

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2022.30.1.038>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

통합항법 성능 분석을 위한 고정익, 회전익 무인항공기의 비행 시나리오 궤적 설계

원대한*, 오정환*, 강우성*, 엄송근*, 이동진**, 김도윤***, 한상혁***

Flight Scenario Trajectory Design of Fixed Wing and Rotary Wing UAV for Integrated Navigation Performance Analysis

Daehan Won*, Jeonghwan Oh*, Woosung Kang*, Songgeun Eom*, Dongjin Lee**,
Doyoon Kim***, Sanghyuck Han***

ABSTRACT

As the use of unmanned aerial vehicles increases, in order to expand the operability of the unmanned aerial vehicle, it is essential to develop an unmanned aerial vehicle traffic management system, and to establish the system, it is necessary to analyze the integrated navigation performance of the unmanned aerial vehicle to be operated. Integrated navigation performance is affected by various factors such as the type of unmanned aerial vehicle, flight environment, and guidance law algorithm. In addition, since a large amount of flight data is required to obtain high-reliability analysis results, efficient and consistent flight scenarios are required. In this paper, a flight scenario that satisfies the requirements for integrated navigation performance analysis of rotary and fixed-wing unmanned aerial vehicles was designed and verified through flight experiments.

Key Words : Flight Scenario(비행 시나리오), Integrated Navigation Performance Analysis(통합 항법 성능 분석), Trajectory Design(궤적 설계), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Unmanned Aircraft System Traffic Management(무인항공시스템 교통관리)

1. 서 론

무인항공기는 현재 민간분야 및 공공분야에서 다양하게 활용되고 있으나 비행 공역에 대한 제한이 많고 규정된 항로가 없어 지역간 이동하는 비행은 특별승인

없이 불가능한 상황이다. 최근에는 UAM(urban air mobility), 택배 드론과 같이 물건 또는 사람을 이동시키는 비행체의 수요가 증가하여 비행 공역, 항로의 규정이 시급한 상황이다. 이와 같은 무인항공 교통관리 체계(UTM, unmanned aircraft systems traffic management)를 개발하는 것뿐만 아니라 무인항공기가 개발하는 체계에서 안정적으로 운용되기 위한 통합항법 기술이 요구되며 이는 사전 승인된 비행 경로에 대해 항법 비행을 수행할 수 있는 기술을 의미한다. 따라서 무인항공기의 통합항법 성능에 대한 분석이 필요한 상황이다. 통합항법 성능은 무인항공기의 종류(회전익 무인항공기, 고정익 무인항공기 등)에 따라 다르며

Received: 24. Nov. 2021, Revised: 20. Mar. 2022,
Accepted: 25. Mar. 2022

* 한서대학교 항공시스템공학과

** 한서대학교 무인항공기학과 교수

연락처 E-mail : djlee@hanseo.ac.kr

연락처 주소 : 충남 태안군 남면 곶섬로 236-49

*** 한국항공우주연구원

비행 속도, 선회 반경, 선회 방향, 직선 구간, 선회 구간, 유도 법칙에 따른 fly-by, fly-over 등 다양한 요인에 따라 다르게 도출될 수 있다. 따라서, 통합항법 성능 분석 결과의 신뢰도를 높이기 위해 다양한 환경에서 비행한 많은 양의 데이터가 필요하며 위의 사항들을 고려하여 설계된 비행 시나리오를 기반으로 수집되어야 한다. 본 논문에서는 위와 같은 사항들을 고려하여 설계된 경로점 변경 각도에 따른 경로점 변경 비행시험 시나리오와 선회율에 따른 경로점 추종 비행시험 시나리오를 구성하는 과정에 대해 설명하고자 한다. 설계된 시나리오는 SILS(software in the loop simulation)을 통해 검증하고 실제 비행시험을 통해 시나리오에 대한 적절성을 검토하였다. 실제 비행시험에서 사용한 비행제어 컴퓨터와 소프트웨어는 오픈 아키텍처 하드웨어 기반 pixhawk를 활용하였고 비행제어 소프트웨어는 오픈 아키텍처 소프트웨어 기반 ardupilot을 사용하였다.

