Vectored Thrust 방식 무인기의 종방향 제어기법 성능 평가

민병문* *인하공업전문대학 항공기계공학과 e-mail : bmmin@inhatc.ac.kr

Performance Evaluation of Longitudinal Control Techniques for Vectored Thrust UAV

Byoung-Mun Min*

*Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Inha Technical College

요 약

본 논문에서는 미래 도심항공교통(UAM) 환경에서 서비스가 예상되는 전기수직이착륙(eVTOL) 비행체 가운데 Vector Thrust 방식의 무인기에 대하여 고정익 모드의 종방향 비행제어 방식에 대한 성능 비교를 수행하였다. 일반적으로 고정익 모드 종방향 은 속도와 고도를 독립적으로 제어하는 방식의 제어기를 설계하여 적용하고 있다. 하지만 무인기의 상용 제어기로 가장 보편적 으로 사용되고 있는 Pixhawk의 경우에는 고정익 모드에서 전체 에너지 제어 개념(TECS)을 적용한 제어기가 설계되어 있다. 본 논문에서는 속도와 고도를 독립적으로 제어하는 기존의 제어 기법과 TECS 제어 기법의 성능을 비선형 시뮬레이션을 통해 비교하고 결과를 제시하였다.

1. 서론

최근 인구의 대도시 집중 및 교통 혼잡, 이산화탄소 배출에 따 른 환경문제 등의 개선을 위해 도심항공교통(UAM, Urban Air Mobility)이 주목을 받고 있다. 대부분의 국가에서 이러한 UAM 환경에서의 서비스를 위해 활주로가 필요없는 전기수직이착륙기 (eVTOL, electric Vertical Take-Off and Landing)를 중심으 로 한 비행체 개발이 활발하게 진행되고 있는 상황[1]이다. 이러 한 eVTOL 비행체들은 형태에 따라 표 1과 같이 세 가지 종류로 구분할 수 있다.

[표	1]	추진	방식에	따른	eVTOL	비행체의	특징	비교
----	----	----	-----	----	-------	------	----	----

구분	Multirotor	Lift & Cruise	Vectored Thrust (Tilt-rotor)
형상	$\langle \! \! \times \! \! \rangle$		
비행속도	70~120km/h	150~200km/h	150~300km/h
특징	 이착륙 용이 전진비행에는 비효율적 	 이착륙에 사용되는 로터와 전진비행을 위한 프로펠러를 동시에 갖는 형태 	 프로펠러가 이착륙 시 수직방향, 전진비행 시 수평방향으로 회전 전진비행에 효율적

먼저 Multirotor 방식의 비행체는 여러 개의 로터나 프로펠러 가 수직 방향으로 장착되어 있는 형상으로, 구조가 비교적 단순 하고 제작이 용이하지만 운항거리가 짧고 비행속도가 빠르지 않 다는 단점이 있다. Lift & Cruise 방식의 비행체는 수직방향의 로터와 전진비행을 위한 프로펠러를 동시에 갖는 형상으로 고정 익 항공기와 헬리콥터가 혼합된 방식이며, Vectored Thrust 방 식의 비행체는 로터의 방향을 변경(tilting)할 수 있도록 설계되 어 비행속도가 빠르고 운항거리가 길다는 장점이 있지만 기체의 복잡도가 높아 제작 및 비행제어가 어렵다는 문제가 있다.

본 논문에서는 Vectored Thrust 방식 eVTOL 비행체의 고정 익 모드에서 기존의 고도, 속도를 분리하여 제어하는 SISO (Single Input Single Output) 제어 방식과 고도와 속도를 함께 고려한 전체 에너지 제어 기법(TECS; Total Energy Control Scheme)의 성능을 비교하고자 한다.

2. 대상 비행체 시뮬레이션 모델

2.1 대상 비행체 형상 및 기본 제원

본 연구에서 고려하고 있는 비행체는 에어빌리티에서 개발하고 있는 AB_RC 비행체로 표 2에 도시된 바와 같 이 무게중심을 기준으로 전/후, 좌/우에 초 4개의 Ducted Fan이 장착되어 있는 형상이며, 각각의 Ducted Fan은 틸트가 가능하도록 설계되었다. 해당 비행체는 멀 티콥터 모드에서는 4개의 Ducted Fan 추력을 이용하여 자세 제어를 수행하고, 고정익 모드에서는 주익에 장착된 Aileron과 V-tail에 장착된 Ruddervator 조종면을 사 용하여 자세 제어를 수행하게 된다.

