

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(6), 458-464(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.6.458>

무인 항공기의 자동 착륙 접근 알고리즘 설계 및 비행시험

정민정*, 류한석*, 박상혁**

Design and Flight Test of Autonomous Landing Approach Algorithm
for UAV

Minjeong Jeong*, Han-seok Ryu* and Sanghyuk Park**

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at Korea Aerospace University*,

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University**

ABSTRACT

This paper presents an algorithm for autonomous landing approach of a unmanned aerial vehicle. The main purpose of the autonomous landing approach in this study is to help a safe landing at night. From any initial position of the aircraft when this function is engaged, a flight path command is generated from the initial position. The shortest combination of an initial circular arc, a straight line segment, and a final circular arc is chosen for the flight path that will lead the aircraft to one end of runway for a landing. The algorithm is initially validated through numerous simulations with various initial conditions of aircraft. Then it is successfully validated through a number of flight tests.

초 록

본 논문에서는 무인 항공기의 활주로 자동 접근 알고리즘에 대해 기술하였다. 본 연구에서 자동 접근의 주요 목적은 야간에 항공기의 안전한 착륙을 돕기 위함이다. 자동 접근 기능을 사용하게 되면 항공기가 어느 위치에 있던 초기 위치를 기준으로 경로 명령이 생성된다. 경로 명령은 최단거리를 가지는 원호-직선-원호로 구성되어있다. 경로 명령을 통해 생성된 경로를 따라 이동한 다음 활주위에 접근하도록 알고리즘을 설계하였다. 항공기의 다양한 초기 위치에 대한 경로 생성 알고리즘의 시뮬레이션을 통해 1차 검증을 하였으며 이를 기반으로 실제 비행시험을 수행하여 본 연구에서 제안한 알고리즘의 타당성을 실증적으로 검증하였다.

Key Words : UAV(무인 항공기), Autonomous Landing Approach(자동 착륙 접근)

1. 서 론

현대에 들어 무인기는 광고용, 통신 중계용, 항공촬영용 등의 민수용 용도뿐만 아니라 경찰·감

시 등의 군사적 용도 등 다양한 분야에서 사용되고 있다. 특히 저렴한 비용으로 감시, 정찰, 수색 등의 임무를 가지는 태양광 무인기의 연구가 활발히 이루어지고 있으며 국내에서도 이러한 추세

† Received: February 13, 2013 Accepted: May 24, 2013

** Corresponding author, E-mail : park@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

에 맞추어 대학과 연구소를 중심으로 연구가 진행되고 있다[1]. 현재 연구 동향에 의하면 NASA의 Helios, 영국 QinetiQ의 Zephyr, ETH Zürich,의 Sky Sailor 등의 태양광 항공기가 개발되었으며, 지난 2010년 7월 9일, 영국 QinetiQ의 Zephyr가 14일 동안 시험 비행을 성공한 바 있다[2].

국내에서는 본 저자가 속한 한국항공대에서 2011년 9월 25일 그리고 겨울철인 2012년 1월14일에 각각 12시간 연속 비행에 성공한 바가 있다[3]. 기존의 비행 시험에서는 착륙을 수동 비행으로 실시하였으나 향후 24시간 이상 비행하기 위해서는 야간 비행이 불가피하므로, 어두운 야간에 착륙을 용이하게 하기 위해 자동 착륙 접근 알고리즘을 개발하게 되었다. 개발된 자동 착륙 접근 알고리즘은 자동으로 항공기를 활주로의 착륙 지점 근처까지 유도하며, 마지막 플레어(flare)와 터치다운(touch-down)은 장착된 GPS 센서의 고도 오차 때문에 수동으로 전환하여 실시하도록 하였다.

자동 접근의 경로생성은 Dubins Path를 기반으로 설계하였으며 원호-직선-원호로 구성하였다[4]. 즉 임의의 지점으로부터 경로명령생성이 이루어지면 출발 지점에서 원호를 따라 선회하다, 다음으로 직선을 따라가며, 이후 최종 원호를 따라 선회하게 된다. 마지막으로 활주로를 따라 직선 비행을 한 후 수동 모드로 전환된다[5].

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장은 본론에 해당하며, 먼저 2.1절에서는 본 논문에 사용된 알고리즘을 소개하며 이에 대한 시뮬레이션을 기술하였고 2.2절에서는 관련 비행 시험에 관하여 기술하였다. 마지막으로 3장에서는 결론과 앞으로의 관련된 연구를 기술하였다.

