

군집비행을 위한 상대 거리정보 기반의 편대 유도기법 설계

A Formation Guidance Law Design Based on Relative-Range Information for Swam Flight

김 성 환, 조 성 범, 박 상 혁, 김 도 완, 유 창 경*
(Sunghwan Kim¹, Sungbeom Jo¹, Sanghyuk Park¹, Dowan Kim¹, and Chang-Kyung Ryoo¹)
¹Inha University

Abstract: In this paper, a formation guidance method for UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) to simulate the formation flight of birds proposed. The proposed method solves all issues of approaching for formation, formation keeping, and scarce chance to be collided with each UAV during formation process. Also, we design the feedforward controller to compensate the change of speed and heading for maneuvering of the leader UAV and the feedback controller to consider the response lag of the system. The stability and performance of the proposed controller is verified via numerical simulations of the full 6-Dof model of UAV.

Keywords: swam flight, autonomous formation flight, formation guidance law, feed-forward control, feed-back linearization, LQR technique, UAV

1. 서론

군집비행은 야생동물들이 인간보다 훨씬 오래전에 연구를 수행하고 삶에 적용하고 있는 개념이다. 그림 1과 같이 자연의 여러 생명체들은 포식자에 대한 생존 확률을 높이고, 먹이를 구하기 위한 서식지 이동에 요구되는 장거리 비행의 부담을 경감하기 위해 군집비행을 적용하고 있다. 또한 군집비행은 각각의 개체들 간에 상대 거리가 짧아 의사소통에 도움이 된다. 이미 잘 알려진 바와 같이 편대를 형성해 비행을 하면, 전방에서 비행하는 날개에서 발생하는 와류의 영향으로 항력이 감소되고 단독 비행에 비해 적은 힘으로도 충분한 양력을 발생시킬 수 있다[1-3]. 이러한 야생동물들의 비행에 대한 연구와 실제 활용 시간에 비해 인간의 활동영역이 하늘로 확대된 역사는 그리 오래되지 않아 편대비행에 대한 연구는 진행 중인 과제이다.

편대비행 유도기법은 편대를 형성하기 위한 정보의 종류에 따라 크게 두 가지로 분류될 수 있다. 첫 번째는 선도기의 정보를 가지고 추종하는 형태의 편대를 형성하는 선도기 추종 방법(Leader-Follower Technique) [4-6]이고 두 번째는 편대를 구성하는데 선도기의 정보 이외의 정보를 이용하는 방법이다[7,8]. 대부분의 유도기법들은 편대를 형성하는 과정과 유지에 대해 별도의 알고리즘을 적용하고 있으며, 기동 중에 발생할 수 있는 편대기간 충돌을 방지하기 위해 충돌 회피 알고리즘을 추가하고 있다.

본 논문의 연구 목표는 저자가 앞서 발표했던 참고문헌 [7]의 상대 거리와 속도 정보를 이용해 자동으로 편대를 형성하는 유도기법을, 철새들의 군집비행 모사 시험에 적용하기 위해 편대의 기동상황과 시스템 응답지연에 대해 유도기법을 확장하고 시험하는 것이다. 유도기법에서 사용되는 상대 거리와 속도 정보는 탑재되는 영상장비[9,10] 또는 Lidar 등을 통해 계측될 수 있다.

기존에 제안된 유도기법[7]은 선도기와 호위기1이 목표점을 지향하는 비행의 경우에만 자동 편대비행을 수행할 수 있는 제약이 있었다. 때문에 이번엔 제안하는 유도기법은 편대의 기동에 따라 발생하는 속도와 비행경로각 오차를 줄이기 위한 선보상기를 적용하였다. 또한 실제 시스템



그림 1. 철새들의 편대기동.