II. 본 론

2.1 경로점 변경 비행시험 시나리오

2.1.1 사각 장주 비행시험 시나리오

초기 구성하였던 경로점 변경 비행시험 시나리오는 단순한 형태인 정사각형 형태로 구성하였으며 한쪽 방향으로 비행하는 것으로 구성하였다(Fig. 1).

사각 장주 비행시험 시나리오는 다양한 방향에서 바람의 영향에 따른 비행데이터 수집이 가능하나 우측 SILS 결과에서 확인할 수 있듯이 비행제어기 유도 법칙의 특성으로 인해 각 경로점을 통과하지 않고 곡선 궤적으로 경로점 변경이 되는 fly-by 형태를 띄고 있다.

2.1.2 마름모 비행시험 시나리오

비행제어기 유도 법칙의 특성을 사각 장주 시나리오에서 확인함에 따라 fly-by 비행 시, 계획된 경로점보

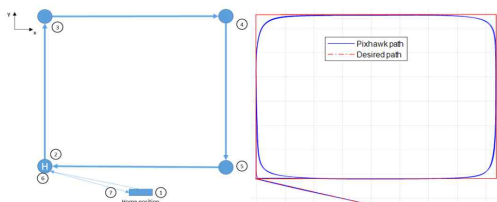


Fig. 1. Rectangular trajectory (Trajectory / SILS)

다 빠르게 경로를 이탈하게 되는 부분에 대한 분석이 필요함을 확인하였다. 따라서, 경로점 변경 각도에 따른 이탈 시점의 분석이 필요하여 마름모 형태 시나리오를 구성하였다(Fig. 2).

마름모 시나리오는 0°~180°까지 다양한 각도의 비행데이터 수집이 가능하다. 그러나 유도 법칙의 특성상 이전 경로의 영향이 다음 경로에 영향을 미치고 경로 추종 성능은 선회 방향에 따라 차이가 발생하였다. 이를 해결하기 위해 시계, 반시계 방향으로 비행시험을 수행할 경우 비행시간이 크게 증가하여 수행이 어려운 단점을 발견하였다.

2.1.3 나선형 비행시험 시나리오

나선형 시나리오는 마찬가지로 0°~180°까지 다양한 각도에서 비행데이터 수집이 가능하다(Fig. 3). 또한, 시나리오 궤적 중간에서 선회 방향 변경이 가능하고 비행시간이 마름모 시나리오에 비해 큰 폭으로 감소하였다.

비행시간 및 선회 방향 문제는 해결되었으나 앞서 구성한 마름모 시나리오와 동일하게 직선 거리와는 무관하게 이전 경로의 영향이 다음 경로에 영향을 미치는 문제가 해결되지 않았다.

2.1.4 Spoke 비행시험 시나리오(회전익)

이전 경로가 다음 경로에 영향을 주는 것을 방지하기 위해 경로점 변경 각도 간격을 넓히고 Fig. 4와 같이 30° 간격으로 0°~180°까지 총 6개의 각도에서 비행데이터 수집이 가능한 spoke 시나리오를 구성하였다.

Spoke 시나리오는 Fig. 5와 같이 예약이 점차 증가

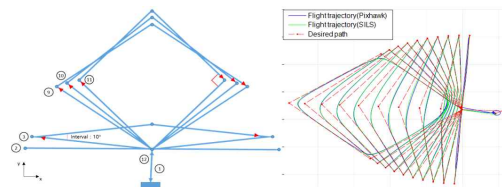


Fig. 2. Rhombus (Trajectory / SILS)