II. 본 론

2.1 자동 착륙 접근 알고리즘

Figure 1은 Autonomous Landing Approach(자동 착륙 접근)의 구성도이다. 우선 자동 접근의 명령을 실행하면 바람의 방향에 따라 활주로의 오른쪽에서 접근할지 왼쪽에서 접근할지를 결정하게 된다. 접근방향에 따라 원호-직선-원호의 마지막 목표 지점과 여기서의 진행방향이 결정된다. 이를 이용하여 필요한 원호-직선-원호의 조합을 아래와 같은 방법에 의해 찾게 된다.

본 연구에서는 원호의 반지름(R)을 지정하므로 선회각도 ψ_s, ψ_f 를 구하면 원호의 길이를 구

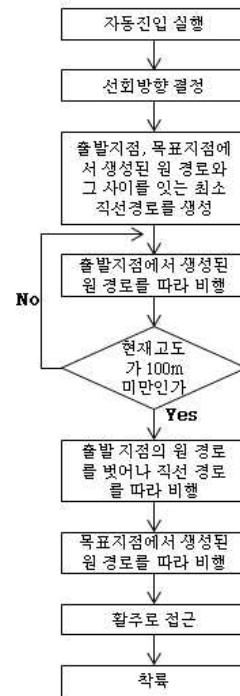


Fig. 1. Algorithm flow-chart of Autonomous Landing Approach

할 수 있다. 원호의 전체 길이를 l_{CIRCLE} 이라 하면

$$l_{LE} = R \times (\psi_s + \psi_f) \quad (1)$$

가 된다. 이렇게 구한 선회각도 ψ_s, ψ_f 와 두 원호 사이를 잇는 직선의 길이 L 을 구하여 최단거리를 갖는 원호-직선-원호의 조합을 찾고자 한다. 직선의 길이 L 과 두 원호의 선회 각도 ψ_s, ψ_f 를 구하는 방법은 각각 2.1.1절과 2.1.2절에 서술하였다.

2.1.1 원의 중심과 직선의 길이

Figure 2와 Fig. 3에서 자동 접근 모드에 들어선 순간의 위치를 (pX_s, pY_s) 라 하고 항공기의 진행 방향에 해당하는 단위벡터를

$\hat{e}_{st} = (eX_{st}, eY_{st})$ 로 표현한다. 항공기의 위치와 진행방향이 결정이 되면 항공기의 주위로 두 개의 원이 가상으로 좌우로 생성된다. 가상의 원의 중심은 다음과 같다.

$$pX_{cs} = pX_s \pm R \times eY_{st} \quad (2)$$

$$pY_{cs} = pY_s \mp R \times eX_{st} \quad (3)$$

부호의 기준은 출발 지점에서 생성된 오른쪽 원호이며 왼쪽 원호는 오른쪽 원호와 반대이다.

