技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(10), 851-857(2014)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.10.851

무인기의 자동 장주비행 및 8자 비행모드 설계

이상종*

Design of Auto Race-Track and Figure-8 Flight Mode for UAV

Sangjong Lee*
Department of Aircraft Mechanical Engineering, Inha Technical College

ABSTRACT

This paper addresses the design of the auto race-track and figure-8 flight mode which can be applied to expand the loitering flight mode and increase the safety of UAV. To implement these flight modes, necessary waypoints and entry points can be calculated automatically from several information of the ground control system. The flight logic is proposed to pass the desired waypoints as well as entry points and transfer to the desired flight path by combining the light-of-sight and loitering guidance controller. The proposed algorithm and logic is verified using the 6-DOF UAV model and nonlinear simulation under the several flight conditions.

초 록

본 논문에서는 무인기의 다양한 비행모드 중 자동선회 모드의 확장을 위해 자동 장주비행 모드 (auto race-track mode)와 8자 비행모드 (Figure 8 mode)를 구현하기 위한 알고리즘과 비행로직을 제안하고, 이에 대한 시뮬레이션 평가를 수행하여 제안된 비행모드의 검증을 수행하였다. 일반적으로 자동선회 모드는 지정된 선회반경을 유지하는 원선회 비행 (circle flight)을 지칭하게 되는데, 자동 장주비행 모드와 8자 비행 모드를 구현하게 되면 이착륙 안정성 증대와 수행 임무영역을 확장할 수 있게 된다. 이러한 자동 장주비행 모드와 8자 비행모드의 구현을 위한 알고리즘과 비행체의 위치 및 선회방향에 관계없이 비행모드를 구성할 수 있는 비행로직 구현을 정리하였으며, 제안된 알고리즘과 비행로직의 검증을 위해 중형급 무인기를 대상으로 시뮬레이션을 수행하였다.

Key Words : UAV(무인기), Autopilot(자동조종장치), Guidance Controller(유도제어기), Flight Mode(비행모드), Auto Race-track(자동 장주비행)

Ⅰ. 서 론

무인기 (UAV, unmanned air vehicle)는 다양한 비행모드 (flight mode)를 기반으로 지정된 임무를 수행할 수 있도록 개발된다. 지상관제시스템 (GCS, ground control system)을 통해 제어되는 무인기는 기본적인 비행은 물론 비행모드의 다양성을 통해 임무영역을 확장할 수 있게 되므로, 안정적이고 신뢰성 있는 비행모드 설계 기술의 확보는 필수적이며 핵심적인 요소가 된다.

무인기는 자동조종 제어기 및 유도제어기는 필수적인 비행조종시스템 (flight control system)으로 포함되고 있으며, 무인기의 비행모드는 이러한 자동조종제어기 및 유도제어기를 기반으로 수동조종 모드 (manual mode 또는 stick mode), 자동조종 모드 (autopilot mode), 복합조종 모드

† Received: June 19, 2014 Accepted: August 19, 2014
* Corresponding author, E-mail : leesj@inhatc.ac.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

(hybrid mode), 점항법 모드 (point navigation mode), 자동선회 모드 (loitering mode), 사전프로그램 모드 (preprogrammed mode) 및 자동귀환 (emergency mode 또는 return home 모드)로 구성된다. 현재 국내외 대부분의 무인기에서는 앞에서 기술한 이러한 비행모드를 기본적으로 구현하여 무인기 운용에 활용하고 있으며, 최근에는 지속적인 제어기술 발전에 힘입어 자동이륙 및 자동착륙 모드 (auto take-off mode and auto landing mode)까지도 해석 및 시뮬레이션 단계를 벗어나 일반적인 무인기 모드로 점차 활용되기 위한 적용이 활발히 연구되고 있다[1].