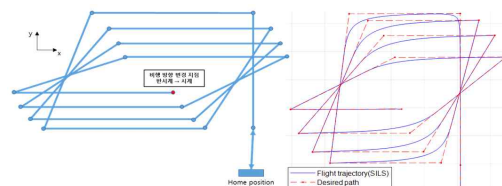


Fig. 3. Spiral (Trajectory / SILS)

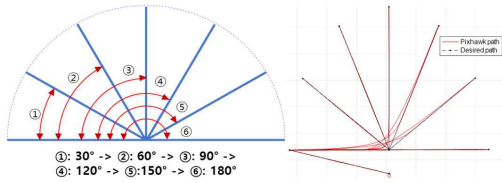


Fig. 4. Rotary wing spoke (Trajectory / SILS)

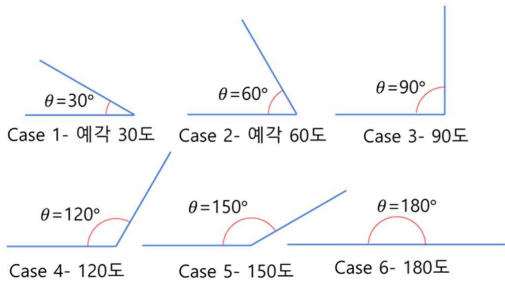


Fig. 5. Rotary wing spoke flight sequence

하는 순서로 진행되며 CCW(counter clock wise) 방향과 CW(clock wise) 방향이 모두 포함된 시나리오이다. 즉, 예각 30° CCW 방향으로 비행이 완료되면 예각 30° CW 방향으로 비행이 수행되어 선회 구간에서 수집되는 데이터의 신뢰성을 높였으며, 180° 구간을 통해 직선 구간에서 수집되는 데이터의 신뢰성을 높였다. 또한, case별 양 끝 경로점에서 정지 및 방위각 180° 변경하는 기동이 발생하여 이전 경로에서 발생한 오차가 현재 경로 추종 성능에 영향을 미치는 것을 방지하였다.

2.1.5 Spoke 비행시험 시나리오(고정익)

Fig. 4는 회전익 무인항공기의 경로점 변경 시나리오이며 고정익 무인항공기에서는 적용이 어렵다. Fig. 6은 회전익 spoke 시나리오를 고정익 무인항공기에 적용한 뒤 SILS 수행 후 도출된 비행 궤적이다.

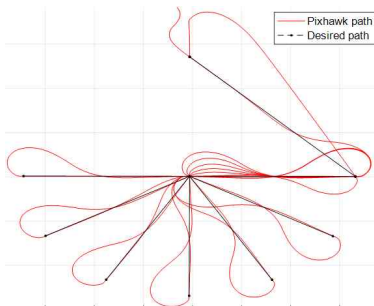


Fig. 6. Fixed wing SILS result

SILS 수행 결과, 고정익 무인항공기의 선회 특성이 반영되어 직선 구간의 데이터 신뢰성이 떨어졌으며 선회 방향 변경 시 불필요한 궤적이 추가되어 비행 시간 증가 및 분석 불가능한 데이터가 추가되는 문제가 발생하였다.

해당 문제들을 해결하기 위해서는 고정익 무인항공기의 선회 기동 특성 반영이 필요하다. 따라서, 부채꼴 모양과 같이 CW, CCW 방향 전환이 자유로우며 직선 구간 데이터의 신뢰성을 높이기 위해 Fig. 7과 같이 고정익 무인항공기를 위한 spoke 시나리오를 구성하였다. Fig. 8은 예각이 점차 증가하는 순서로 진행되며 CCW 방향과 CW 방향이 포함되어 있다. 최종적으로 Fig. 1부터 Fig. 3과 같은 비행 시나리오를 통해 문제점을 파악 후, Fig. 4의 회전익 spoke 시나리오, Fig. 7의 고정익 spoke 시나리오를 구성하였다.

2.2 경로점 추종 비행시험 시나리오

위 구성한 시나리오는 경로점 변경 각도에 따른 통합항법 성능 분석을 위한 시나리오이며 선회 구간의 추종 성능을 확인하기 위해 경로점 추종 시나리오를 구성하였다.