그리고 목표 위치를 (pX_f, pY_f) 라 하고 목표 위치에서의 항공기의 원하는 진행방향을 벡터

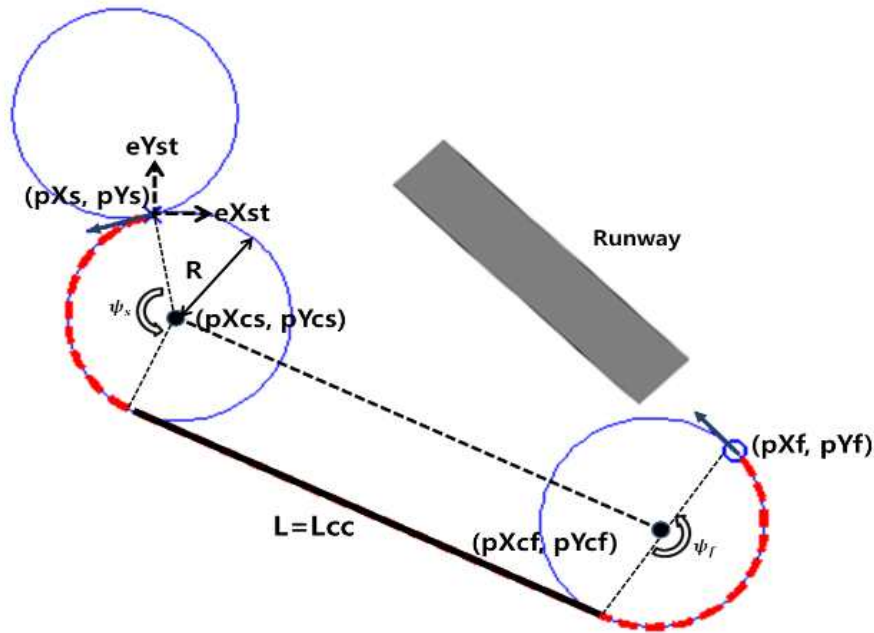


Fig. 2. Overview of same turning direction path generation for landing approach

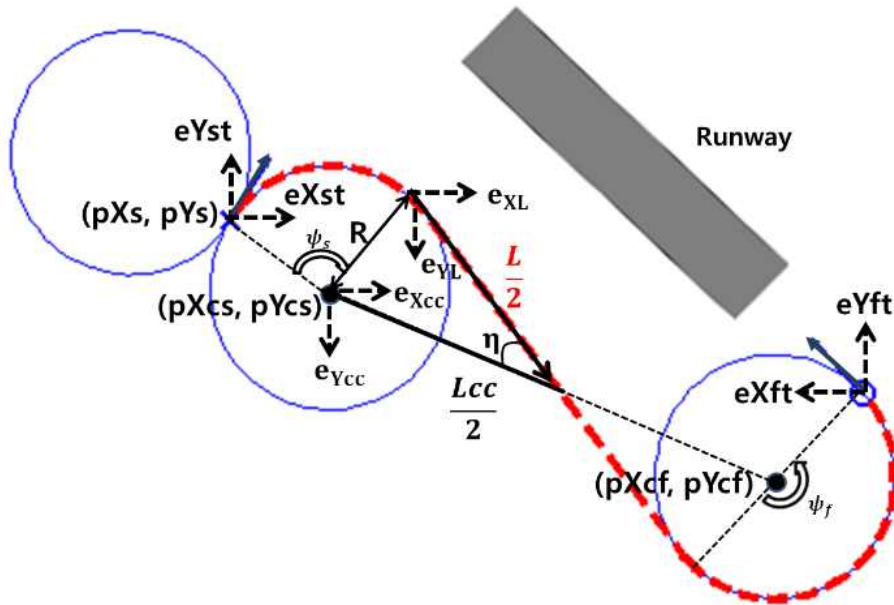


Fig. 3. Overview of different turning direction path generation for landing approach

$\hat{e}_{ft} = (eX_{ft}, eY_{ft})$ 로 표현한다.

서론에서 말한 바와 같이 자동 착륙 접근 알고리즘은 Dubins Path를 기반으로 설계하였다. Dubins Path는 목표 지점의 위치와 방향을 기준으로 가상의 원 두 개가 좌우로 생성되나 본 연구에서는 두 개가 아닌 하나의 원만을 고려하도록 하였다. 이는 비행 시험 금지구역을 고려하였기 때문이다.

이 가상의 원의 중심은 다음 두 가지 경우로 나누어 구할 수 있다.

첫째, 목표 지점에서의 선회방향이 왼쪽이라면

$$pX_{cf} = pX_f - R \times eY_{ft} \quad (4)$$

$$pY_{cf} = pY_f + R \times eX_{ft} \quad (5)$$

이 되고

둘째, 목표 지점에서의 선회방향이 오른쪽이라면

$$pX_{cf} = pX_f + R \times eY_{ft} \quad (6)$$

$$pY_{cf} = pY_f - R \times eX_{ft} \quad (7)$$

이 된다.

시작지점에서의 가상의 원과 목표 지점의 가상의 원 사이의 거리는 다음과 같다.

$$L_{cc} = \sqrt{(pX_{cf} - pX_{cs})^2 + (pY_{cf} - pY_{cs})^2} \quad (8)$$

거리 L_{cc} 를 이용하여 두 원의 중심 사이의 단위 벡터 $\hat{e}_{cc} = (e_{X_{cc}}, e_{Y_{cc}})$ 를 구하면

$$e_{X_{cc}} = \frac{pX_{cf} - pX_{cs}}{L_{cc}} \quad (9)$$

$$e_{Y_{cc}} = \frac{pY_{cf} - pY_{cs}}{L_{cc}} \quad (10)$$

와 같다.