본 논문에서는 자동선회 모드의 확장을 위해 자동 장주비행 모드 (auto race-track mode)와 8자 비행모드 (Figure 8 mode)를 구현하기 위한 알고리즘과 비행로직을 제안하고, 이에 대한 시뮬레이션 평가를 수행하여 제안된 비행모드의 검증을 수행하였다. 일반적으로 자동선회 모드는 지정된 선회반경을 유지하는 원선회 비행 (circle flight)을 지칭하게 되는데, 자동 장주비행 모드와 8자 비행 모드를 구현하게 되면 이착륙 안정성 증대와 수행 임무영역을 확장할 수 있게 된다. 예를 들어, 한국항공우주연구원에서 2인승 유인기를 무인기로 개발한 유무인비행체 (OPV, optionally piloted vehicle)인 CFT 무인기의 경우는 날개길이가 9m, 동체길이 7m급의 중형 무인기로 소형 무인기 착륙과 같이 단거리 착륙을 위한 곡선 착륙접근 방식으로는 안정적으로 비행체를 착륙시킬 수 없어, 일반 유인기와 같이 장주비행 (race-track flight)을 통해 착륙접근 (landing approach)을 수행하게 된다[2]. 따라서, 자동 장주비행 모드가 구현되면 외부 조종사 (external pilot)의 시계적 한계를 극복할 수 있으며, 최종 착륙단계 이전까지 자동제어기를 기반으로 안정적인 비행 유도를 수행할 수 있다. 또한 자동착륙 이륙과 착륙 비행모드의 사전 및 사후 비행모드로도 활용할 수 있는 장점을 가지게 된다.

본 논문에서는 이러한 자동 장주비행 모드와 8자 비행모드의 구현을 위한 알고리즘과 비행체의 위치 및 선회방향에 관계없이 비행모드를 구성할 수 있는 비행로직 구현을 정리하였으며, 제안된 알고리즘과 비행로직의 검증을 위해 중형급 무인기를 대상으로 시뮬레이션을 수행하였다.

II. 비행 모드 정의

일반적인 자동선회 비행모드는 Fig. 1과 같이

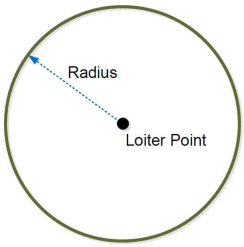

Fig. 1. Loitering mode

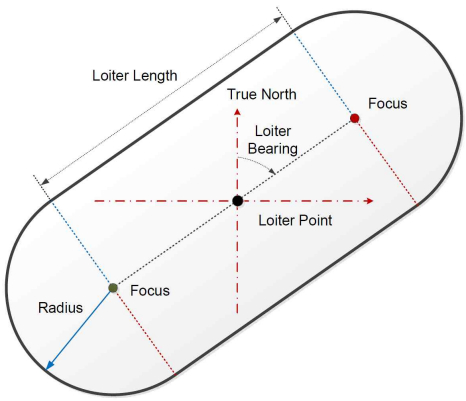

Fig. 2. Auto Race-track mode

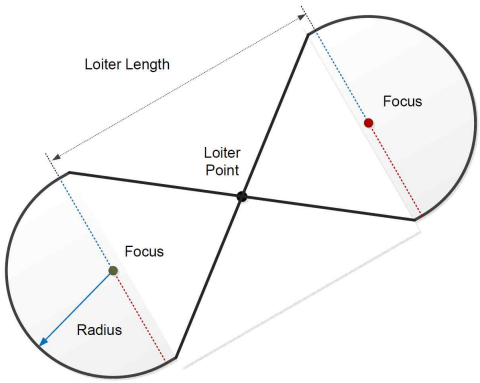

Fig. 3. Auto Figure8 mode

지정된 선회 중심점 (loitering point)과 선회반경 (loiter radius)을 유지하는 원선회 비행을 기반으로 정의되며, 입력된 선회방향 (left turn 또는 right turn)으로 비행체를 유도하게 된다. 자동 장주비행 모드는 Fig. 2와 같이 정의되며, 이때 원선회 비행의 선회 중심점과 선회반경 및 선회방향 외에 장주거리 (loiter length) 및 장주각도 (loiter bearing)의 추가적인 입력정보를 추가하면 임의의 좌/우 선회 중심점인 Focus를 기준으로 장주 형상을 구현할 수 있다. Fig. 3은 자동 8자 비행모드의 형상을 나타내고 있으며, 자동 장주비행 모드와 동일한 입력정보를 통해 구현할 수 있다. 따라서, 자동 장주비행 모드와 자동 8자 비

Table 1. Information of loitering mode

구분	정의	단위
선회반경 (loiter radius)	R_{LOI}	deg
선회 중심점 (loiter point)	WP_{LOI}	위치좌표 (x, y) (m)
장주각도 (loiter bearing)	Ψ_{LOI}	deg
장주거리 (loiter length)	L_{LOI}	m
선회방향 (loiter direction)	-	right turn = 1 left turn = 2

행모드는 선회비행모드의 확장으로 볼 수 있으며, Table 1에 지상관제시스템에서 입력되는 주요 비행모드 입력정보를 정리하였다.