2.2.1 Cross Track 비행시험 시나리오

Fig. 9는 선회 구간에서 무인항공기의 경로점 추종 성능을 분석하기 위해 구성한 시나리오로 두 개의 직선이 가로지르는 형태이다. CW 방향으로 선회 비행

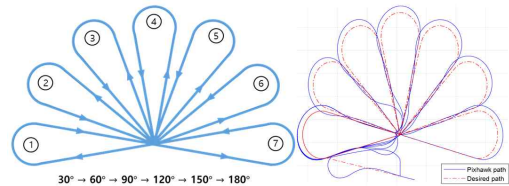


Fig. 7. Fixed wing spoke (Trajectory / SILS)

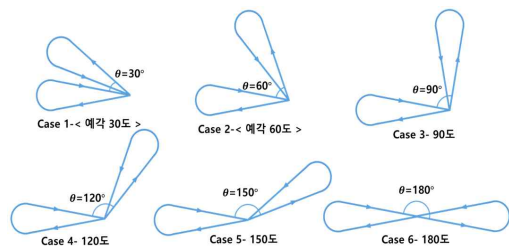


Fig. 8. Fixed wing spoke spoke flight sequence

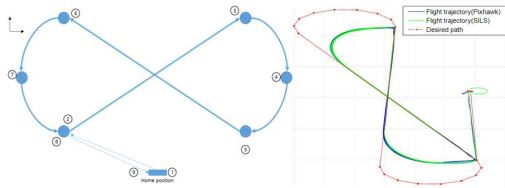


Fig. 9. Cross track (Trajectory / SILS)

후, 직선 구간을 거쳐 CCW 방향으로 선회가 바뀌어서 두 가지 방향에 대한 데이터 수집이 가능하다.

하지만, Fig. 9의 SILS 결과에서 확인할 수 있듯이 하나의 선회 반경에 대한 데이터 수집이 가능하며 유도 법칙의 영향으로 반원 궤적의 안쪽으로 파고들며 비행이 수행되어 선회 구간 및 직선 구간의 데이터가 부족한 문제가 발생하였다.

2.2.2 Racetrack Double 비행시험 시나리오

직선 및 선회 구간의 데이터 부족 문제를 해결하기 위해 유인항공기 장주 비행을 참고하여 Fig. 10과 같은 racetrack double 시나리오를 구성하였다. 해당 시나리오는 cross track 시나리오와 동일하게 CW, CCW 방향에 대한 데이터 수집이 가능하며 유도 법칙으로 인한 직선, 선회 구간 데이터 부족 문제를 완화시킬 수 있었다.

SILS 수행 결과, 유도 법칙의 영향은 줄었으나 하나의 선회 반경에 대한 데이터 수집만 가능하다는 문제점이 남아있다.

2.2.3 Racetrack 비행시험 시나리오

다양한 선회 반경의 데이터 수집을 위해 Fig. 11과 같이 3종류의 선회 반경이 반영된 racetrack 시나리오를 구성하였다.

해당 시나리오를 통해 다양한 선회 반경의 데이터 수집이 가능해졌으나, 선회 방향을 변경할 때 불필요한 기동이 추가되어 비행시간 및 비행거리 증가가 되는

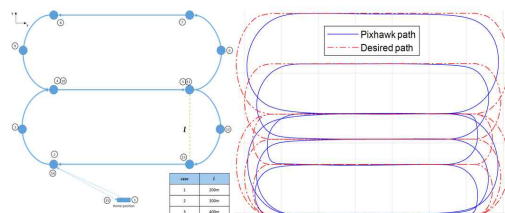


Fig. 10. Racetrack double (Trajectory / SILS)

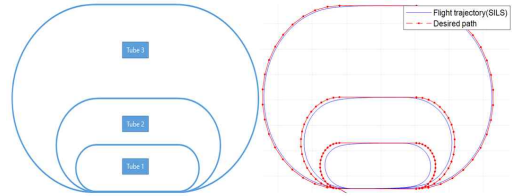


Fig. 11. Racetrack (Trajectory / SILS)

문제가 발생하였다.