만약 Fig. 2처럼 출발 지점에서의 선회방향과 목표 지점에서의 선회방향이 같다면 원 두 개 사이에 생성되는 직선의 길이는 L_{cc} 와 같아질 것이고 직선의 방향은 벡터 $\hat{e}_{cc} = (e_{X_{cc}}, e_{Y_{cc}})$ 가 될 것이다.

그러나 Fig. 3의 경우와 같이 선회방향이 다를 경우엔 벡터 \hat{e}_{cc} 와 벡터 \hat{e}_L 사이의 각도 η 와 직선의 길이 L 을 구한다.

$$\eta = \sin^{-1}\left(\frac{R}{L_{cc}/2}\right) \quad (11)$$

$$L = 2\sqrt{(L_{cc}/2)^2 - R^2} \quad (12)$$

이렇게 구한 벡터 \hat{e}_{cc} 와 각도 η 를 이용하여 직선의 방향 벡터인 \hat{e}_L 을 구한다. 벡터 \hat{e}_L 은 출발 지점에서의 선회방향이 오른쪽 즉 목표 지점에서의 선회방향이 왼쪽이면

$$e_{XL} = e_{X_{cc}} \times \cos\eta + e_{Y_{cc}} \times \sin\eta \quad (13)$$

$$e_{YL} = -e_{X_{cc}} \times \cos\eta + e_{Y_{cc}} \times \sin\eta \quad (14)$$

출발 지점에서의 선회방향이 왼쪽 즉 목표 지점에서의 선회방향이 오른쪽이라면

$$e_{XL} = e_{X_{cc}} \times \cos\eta - e_{Y_{cc}} \times \sin\eta \quad (15)$$

$$e_{YL} = e_{X_{cc}} \times \cos\eta + e_{Y_{cc}} \times \sin\eta \quad (16)$$

라고 할 수 있다.

2.1.2 선회각도

항공기 방향벡터 \hat{e}_{st} 와 직선의 방향벡터 \hat{e}_L 의 상대적인 방향에 따라 왼쪽이나 오른쪽으로 선회할지 정해지고 또한 항공기 방향벡터 \hat{e}_{st} 와 직선의 방향벡터 \hat{e}_L 의 dot product(\cdot)를 이용하여 선회 각도를 구할 수 있다. 선회각도를 구하는 방법은 Table. 1과 Table. 2에 간단히 나타내었다.

2.1.3 Total Length

이렇게 구해진 직선의 길이, 출발 지점과 목표 지점에서 선회각도, 그리고 정해진 원의 반지름을 이용하여 전체 길이를 구한다.

$$Total\ Length = L + R \times (\psi_s + \psi_f) \quad (17)$$

$Total\ Length$ 의 크기를 비교하여 가장 짧은 $Total\ Length$ 를 선택하게 되고 비행을 하게 된다.

2.1.4 고도 하강

자동 착륙 접근 알고리즘에서 고도 하강은 다음과 같다.

자동 착륙 접근이 시작되면 항공기는 추력을 끄고 출발 지점에 생성된 가상의 원을 따라 활공을 시작한다. 자동 착륙 접근이 시작한 순간의 고도를 기준으로 원 궤도를 다시 돌아 고도를 하강할 것인지 아니면 바로 다음 단계인 직선 궤도를 따라 활공할 것인지를 정하게 된다. Fig. 4는 자동 착륙 접근 알고리즘을 간단하게 도시한 것이다. 자동 착륙 접근이 시작한 순간 ψ_{snew} 를 정의한다. ψ_{snew} 에 대한 정의는 다음과 같다.

Table 1. Turn angle for start point

출발지점 \ 외적방향	위쪽 성분(하늘)	아래쪽 성분(지면)
선회방향이 왼쪽	$\psi_s = \cos^{-1}(\hat{e}_{st} \cdot \hat{e}_L)$	$\psi_s = 2\pi - \cos^{-1}(\hat{e}_{st} \cdot \hat{e}_L)$
선회방향이 오른쪽	$\psi_s = 2\pi - \cos^{-1}(\hat{e}_{st} \cdot \hat{e}_L)$	$\psi_s = \cos^{-1}(\hat{e}_{st} \cdot \hat{e}_L)$

Table 2. Turn angle for target point

목표지점 \ 외적방향	위쪽 성분(하늘)	아래쪽 성분(지면)
선회방향이 왼쪽	$\psi_f = 2\pi - \cos^{-1}(\hat{e}_L \cdot \hat{e}_{ft})$	$\psi_f = \cos^{-1}(\hat{e}_L \cdot \hat{e}_{ft})$
선회방향이 오른쪽	$\psi_f = \cos^{-1}(\hat{e}_L \cdot \hat{e}_{ft})$	$\psi_f = 2\pi - \cos^{-1}(\hat{e}_L \cdot \hat{e}_{ft})$