III. 비행모드 알고리즘 및 비행로직

3.1 항로점 및 진입점

자동 장주비행을 구현하기 위해서는 Table 1에 입력된 사전정보를 기반으로 유도/제어를 위한 항로점 (waypoint)과 진입점 (entry point) 들이 사전에 계산되어야 한다. 입력된 선회 중심점이 ENU 좌표계를 사용하여 $WP_{LOI}=(x_{LOI}, y_{LOI})$로 정의되면 (이때 x_{LOI}는 동쪽성분, y_{LOI}는 북쪽성분), Fig. 4의 기하학적 상관관계를 이용하여 다음 식과 같이 각각의 Focus 중심점 ($F1$, $F2$)을 계산할 수 있다.

$$WP_{F1}=\begin{bmatrix} x_{F1} \\ y_{F1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{LOI}-\frac{L_{LOI}}{2}\cdot sin(\psi_{LOI}) \\ y_{LOI}-\frac{L_{LOI}}{2}\cdot cos(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$WP_{F2}=\begin{bmatrix} x_{F2} \\ y_{F2} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{LOI}+\frac{L_{LOI}}{2}\cdot sin(\psi_{LOI}) \\ y_{LOI}+\frac{L_{LOI}}{2}\cdot cos(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, L_{LOI}는 장주거리이며, Ψ_{LOI}는 진북 (north)을 기준으로 한 장주 각도를 의미한다. 또한 지정된 선회방향에 따라 각 Focus 선회중심에 대한 진입점 들은 아래와 같이 구할 수 있다.

$$EP_{R-F1}=\begin{bmatrix} x_{R-F1} \\ y_{R-F1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{F1}-R_{LOI}\cdot cos(\psi_{LOI}) \\ y_{F1}+R_{LOI}\cdot sin(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$EP_{L-F1}=\begin{bmatrix} x_{L-F1} \\ y_{L-F1} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{F1}+R_{LOI}\cdot cos(\psi_{LOI}) \\ y_{F1}-R_{LOI}\cdot sin(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (4)$$

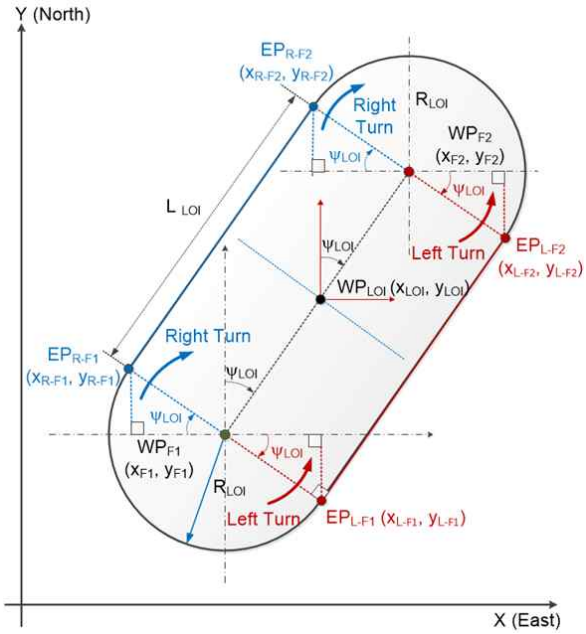

Fig. 4. Definition of auto race-track mode

$$EP_{R-F2}=\begin{bmatrix} x_{R-F2} \\ y_{R-F2} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{F2}-R_{LOI}\cdot cos(\psi_{LOI}) \\ y_{F2}+R_{LOI}\cdot sin(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$EP_{L-F2}=\begin{bmatrix} x_{L-F2} \\ y_{L-F2} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} x_{F2}+R_{LOI}\cdot cos(\psi_{LOI}) \\ y_{F2}-R_{LOI}\cdot sin(\psi_{LOI}) \end{bmatrix} \quad (6)$$

이때, 지상에서 입력된 장주 각도 Ψ_{LOI}는 2개의 Focus 선회 중심정과 다음과 같은 관계를 통해서도 구할 수 있다.