2.2.4 복합 Racetrack 비행시험 시나리오

다양한 선회 반경 및 선회 방향 변경 시, 불필요한 기동을 통해 비행 시간 및 비행 거리 증가를 방지하기 위해 Fig. 12와 같은 복합 racetrack 시나리오를 구성하였다. 해당 시나리오는 중간의 racetrack double 궤적을 통해 선회 방향 변경이 가능하여 직선 및 선회 구간의 데이터 수집이 이루어지고 불필요한 기동이 없어 비행 시간 단축이 가능하다.

선회 반경은 실제 유인항공기가 수행하는 30sec turn / 1min turn / 2min turn 선회율에 따라 설정하여 무인항공시스템 교통 관리 체계내에서 실제 운용될 가능성이 높은 반경으로 구성하였다.

2.3 시나리오 기반 비행시험

2.3.1 회전익 무인항공기 비행시험

최종적으로 구성된 회전익 시나리오의 검증을 위해 본 연구팀은 Table 1과 같은 성능의 회전익 무인항공기를 활용하여 비행시험을 수행하였다.

Fig. 13에서 알 수 있듯이 구성된 복합 racetrack 시나리오와 spoke 시나리오의 비행이 정상적으로 수행되었다. 두 시나리오가 진행되는 비행시간은 26분으로 통합항법 성능을 분석하는 데 필요한 직선 및 선회 구간의 비행데이터를 확보할 수 있었다.

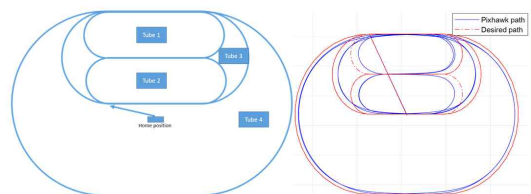




Fig. 12. Complex racetrack (Trajectory / SILS)

Table 1. Multicopter specification

	항목	사양
	모델명	UM-4
	크기	1.2×1.2×0.67 m
	순항 속도	5 m/s
	FCC	Pixhawk
	모델명	3ST-MOD
	크기	1.6×1.6×1.0 m
	순항 속도	7 m/s
	FCC	Pixhawk

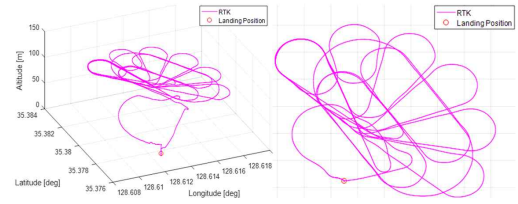


Fig. 14. Fixed wing flight trajectory

합항법 성능을 분석하는 데 필요한 직선 및 선회 구간
의 비행데이터를 확보할 수 있었다.

III. 결론

본 논문에서는 통합항법 성능 분석을 위해 회전
무인항공기, 고정익 무인항공기의 비행 시나리오 궤적을
설계하였다. 설계된 비행 시나리오 궤적은 ardupilot 기
반의 SILS를 선 수행하여 문제점을 확인한 뒤 보완하
였다. 초기 비행 시나리오 궤적은 무인항공기의 동특성
이 반영되지 않은 단순한 사각 궤적이었으나 비행제어
기 유도 법칙으로 인해 직선 및 선회 구간 반영이 필요
함에 따라 반원 및 직선 궤적을 추가하였고 고정익 무
인항공기의 비행 특성인 fly-by, fly-over의 영향을
확인함에 따라 분석하기 위해 경로점 변경 비행 시나
리오와 경로점 추종 비행 시나리오로 구분하여 설계하
였다.