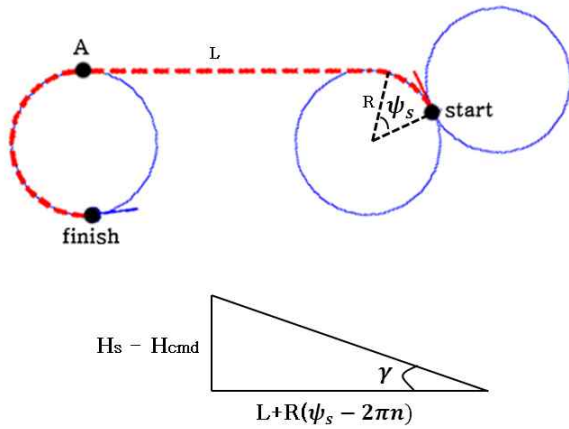


Fig. 4. Lowering altitude when initial height is too high

$$\psi_{snew} = \psi_s + 2\pi n (n = 0, 1, 2, \dots) \quad (18)$$

Figure 4의 아래 그림에서 보듯이 초기 고도 H_s 와 A지점의 고도 커맨드 H_{cmd} 의 차인 $H_s - H_{cmd}$ 와 직선의 길이 L 과 출발 지점의 원호의 길이의 합인 $L + R \times (\psi_s + 2\pi n)$ 의 비가 양항비 γ 를 넘지않는 최소의 n 을 결정하게 된다. 즉, n 을 결정하는 방법은 다음과 같이 간단히 나타낼 수 있다.

$$\frac{H_s - H_{cmd}}{L + R \times (\psi_s + 2\pi n)} < \gamma \quad (19)$$

만약 n 이 0이라면 ψ_{snew} 는 ψ_s 가 되어 ψ_s 만큼 선회하고 다음 단계인 직선 궤도를 따라 활공하게 되고 n 이 1이라면 ψ_{snew} 는 ψ_s 에 2π 를 더한 것으로 원 궤도를 한 바퀴를 돌고 ψ_s 만큼 선

회를 한 다음 직선 궤도에 접근하게 되는 것이다. 이렇게 나선운동을 하며 고도를 하강하고 다음 단계인 직선궤도, 마지막 원 궤도를 돌며 미리 지정한 고도 커맨드 H_{cmd} 만큼 고도를 점차 내리게 된다.

2.1.5 시뮬레이션

Figure 5는 Matlab을 통해 구현한 경로이다.

간단히 예를 들어 Fig.5의 위 그림 중 하나의 궤도처럼 목표 지점에서의 선회방향이 왼쪽이고 출발 지점 $(pXf, pYf) = (-190, 100)$ 에서 항공기의 방향이 $\hat{e}_{st} = (eXst, eYst) = (-0.7, -0.7)$, 즉 왼쪽 아래를 향해있다면 출발 지점에서 항공기의 방향을 기준으로 양 옆에 원의 중심이 각각 $(pXcs, pYcs) = (-245, 135), (-170, 65)$ 이고 반지름 50인 원 두 개가 그려진다. 또한 목표 지점 $(pXf, pYf) = (165, -205)$ 에서의 원하는 항공기 방향 $\hat{e}_{ft} = (eXft, eYft) = (-0.7, 0.7)$, 즉 왼쪽 위를 기준으로 원의 중심이 $(pXcf, pYcf) = (130, -180)$ 이고 반지름이 50인 원 하나가 그려진다. 출발 지점에서 왼쪽으로 선회각 ψ_s 90°로 선회한 다음 두 원호를 잇는 크기 390인 직선 L 을 지나 목표 지점의 원 경로로 접근하여 원하는 항공기의 위치와 방향에 도달할 때까지 선회각 ψ_f 170°를 목표 지점의 원 경로를 따라 비행한다. 이 경로가 두 원호와 하나의 직선으로 만들 수 있는 경로 중 가장 최단 경로이다.