Fig. 1. Formation maneuver of migratory birds.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2011. 11. 15., 수정: 2011. 12. 5., 채택확정: 2011. 12. 20.
김성환, 조성범, 박상혁, 김도완, 유창경: 인하대학교 항공우주공학과
(dokgogizon@hotmail.com/jsb.felix@gmail.com/newhuyki@hanmail.net/12040032@naver.com/ckryoo@inha.ac.kr)

※ 본 논문은 인하대학교의 지원을 받아 수행된 연구임.

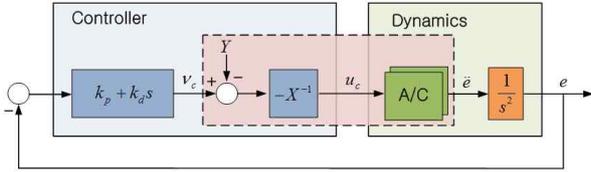


그림 3. 궤환선형화 기반 PD 제어기.

Fig. 3. PD controller based on feedback linearization.

2. 편대기동에 대한 유도기법 확장

편대기동은 호위기들에 속도와 헤딩 변화를 야기한다. 그림 4를 보면 선도기가 좌선회 하는 경우 호위기2는 속도를 줄여야 하고, 반대의 경우는 속도를 증가시켜야 한다.

선도기의 비행경로각은 선도기와 호위기2의 상대속도 정보를 이용해 계산될 수 있다.

$$\dot{\rho}_1 = V_c \cos(\alpha_2 - \theta_c) - V \cos(\alpha_2 - \theta_c - \gamma) \quad (10)$$

$$\gamma = \gamma_{w2} + \gamma_l \quad (11)$$

호위기가 편대를 완전히 형성한 이후 선도기의 기동에 따라 호위기에 요구되는 속도변화는 다음과 같이 정의된다. 선도기의 선회율 $\dot{\gamma}_l$ 과 V_c 에 따라 선회반경은 다음과 같다.

$$L_{co} = \frac{V_c}{\dot{\gamma}_l} \quad (12)$$

선회반경 L_{co} 과 사전에 정의된 ρ_c 를 이용하면 호위기가 선도기의 선회반경 안쪽에 있는 경우의 L_{ca} 와 바깥쪽에 있는 경우의 L_{cb} 를 계산할 수 있다.

$$L_{ca} = \sqrt{(\rho_c \cos \theta_c)^2 + (L_{co} - \rho_c \sin \theta_c)^2} \quad (13)$$

$$L_{cb} = \sqrt{(\rho_c \cos \theta_c)^2 + (L_{co} + \rho_c \sin \theta_c)^2}$$

이렇게 계산된 L_{ca} 와 L_{cb} 를 이용하면 선도기의 기동에 따라 요구되는 호위기2의 속도 변화량을 계산할 수 있다.

$$L_{ca} \dot{\theta} : L_{ca} \dot{\theta} = V_c : V_{w2} + \nabla V_{w2} \quad (14)$$

$$L_{cb} \dot{\theta} : L_{cb} \dot{\theta} = V_c : V_{w2} + \nabla V_{w2}$$

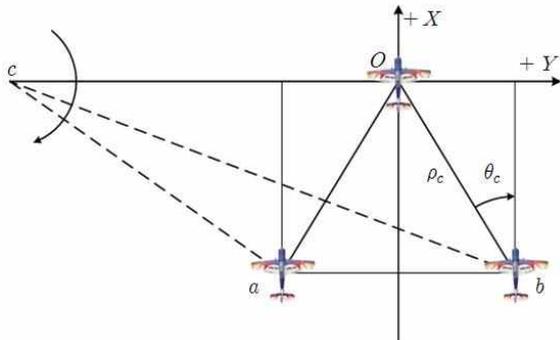


그림 4. 편대기동에 따른 호위기의 속도 변화.