$$\psi_{LOI}=tan^{-1}\left(\frac{x_{F2}-x_{F1}}{y_{F2}-y_{F1}}\right) \quad (7)$$

3.2 유도 제어기 및 비행로직

자동 장주 비행과 자동 8자 비행을 위한 제어기는 자동조종 및 유도제어기를 기반으로 구현되는데, 내부 루프인 안정성-조종성 증대장치 (SCAS, stability and control augmentation system)를 기본으로 속도, 고도 및 방위각 제어기를 외부 루프로 확장하여 구현한다[2]. 유도제어기는 가시선 유도법칙 (line-of-sight guidance) 및 선회유도법칙 (loitering guidance)을 복합적으로 조합하여 각각의 비행모드를 구현하게 된다[3-4].

이때 가시선 및 선회 유도법칙은 실제 무인기의 OFP (operation flight program) 탑재 소프트웨어로 구현시 항로점 (waypoint)과 현재 비행체의 상대위치의 변화 등 에 따라 다양한 비행조건을 고려하여야 하므로, 유도법칙의 일반화가 필

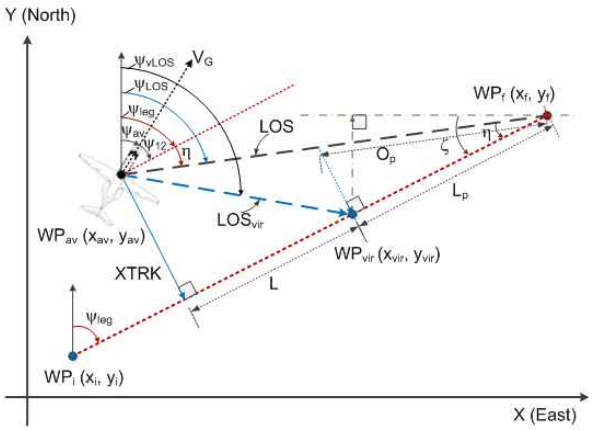

Fig. 5. Line-of-sight guidance

수적이다.

가시선 유도법칙은 Fig. 5와 같이 지정된 초기 항로점 (initial waypoint, WP_i)과 목표 항로점 (final waypoint, WP_f)을 연결한 직선 비행경로 구간의 방위각 (ψ_{leg})을 추종할 수 있도록 비행체의 방위각 (ψ_{av})을 제어하는 방식으로 유도 명령을 식 (8)과 같이 생성한다[5].

$$\psi_{CMD} = \left(\psi_{vLOS} - \psi_{av}\right) \tag{8}$$

여기서, $\psi_{vLOS} = tan^{-1}\left(\dfrac{x_{vir} - x_{av}}{y_{vir} - y_{av}}\right)$이며, 비행체의 모든 방위각은 four quadrant inverse tangent를 통해 $-\pi \le \psi < \pi$ 범위를 갖도록 한다.

선회 유도법칙은 좌선회와 우선회로 구분하며, Fig. 6은 좌선회 유도법칙을 위한 기하학적 관계도를 나타내었다. 최종적인 선회 유도법칙은 식 (9)와 같이 결정된다[6-7].

$$\begin{aligned} &\psi_{CMD} = K_{LOI_psi}\left(\psi_c - \psi_{av}\right) + K_{LOI_xtrk} \cdot XTRK \\ &here, \quad XTRK = \left(R - D\right) \end{aligned} \tag{9}$$

예를 들어 Fig. 4에 보여진 무인기의 위치에서 좌선회 장주비행 모드가 인가되면, 우선 비행체의 현재 위치 WP_{av} = (x_{av}, y_{av})에서 진입점 $EP_{L\text{-}F2}$로 가시선 유도법칙에 의해 유도되며, 이후 WP_{F2}를 선회 중심점으로 삼아 선회 유도법칙을 기반으로 한 자동선회 비행모드로 진입하게 된다. 비행체가 선회를 유지하다가 진입점 $EP_{R\text{-}F2}$를 지나게 되면 다시 가시선 유도법칙에 의해 $EP_{R\text{-}F1}$ 진입점으로 유도되며, 이후 WP_{F1}을 선회 중심점으로 삼아 선회 유도법칙을 기반으로 한 자동선회 비행모드로 진입하게 된다. 마찬가지로 선회를 유지하다가 진입점 $EP_{L\text{-}F1}$을 통과하게 되면 다시