최종적으로 구성된 spoke 형태의 경로점 변경 비행
시험 시나리오와 복합 racetrack 형태의 경로점 추종
비행시험 시나리오는 회전의 무인항공기와 복합형 수
직이착륙 무인항공기를 활용하여 실제 비행시험을 수
행해 비행 시나리오에 대한 검증을 수행하였다.

추후에는 완성된 시나리오를 기반으로 비행시험을
수행하여 수집된 회전의 무인항공기와 고정익 무인항
공기의 비행데이터를 활용하여 통합항법 성능 분석을
수행하고자 하며, 도심에서 항공기가 운용되기 위한 최
소 분리거리에 대한 연구를 수행하여 이를 통해 무인
항공 교통관리 체계 마련에 기여하고자 한다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 무인이동체 미래선도
핵심기술개발사업의 연구과제(과제고유번호: NRF-2017
M1B3A2A01049995)의 지원으로 수행되었습니다.

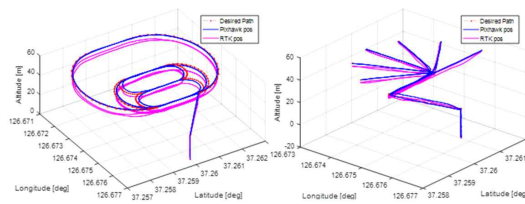




Fig. 13. Rotary wing flight trajectory

2.3.2 고정익 무인항공기 비행시험

최종적으로 구성된 고정익 시나리오의 검증을 위해
본 연구팀은 Table 2와 같은 성능의 복합형 수직이착
륙 무인항공기를 활용하여 비행시험을 수행하였다.

Fig. 14와 같이 2min turn의 경우 비행거리의 제
한으로 인해 수행하지 못하였지만, 고정익 무인항공기
의 비행 특성이 반영되어 있는 30sec / 1min turn은
정상적으로 진행되어 복합 racetrack 시나리오와
spoke 시나리오의 비행 시험을 정상적으로 수행하였
다. 두 시나리오가 진행되는 비행시간은 21분으로 통

Table 2. Hybrid VTOL specification

	항목	사양
	모델명	Duodrone-VM
	날개 길이	2.2 m
	순항 속도	18 m/s
	FCC	Custom
	모델명	Duodrone-VA
	날개 길이	2.6 m
	순항 속도	24 m/s
	FCC	Custom

References

1. Oh, J. H., Won, D. H., Lee, D. J., Kim, D. Y., and Han, S. H., "Flight performance analysis using flight technical error modeling", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, Jeju, 2019, pp. 533-534.
2. ICAO Doc. 9613, "Performance-based Navigation (PBN) Manual", 2008, ISBN-978-92-9231-198-8.
3. Oh, J. H., Won, D. H., Lee, D. J., and Kim, D. Y., "Navigation performance analysis method for integrated navigation system of small unmanned aerial vehicles", International Journal of Advanced Smart Convergence, 9(3), 2020, pp.207-214.
4. Eom S. G., Won, D. H., Lee, J. W., and Lee, D. J., "Analysis of flight technology errors depending on whether the luggage of the multicopter for delivery missions is loaded or not", The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, Jeju, 2021, pp.1169-1170.
5. FAA, "Aeronautical Information Publication (AIP) Basic with Amendments 1, 2 and 3", 2021, https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aip_html/part2_enr_section_1.5.html
6. FAA, "Aeronautical Information Publication (AIP) Basic with Amendments 1, 2 and 3", 2021, https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aip_html/part2_enr_section_1.17.html
7. Ardupilot Guidance Law, <https://ardupilot.org/plane/docs/navigation-tuning.html>
8. Ministry of Land, Infrastructure and Transport, "Standard Pilot & Air Traffic Controller Handbook, Air Traffic Communication & Information Service", Ministry of Land, 2017, pp.111-112.
9. Ministry of Land, Infrastructure and Transport, "Standard Pilot's Handbook, Instrument Flying", Ministry of Land, 2018, pp.233-237.