Fig. 4. Wingman's velocity variation for formation maneuver.

$$\nabla V_{w2} = \frac{L_{ca} V_l - L_{co} V_{w2}}{L_{co}} \quad \because \dot{\gamma}_l < 0 \quad (15)$$

$$\nabla V_{w2} = \frac{L_{cb} V_l - L_{co} V_{w2}}{L_{co}} \quad \because \dot{\gamma}_l > 0$$

편대의 기동에 따라 호위기2에 요구되는 속도 변화량과 비행 경로각 변화는 선보상기를 이용해 유도기법에 적용하였다. 그러나 여기서 유도된 선보상기는 호위기2의 상대위치를 ρ_c 를 기준으로 유도하였기 때문에 수치 시뮬레이션에서는 ρ_{1error} , ρ_{2error} 가 ρ_c 의 20% 미만인 경우에만 선보상기가 작동하도록 설정하였다.

3. 시스템 응답지연에 대한 편대비행 유도기법 확장

앞서 유도된 식 (8), (9)의 상대거리 오차에 대한 2차식은 다음과 같다.

$$\ddot{e} + k_d \dot{e} + k_p e = \ddot{e} + 2\zeta\omega_n \dot{e} + \omega_n^2 e = 0 \quad (16)$$

여기서 상대거리 오차에 대해 과도응답이 발생하면 편대형성과정에서 무인기간의 충돌 가능성이 있기 때문에 $\zeta = 1$, $\omega_n = 0.4 \text{ rad/s}$ 로 설정하면, $k_p = 0.16$, $k_d = 0.8$ 이고 시스템의 근궤적은 그림 5와 같다.

이에 반해 실제 비행에 제한한 유도기법을 적용하기 위해서는 시스템의 응답지연을 고려해야한다. 명령에 대한 호위기의 시스템 응답지연을 1차 시스템으로 가정하고 그림 3의 점선부분에 시간지연 모델을 삽입하면 유도기법 제어기는 그림 7과 같이 표현된다.

이제 응답지연에 대한 $\tau = 1$ 로 가정하고 앞서 설정한 제어 이득 값을 그대로 적용해 그림 7의 근궤적을 구하면

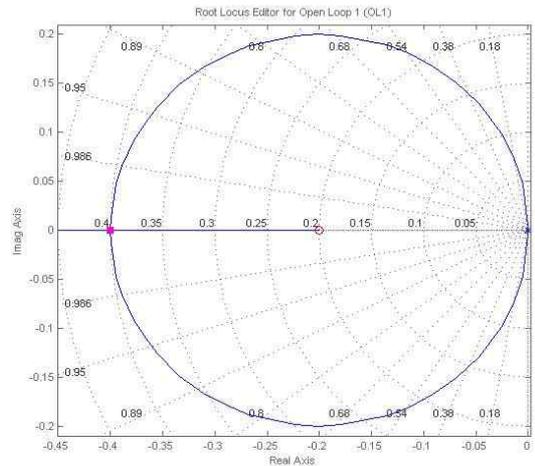


그림 5. 2차 시스템의 근궤적.

Fig. 5. Root locus of 2nd order system.

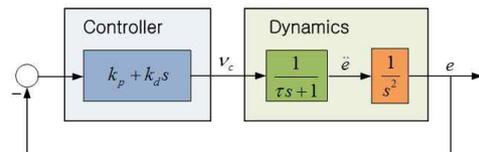


그림 6. 응답지연 모델의 PD 제어기.

Fig. 6. PD controller for response-delay model.

그림 7과 같다.

그림 8의 근궤적을 보면 시스템의 응답 지연 $\tau=1$ 에 대해 앞서 유도된 제어기를 그대로 반영하는 경우 $\zeta \approx 0.47$ 까지 떨어지고 이 경우 단위계단입력에 대한 과도응답은 최대 40%까지 발생한다. 이것은 시스템에 응답지연이 있는 경우 상대거리가 ρ_c 보다 작아지고, 이것은 선도기나 호위기간에 충돌 가능성이 높다는 것을 의미한다. 때문에 이것을 해결하기 위해 응답지연에 대한 되먹임 제어기를 추가하면 그림 8과 같이 표현된다.