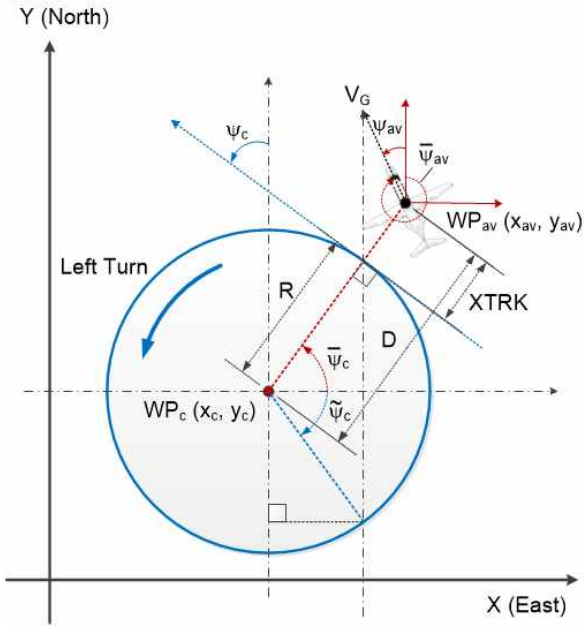

Fig. 6. Loitering guidance

가시선 유도법칙에 의해 진입점 $EP_{L\text{-}F2}$로 이동하게 된다.

자동 8자 비행모드의 경우에는 각 Focus 선회 모드를 빠져나와 가시선 유도법칙으로 전환할 때 각각 상대점으로 변경해주면 8자 비행형상을 구현할 수 있으며, 이때 선회 방향도 변경을 해주어야 한다.

Ⅳ. 대상 무인기

본 논문의 무인기 대상 비행체는 현재 한국항공우주연구원에서 무인화 개발을 완료한 독일 Flight Design사의 2인승 LSA급 프로펠러기인 CTLS로 주요 제원은 Table 2에 정리하였다. 개발된 CTLS 무인기는 자동 원선회 비행모드만이 구현되어 비행시험을 완료한 상태이다.

Fig. 7. Target UAV (CTLS)

Table 2. CTLS Specification

Weight and Dimension	
MTOW	600 kg
Empty Weight	310 kg
Length	6.6 m
Height	2.3 m
Wing Span	8.6 m
Performance	
Cruise Speed (V_C)	115 kts
Stall Speed (V_{S0})	39 kts
Never Exceed Speed (V_{NE})	145 kts
ETC.	
Powerplant	Rotax912 (100 HP)
Parachute	BRS 1350

Ⅴ. 시뮬레이션 결과

5.1 항로점 및 진입점 검증

자동 장주비행 및 8자 비행모드에 사용되는 항로점과 진입점이 Table 1에서 입력되는 정보에 의해 올바르게 계산되는지를 검증하기 위해 Table 3의 조건에서 검증하였고, 결과를 Fig. 8에 나타내었다.

Table 3. Case of waypoint and entry point

구분	Case1	Case2	Case3	Case4
선회반경(R_{LOI})	800 m	800 m	800 m	800 m
장주거리(L_{LOI})	2 km	2 km	2 km	2 km
선회 중심점 (WP_{LOI})	(2,2.5) (km)	(-2,2.5) (km)	(-2,-2.5) (km)	(2,-2.5) (km)
장주각도(Ψ_{LOI})	75 deg	45 deg	135deg	105deg