2.2 비행 시험

우선 비행 시험에 앞서 제어에 필요한 공력 특성은 주로 Vortex Lattice Method을 이용하여 구했다. 또한, 일반적인 6자 유도 강제 운동방정

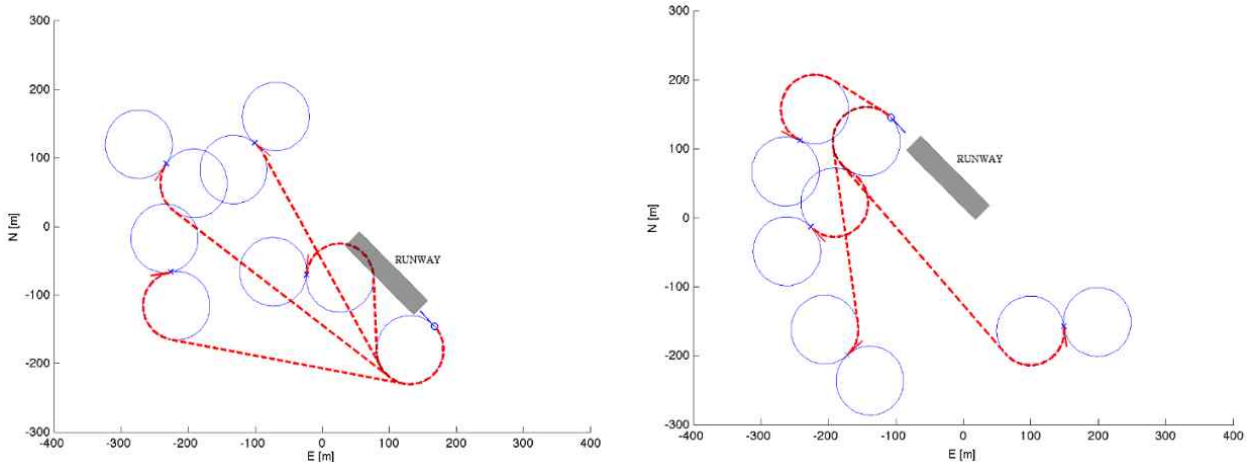


Fig. 5. Path generation for landing approach



Fig. 6. Test bed Solar UAV

식을 근간으로 구성한 HILSIM (Hardware-In-the-Loop SIMulation)을 통한 1차 검증으로부터 신뢰도를 높인 후에 비행 시험을 수행하였다 [6].

본 연구에 사용된 기체는 Fig. 6과 같고 윙스팬 3.6m 날개면적 0.8 m², 루트코드 0.25m, 팁코드 0.2m이고 항공기의 하중은 3.0kg 등의 특징을 갖는다. 또한 에일러론이 없는 러더·엘리베이터의 조종면만 가진 기체이므로 러더가 에일러론을 대신하여 롤 각을 추종하도록 루프를 닫았다. 엘리베이터는 휴고이드 모드를 감쇠하고 속도 trim을 세팅할 수 있도록 설계하였다. 그리고 프로펠러의 추력을 이용하여 고도를 제어하도록 설

계한 것이 본 연구에 사용된 기체의 특징이다. 경로 추종을 위해서는 비선형 경로 추종 유도 (Nonlinear Path-Following Guidance) 방식을 외부루프로 이용하였다[7].

자동 착륙 접근을 위한 수차례의 비행 시험이 성공적으로 실시되었다. Fig. 7은 실제 비행 시험에 의해 얻어진 결과를 도시하고 있다. 그림에서 보듯 항공기는 출발 지점의 원형 경로에 머무르며 나선 운동을 하며 초기 고도를 떨어뜨리다가 적당한 고도가 되면 직선 경로를 따라간다. 직선 경로와 목표 지점의 원형 경로를 따라가다 활주로에 접근 하게 되고 활주로에 접근하면 마지막 직선을 따라 비행을 한다. 지상의 조종사 가까이에서 항공기가 다가오게 되면 최종적으로 수동으로 전환하여 터치다운 착륙을 실시한다.