이제 식 (9)를 응답지연이 포함된 상태방정식으로 다시 유도하면 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\frac{d}{dt}\ddot{e} = \frac{1}{\tau}(\hat{\nu}_c - \ddot{e}) \quad (17)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} e \\ \dot{e} \\ \ddot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ \dot{e} \\ \ddot{e} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\tau} \end{bmatrix} \hat{\nu}_c \quad (18)$$

이렇게 유도된 상태방정식에 대해 LQR 기법을 적용하기 위한 제어기의 형태는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \hat{\nu}_c &= \nu_c - k_u \ddot{e} \\ &= -k_p e - k_d \dot{e} - k_u \ddot{e} \end{aligned} \quad (19)$$

식 (19)의 $\hat{\nu}_c$ 로 새로 정의된 제어입력을 식 (9)의 ν_c 과 비교하면 새로운 제어입력은 시스템의 응답지연에 대한 보상 이득 값으로 k_u 가 추가되었음을 알 수 있다.

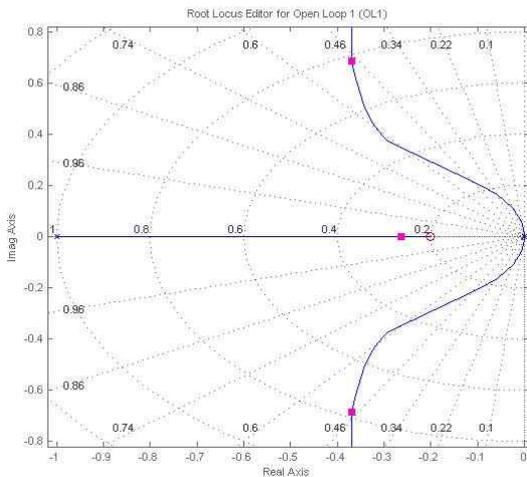


그림 7. 응답지연에 의한 시스템의 근궤적.

Fig. 7. System root locus with response delay.

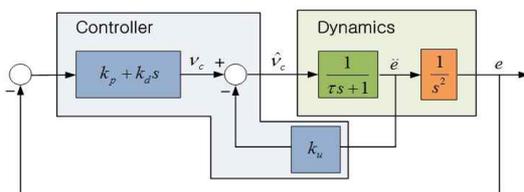


그림 8. 응답지연 모델에 대한 되먹임 제어기.

Fig. 8. Feedback controller for response-delay model.

III. 수치 시뮬레이션

수치 시뮬레이션은 3가지 경우에 대해 수행하였다. 첫 번째는 질점 선형 모델을 기준으로 편대를 형성하고 이후 편대기동에 대해 선보상기의 유무에 따른 오차를 분석하였다. 두 번째는 $\tau=1$ 의 응답지연을 갖는 시스템에 대한 제어기 성능을 평가하였다. 세 번째는 6-Dof 비선형운동 모델에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션에 사용된 선도기와 호위기1의 상대위치와 대상 시스템의 동적 제약조건은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V_c &= 80 \text{ km/h}, \quad \rho_c = 20 \text{ m}, \quad \theta_c = 30 \text{ deg} \\ V_{\max} &= 120 \text{ km/h}, \quad V_{\min} = 70 \text{ km/h} \\ |\dot{V}|_{\max} &= 1.5 \text{ m/s}^2, \quad |\dot{\gamma}|_{\max} = 0.1 \text{ rad/s} = 5.730 \text{ deg/s} \\ u_{x\max} &= 1.5 \text{ m/s}^2, \quad u_{y\max} = 10 \text{ m/s}^2 \end{aligned}$$

1. CASE1: 편대기동에 대한 유도기법 안정성 평가

수치 시뮬레이션 CASE1의 호위기2의 초기 설정은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V_0 &= V_c = 80 \text{ km/h}, \quad \gamma_0 = 0 \text{ deg}, \\ X_0 &= -200 \text{ m}, \quad Y_0 = -200 \text{ m}, \end{aligned}$$