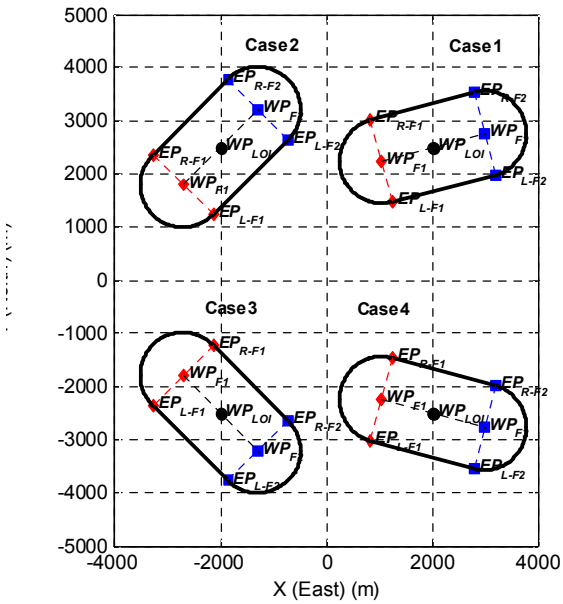

Fig. 8. Results for waypoint and entry point

5.2 비행모드 시뮬레이션 결과

3장과 4장에서 유도한 자동 장주비행 및 8자 비행모드 검증을 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 대상 비행체의 6자유도 비선형 운동모델은 개발 비행시험을 통해 대상 비행체의 공력, 추력 등의 실재 비행특성을 반영한 모델이며, 비행로직은 Stateflow를 사용하여 구현하였다. 자동 장주비행은 우선회 (Case5) 및 좌선회 (Case6) 2가지 비행조건에 대해 수행하였으며, 초기 비행체의 위치는 (0, 0)(m)이고, 비행속도, 고도, 방위각은 각각 150kph, 700m, 0deg로 설정하였다.

Case5의 시뮬레이션 결과는 Fig. 9에 나타내었으며, 구현된 비행로직에 의해 우선회 방향을 추종하기 위해 진입점 $EP_{L\text{-}F2}$로 진입하여 해당되는 진입점들을 통과하며 지정된 장주비행을 수행함을 확인할 수 있다.

Figure 10은 속도, 고도, 방위각의 명령값과 추종값을 비교한 것으로, 가시선 유도법칙과 선회 유도법칙이 번갈아 적용되며 추종성능이 정상적임을 확인할 수 있다.

Figure 11은 좌선회 방향으로 선회방향이 지정된 경우의 결과를 나타내고 있으며, Fig. 12는 우선회가 입력된 8자 비행모드의 결과이다. 두 경우 모두 제안된 비행로직이 정상적으로 동작함을 확인할 수 있다.

Table 4. Case of simulation

구분	Case5	Case6	Case7
선회반경 (R_{LOI})	800 m	800 m	800 m
장주거리 (L_{LOI})	2 km	2 km	2 km
선회중심점(WP_{LOI})	(-2,1)(km)	(-2,2.5)(km)	(-2,-2.5)(km)
장주각도 (Ψ_{LOI})	45 deg	45 deg	135deg
선회 방향	right-turn	left-turn	

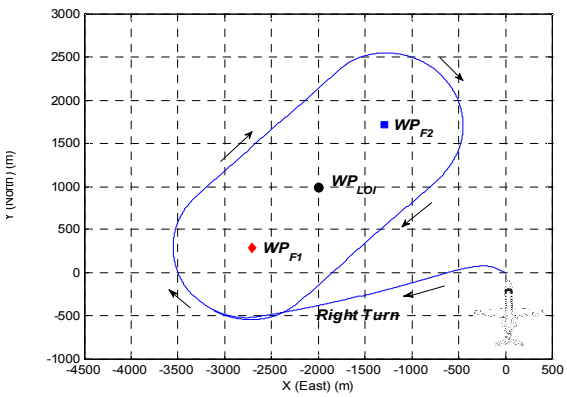

Fig. 9. Trajectory results (auto race-track, Case5)

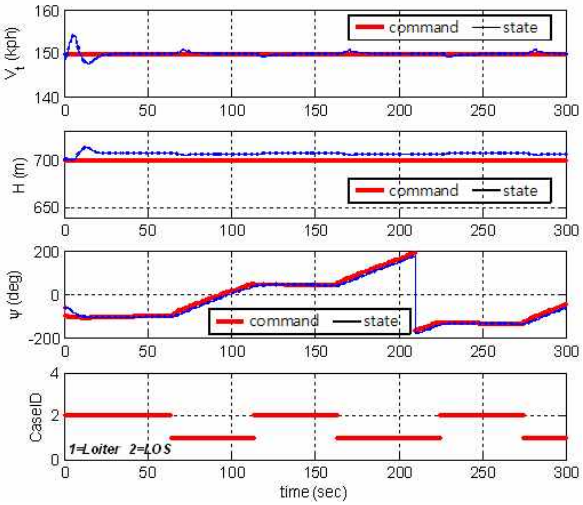

Fig. 10. Command and states histories (Case5)