III. 결 론

자동 접근의 주요 목적은 야간에도 안전하게 착륙을 돕는 것이다. 이 알고리즘은 항공기의 초기 위치에서 비행경로 명령을 생성하여 활주로의 한 쪽 끝으로 가도록 유도한다. 경로 명령은 출발 지점에서의 원호, 직선, 그리고 목표 지점에서의 원호로 구성되어있다. 목표 지점에서의 원호까지 경로를 돌면 마지막으로 활주로를 따라 들

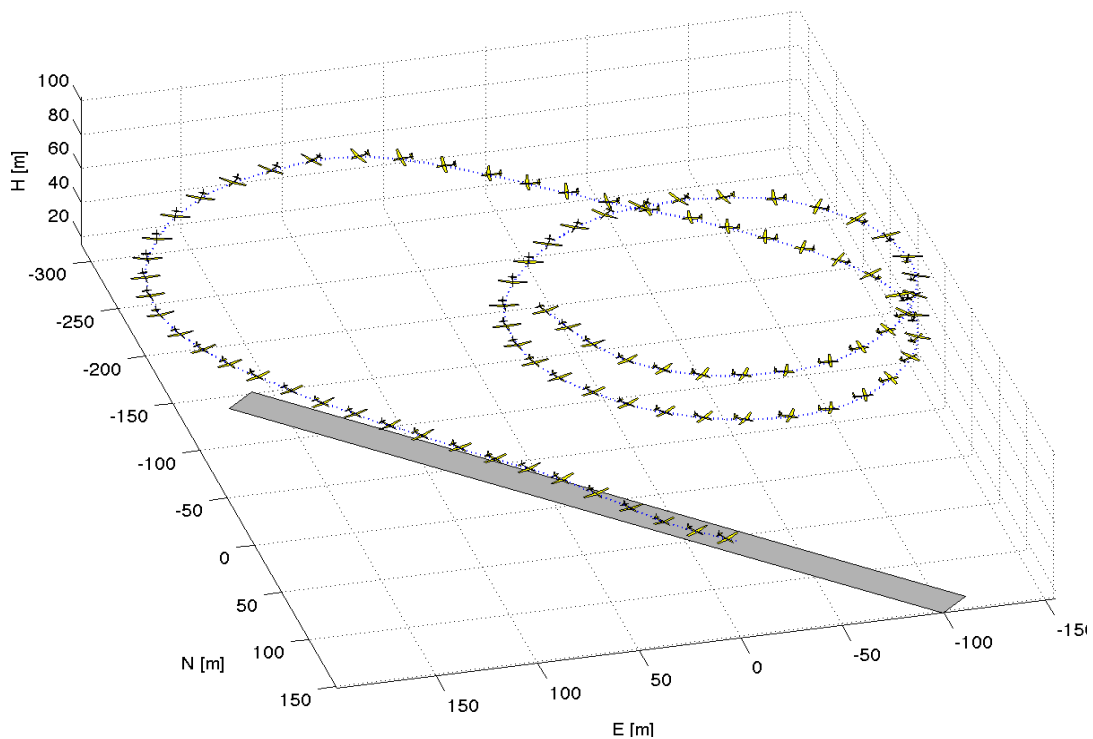


Fig. 7. Flight data for Autonomous landing approach

어오는 직선경로를 수행하고 그 이후에 수동으로 전환하여 최종 착륙을 시도하게 된다.

본 논문에서 제시하는 방법은 비교적 간단하고, 손쉽게 활용할 수 있다. 야간에서 뿐만 아니라 바람이 불거나 항공기가 너무 멀리 있어 제어하기 어려울 때도 사용할 수 있다.

후 기

본 논문은 2012년도 한국항공대학교 교비지원 연구비(과제번호 201201007)에 의하여 지원된 연구의 결과이며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Sugjoon Yoon, "Control System of UAV", Journal of the Institute of Control, Automation, and Systems Engineering, Vol. 5, No. 6, 1999
- 2) Andrée NOTH, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", PhD Thesis, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, December 2008.
- 3) Minjeong Jeong, Sanghyuk Park, "Guidance and Control of Long-Endurance Solar Powered UAV", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Spring Conference, Hiwon Resort Convention Center, Jungsun, Gangwon-do, April 2012.
- 4) Randal W. Beard, Timothy W. McLain, "Small Unmanned Aircraft", Princeton Publication, 2012
- 5) Minjeong Jeong, Han-seok Ryu and Sanghyuk Park, "The Autonomous Landing Approach Algorithm and Ground Control System for flight experiment after dusk", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Spring Conference, Hiwon Resort Convention Center, Jungsun, Gangwon-do, April 2013.
- 6) Lewis, F. and Stevens, B. "Aircraft Control and Simulation", Wiley-Interscience Publication, 1992.
- 7) Park, S., Deyst, J., and How, P., "Performance and Lyapunov Stability of a Nonlinear Path-Following Guidance Method", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.30, No. 6, November-December 2007.