편대기동을 구현하기 위해 먼저 고려해야 할 사항은 선도기의 선회율이다. 만약 선도기가 앞서 설정한 동적제약 조건의 $|\dot{\gamma}|_{\max}$ 를 이용해 선회하면 선회 반경 바깥쪽에 있는 호위기는 편대를 따르는데 $|\dot{\gamma}|_{\max}$ 를 사용해야 하기 때문에 오차에 대해 유도기법의 제어기가 사용할 수 있는 $\dot{\gamma}$ 의 여유가 없게 된다. 따라서 선도기는 호위기의 기동을 고려해 선회율을 제한해야 한다.

$$|\dot{\gamma}|_{\max} = 0.08 \text{ rad/s} = 4.58 \text{ deg/s}$$

시뮬레이션은 최초 30초 동안은 선도기와 호위기1이 직선 비행을 하도록 하여 호위기2가 편대를 형성할 수 있도록 시간여유를 주었다. 이후 60초 동안 선도기와 호위기1이 지속적으로 우선회하도록 설정하였다.

편대기동에 대해 선보상기의 유무에 따른 호위기2의 비

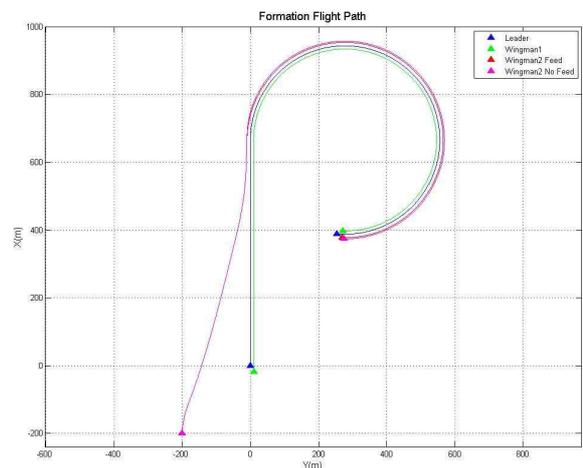


그림 9. 편대 기동에 대한 호위기2 비행궤적.

Fig. 9. Wingman2 flight path for formation maneuver.

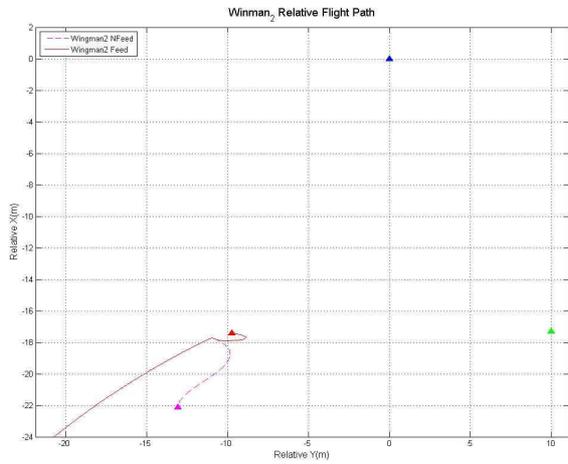


그림 10. 편대기 기동에 대한 상대 비행 궤적.

Fig. 10. Relative flight path for formation maneuver.

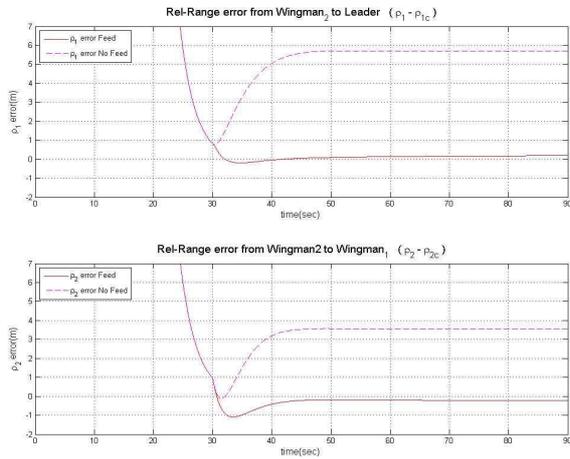


그림 11. 편대기 기동에 대한 상대 거리 오차.