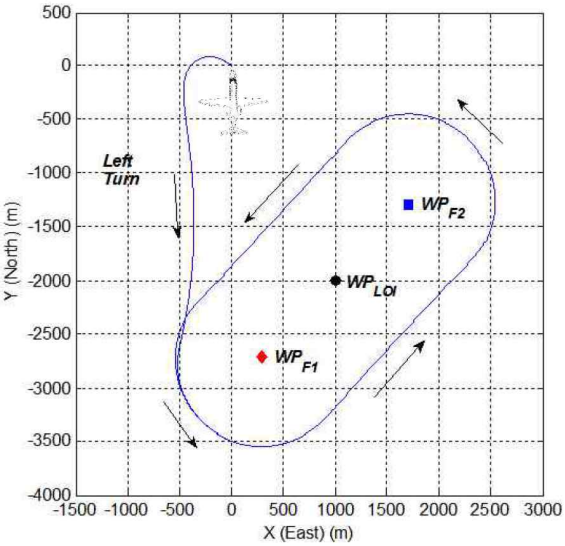

Fig. 11. Trajectory results (auto race-track, Case6)

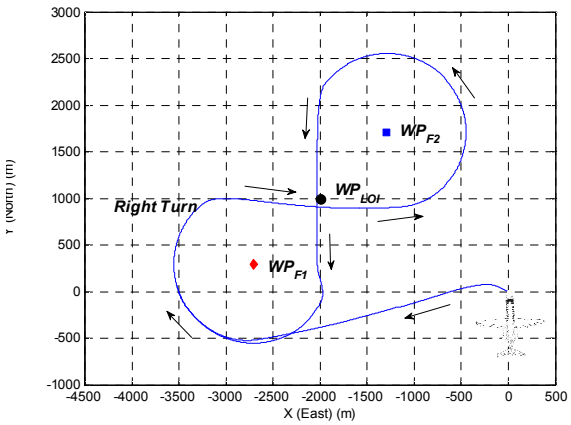

Fig. 12. Trajectory results (auto figure-8, Case7)

Ⅵ. 결 론

본 논문에서는 무인기의 자동선회 비행모드를 확장하기 위한 자동 장주비행 모드와 8자 비행모드를 구현하고, 관련 알고리즘과 비행로직에 대한 성능을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 제안된 비행모드는 자동선회 비행모드의 확장이 가능하며, 유인기의 장주비행 착륙접근 절차를 따르는 크기가 큰 중대형급 무인기에 적용하여 이륙과 착륙과정에서 외부 조종사의 피로도 경감을 통해 비행체의 안정성을 높일 수 있고, 임무수행에 있어서도 다양한 임무경로를 적용할 수 있어 비행체의 활용도를 확장할 수 있다. 특히 제안된 비행로직은 현재 비행체의 위치 및 상태에 무관하게 지상관제장치에서 입력된 소수의 입력정보를 기반으로 자동으로 진입점과 항로점을 계산하고, 유도법칙을 자동전환하여 지정된 비행경로를 추종할 수 있도록 구현하여 실재 탑재되는 비행조종컴퓨터의 OFP에 탑재시 적용성이 용이한 장점을 가지고 있다.

후 기

본 연구는 2014학년도 인하공업전문대학 교내 연구비지원에 의하여 연구된 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

1) H. Ryu, S. H. Lee, S. J. Lee “Operational Flight Program Design for Dual-Redundant Flight Control System”, KSAS Spring Conference, 2011, pp.1622-1627.

2) S. J. Lee, J. H. Lee, D. S. Lee, “Lateral and Directional SCAS Controller Design Using Multidisciplinary Optimization Program”, Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.40, No.3, 2011, pp.251-257.

3) Blakelock, J. H., “Automatic Control of Aircraft and Missiles”, John Wiley and sons, Inc., 1991.

4) Fossen, T. I., “Marine Control Systems”, Marine Cybernetics AS, 2002.

5) S. J. Lee, H. S. Choi, J. H. Lee, J. W. Jang, “Generalization and Application of LOS Guidance Law for UAV”, 2011 KSAS Spring Conference,

2011, pp.1375-1380.

6) S. J. Lee, H. S. Choi, J. H. Lee, J. W. Jang, H. Ryu, “Flight Test Results of Guidance Logic for UAV Point Navigation”, KAIS Spring Conference, 2013, pp.228-230.

7) S. LEE, H. S. CHOI and H. RYU. “Modified Guidance Law and Operational Logic for Auto-Approach of Unmanned Air Systems”, Transaction of JSASS, Vol. 57, No.2, 2014, pp.69-78.