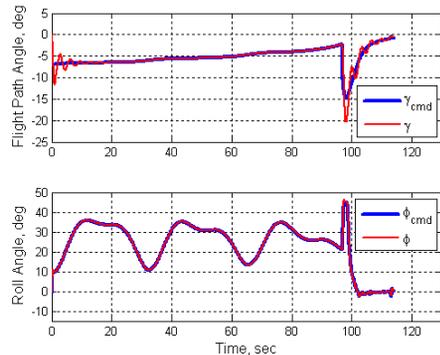


Fig. 8. Guidance command and response

Table 1. Landing parameter of terminal guidance

착륙 성능변수	일정반경	삼차함수 반경
	의사추적 유도기법	의사추적 유도기법
피치각 오차	1.980°	0.288°
요각 오차	1.873°	2.053°
수직거리 오차	4.929m	0.131m
수평거리 오차	5.063m	0.032m
충돌 속도	15.61m/s	14.86m/s

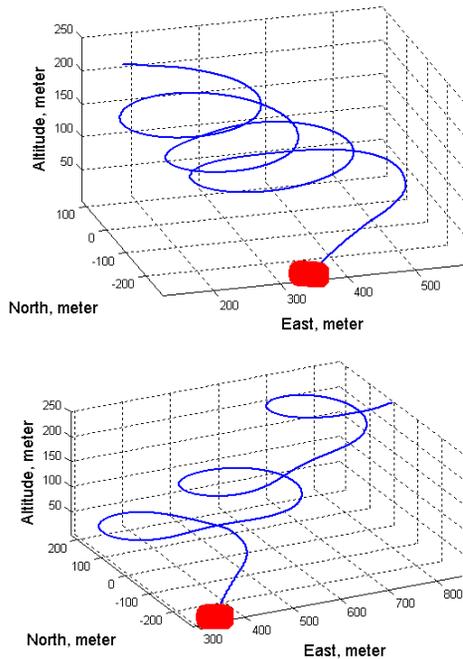


Fig. 9. Spiral descent trajectories from two different directions to the recovery net

III. 결 론

본 연구에서는 고정익 무인항공기의 그물망 회수를 위한 나선형 강하 궤적과 종말유도기법을 설계하였다. 최소한의 공간에서 그물망 착륙이 가능하도록 나선형으로 강하하여 고도를 충분히 낮추고, 시선각과 남은 거리를 이용하여 그물망 중심까지 유연한 착륙 유도명령을 생성하였다. 임의의 시작점에서 나선형 강하를 시작하더라도 나선형 강하의 끝점에서 그물망 방향을 향하도록 비행경로각과 롤각 유도명령을 생성하였다. 그물망 착륙 성능을 검증하기 위하여 무인항공기의 시스템 인식 모델을 사용하여 수치 시뮬레이션을 수행하였다.

후 기

본 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(No. R0A-2007-000-10017-0).

참고문헌

- 1) Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030, Office of the Secretary of Defense for Acquisition, Technology, and Logistics, 2005, pp. 4-12.
- 2) Hollister, W. M., and Hoffman, W. C., "Guidance Logic for Spiral Approaches", *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 10, 1977, pp. 972-980.
- 3) Park, S., Avionics and Control System Development for Mid-Air Rendezvous of Two Unmanned Aerial Vehicles, Ph.D. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, MIT, Cambridge, MA, 2004.
- 4) 배세린, 윤승호, 김유단, "무인항공기 그물망 착륙을 위한 영상정보 기반 의사 추적유도법칙 설계", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 보광 피닉스파크, 평창, 강원도, 2008년 4월.
- 5) Yoon, S., Kim, Y., and Kim, S., "Pursuit Guidance Law and Adaptive Backstepping Controller Design for Vision-Based Net-Recovery UAV", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Honolulu, HI, Aug. 2008.
- 6) 윤승호, 배세린, 한용수, 김현진, 김유단, "추적유도기법 기반 무인항공기 자동착륙 유도법칙 설계", 제어·로봇·시스템학회 논문지, 제14권 제12호, 2008년, pp. 1253-1259.
- 7) 윤승호, 김민구, 김현진, 김유단, "무인항공기 그물망 자동착륙을 위한 나선형 궤적 설계", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 한화리조트, 평창, 강원도, 2009년 4월.
- 8) Barber, B., McLain, T., and Edwards, B., "Vision-Based Landing of Fixed-Wing Miniature Air Vehicles", *AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Rohnert Park, CA, May 2007.
- 9) Shim, D. H., Huh, S., and Min, B. M., "A Vision-based Automatic Landing System for Fixed-wing UAVs using an Inflated Airbag", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Honolulu, HI, August 2008.