Fig. 11. Relative range error for formation maneuver.

행궤적을 그림 9에 나타내었다. 이 그림에서는 두 경우 모두 동일한 궤적을 그리는 것으로 보이지만, 그림 10의 상대 비행궤적을 보면 점선의 선보상기가 없는 경우보다 실선의 선보상기가 있는 경우가 선도기에 대한 상대 위치를 잘 추종한다는 것을 알 수 있다. 또한 그림 11에 편대기동에 따른 호위기2 상대거리에 정상상태오차는 선보상기의 작용으로 거의 제거되었음을 알 수 있다.

2. CASE2: 시스템 응답지연에 대한 유도기법 안정성 평가

유도된 식 (19)에 대해 LQR 기법을 적용하기 위한 가격 함수는 다음과 같다.

$$J = \int_0^{\infty} (e^T Q e + R \hat{v}_c^2) dt \quad (20)$$

이제 LQR의 가중치를 다음과 같이 설정하고 응답지연 모델에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

$$Q = \begin{bmatrix} 3 & 0 & 0 \\ 0 & 8 & 0 \\ 0 & 0 & 4 \end{bmatrix}, \quad R = 1$$

$$k_p = 1.7321, \quad k_d = 4.5871, \quad k_u = 2.7649$$

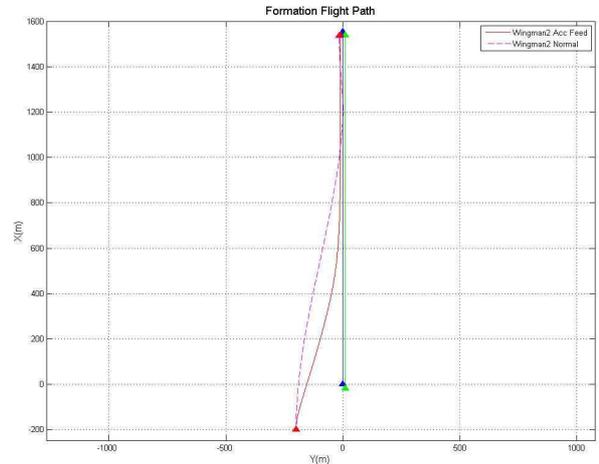


그림 12. 응답지연 모델에 대한 비행 궤적.

Fig. 12. Flight path for response delay model.

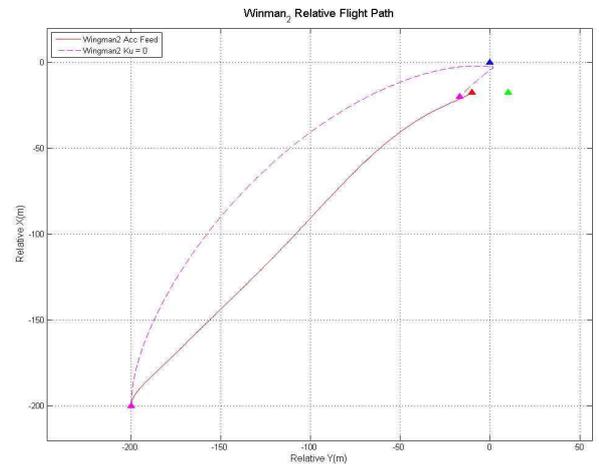


그림 13. 응답지연 모델에 대한 상대 비행 궤적.

Fig. 13. Relative flight path for response delay model.

시뮬레이션은 CASE1과 동일한 초기 조건에 대해 70초 동안 직선 비행을 하도록 설정하였다. 그림 12에 앞서 설정된 PD 제어기의 비행궤적을 점선으로, LQR 기법을 이용해 새로 정의된 제어기의 비행궤적을 실선으로 나타내었다. 그림 13의 상대 비행궤적을 보면 k_u 를 적용해 LQR 기법으로 설정된 제어 이득 값의 경우가 보다 안정적임을 확인할 수 있다.

3. CASE3: 6-Dof 운동 모델에 대한 유도기법 안정성 평가

6-Dof 모델은 유도기법이 적용될 대상 항공기인 Yak-54의 비행시험을 통해 얻어진 모델링 데이터를 활용하였다. 시뮬레이션은 CASE1과 동일한 초기 조건에 대해 100초 동안 직선 비행을 하도록 설정하였다. 그림 13과 14를 비교해 보면 상대 비행궤적이 다르게 나타나는 것을 알 수 있다.

이것은 6-Dof 모델은 1차 지연 시스템의 특성과 다른 형태의 응답특성으로 인해 발생하는 것이다. 이 경우에도 그림 15의 상대거리 오차를 보면 제어입력에 대해 과도 응답이 발생하지 않고 안정적으로 수렴하는 것을 알 수 있다.

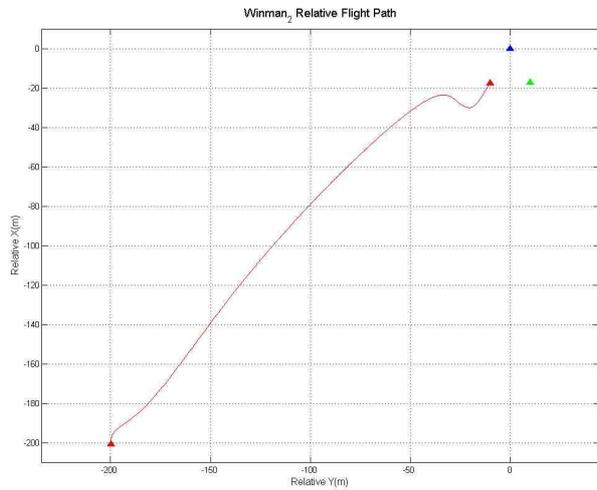


그림 14. 6-Dof 모델에 대한 상대 비행 경로.
Fig. 14. Relative flight path for 6-dof model.

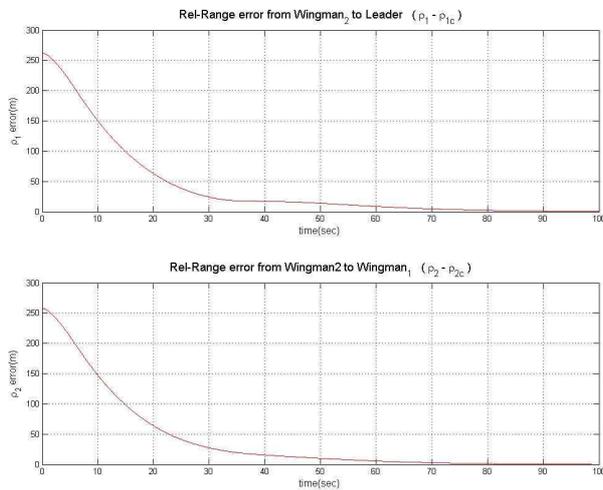


그림 15. 6-Dof 모델에 대한 상대거리 오차.
Fig. 15. Relative range error for 6-dof model.

IV. 결론

본 논문에서는 상대 거리 정보를 이용한 분산형 편대 비행 유도기법을 제안하고 이를 실제 무인기의 비행시험에 적용하기 위한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 제안된 유도기법은 실제 비행시험에서 요구되는 다양한 상황에 대해 수치 시뮬레이션을 통해 안정성을 검증 받았다. 또한 비행 시험 대상 항공기의 비선형 6-Dof 모델에 대해서도 시뮬레이션을 수행하였다. 앞으로 실제 비행시험을 통해 유도기법을 적용한 무인기 군집비행을 구현할 계획이다.

참고문헌

- [1] E. Wagner, D. Jacqueus, W. Blake, and M. Pachter, "Flight test results of close formation flight for fuel savings," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Monterey, CA, paper 2002-4490, Aug. 2002.
- [2] S. J. Lee, J. H. Cho, S. W. Lee, and J. S. Cho,

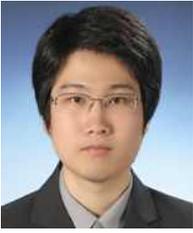
"Numerical study on the aerodynamic characteristics of wings on the formation flight," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 35, no. 1, pp. 18-26, Jan. 2007.

- [3] M. Pachter, J. J. D'Azzo, and A. W. Proud, "Tight formation flight control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 2, pp. 246-254, Mar. 2001.
- [4] D. M. Kim, S. H. Park, S. H. Nam, and J. Y. Suk, "A modified nonlinear guidance logic for a leader-follower formation flight of two UAVs," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 15, no. 1, pp. 8-14, Jan. 2009.
- [5] Y. K. Song, C. H. Heo, S. G. Lee, and J. H. Kim, "Autonomous formation flight tests of multiple UAVs," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 38, no. 3, pp. 264-273, Mar. 2010.
- [6] D. I. You and H. C. Shim "Autonomous formation flight test of multi-micro aerial vehicles," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 61, pp. 321-337, Nov. 2011.
- [7] S. H. Kim, C. K. Ryoo, and C. B. Park, "Multi-UAV formation based on feedback linearization technique using range-only measurement," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 15, no. 1, pp. 23-30, Jan. 2009.
- [8] J. B. Seo, C. I. Ahn, and Y. D. Kim, "Leaderless formation control strategy and stability analysis for multiple UAVs," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 36, no. 10, pp. 988-995, Oct. 2008.
- [9] P. Campoy, J. F. Correa, I. Mondragon, C. Martinez, M. Olivares, L. Mejias, and J. Artieda, "Computer vision onboard UAVs for civilian tasks," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 54, no. 1, pp. 105-135, Jan. 2009.
- [10] D. Y. Won, H. D. Oh, S. S. Huh, B. G. Park, J. S. Ahn, H. C. Shim, and M. J. Tahk, "Vision-based small UAV indoor flight test environment using multi-camera," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 37, no. 12, pp. 1209-1216, Dec. 2009.



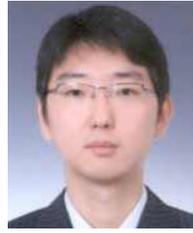
김성환

2002년 인하대 항공우주공과(공학사) 졸업. 2004년 동 대학원 석사. 2004년~현재 인하대학교 항공공학과 박사과정 재학중. 2007년~2009년 한국항공우주연구원 연구원. 관심분야는 비행제어 시스템, 실시간 운영체제, 편대비행 유도방법.



조 성 범

2009년 인하대 항공우주공학과(공학사) 졸업. 2011년 동 대학원 석사. 2011년~현재 인하대학교 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 회전익기 유도제어, 지상관제 운영시스템 개발.



박 상 혁

2006년 인하대 항공우주공학과(공학사) 졸업. 2008년 동 대학원 석사. 2008년~현재 인하대학교 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 유도탄 유도제어, 최적제어, 무인기 시스템.



김 도 완

2008년 인하대 항공우주공학과(공학사) 졸업. 2010년 동 대학원 석사. 2010년~현재 인하대학교 항공공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 유도탄 유도제어, 최적제어, 시뮬레이션 프로그램.



유 창 경

1989년 인하대학교 항공공학 공학사. 1991년 KAIST 항공우주공학 공학석사. 2006년 KAIST 항공우주공학 공학박사. 1991~2006년 국방과학연구소 선임연구원. 2006년~현재 인하대학교 부교수. 관심분야는 유도무기/무인기 유도제어, 최적제어, 비선형 제어.