[표 2] 대상 비행체의 형상	및	기본	제원
------------------	---	----	----

형상	기본 제원	
1	Weight	4.2 kg
and and	Wing span	1.1 m
A PARTICIPA	Fuselage Length	0.63 m
	V-tail Angle	40 deg.
	Single Motor Thrust	1.3 N

2.2 대상 비행체 시뮬레이션 모델

본 연구에서 고려하고 있는 비행체의 비선형 시뮬레이 션 모델을 구성하기 위하여 비행체에 장착된 Ducted Fan의 틸트 각도 및 Throttle 변위에 따른 추력 시험을 수행하여 추력 데이터를 구성하였다. 또한 고정익 모드의 비행운동 모델 구성에서 필수적인 공력 데이터는 Digital DATCOM[2]을 활용하여 받음각, 비행속도, 비행고도에 따른 데이터를 산출하고 DB로 구성하였다. 이와 같은 과 정을 통해 구성된 대상 비행체의 비선형 시뮬레이션 모델 은 그림 1에 도시된 바와 같으며, MATLAb/Simulink를 이용하여 구현하였다. 비선형 시뮬레이션 모델은 6-자유 도 비선형 운동방정식 모듈을 중심으로 상태변수의 시간 변화를 확인할 수 있는 블록과 제어기 블록을 별도로 구 현하여 통합하였다.



[그림 1] AB_RC 비행체의 비선형 시뮬레이션 모델

3. 고정익 모드 종방향 제어기 설계

3.1 고도 및 속도 독립 제어 방식

일반적으로 고정익 항공기의 비행 제어기는 종방향의 경우 속도와 고도를 제어하고, 횡방향의 경우 기수각 (heading)을 제어하도록 설계된다. 종방향의 속도와 고 도 제어의 경우, Throttle을 통해 속도를 제어하고 Elevator 조종면을 통해 고도를 제어하는 방식과 Throttle을 통해 고도를 제어하고 Elevator 조종면을 통 해 속도를 제어하는 방식으로 제어기를 설계할 수 있다. 본 연구에서는 그림 2에 도시된 바와 같이 Throttle을 통 해 속도를 제어하고 Elevator 조종면을 통해 고도를 제 어하는 독립 제어 방식의 제어기 구조를 설계하였다. 이 때 고도 제어를 위한 피치 자세각의 조종성 및 안정성 증 대시스템(SCAS)이 고도 제어의 내부루프를 이루게 된다. 그림 2에 도시된 각 제어기는 기본적으로 비례·적분(PI) 제어기로 설계하였다.



[그림 2] 속도 및 고도 독립 제어 방식의 제어기 구조

3.2 전체 에너지 제어(TECS) 방식

고정익 항공기의 종방향 비행 운동은 고도와 속도가 서 로 연동(coupling)되어 나타나기 때문에, 고도와 속도를 독립적으로 제어하는 방식은 제어기 설계 및 해석은 용이 할 수 있지만 제어기 성능이 만족스럽지 못한 경우가 발 생할 수 있다. 이러한 문제점을 극복하기 위해 제안된 기 법이 위치 에너지와 운동 에너지의 합인 전체 에너지 관 점에서 속도와 고도 제어를 위한 Throttle 및 피치 자세 각 명령을 산출하는 제어 방식[3,4]이다. TECS에서 전체 에너지 오차는

$$E = K_e + U_e \tag{1}$$

와 같이 정의되며, K_e 와 U_e 는 각각 운동 에너지 (kinetic energy) 오차와 위치 에너지(potential energy) 오차로 다음과 같이 정의된다.

$$K_{e} = \frac{1}{2} m \left(V_{ref}^{2} - V^{2} \right)$$
 (2)

$$U_e = mg(h_{ref} - h)$$
 (3)

본 논문에서는 참고문헌 [4]에 제시된 전형적인 TECS 제 어기와 수정된 TECS 제어기를 설계하여 적용하였는데, 각각의 제어기 구조는 그림 3과 그림 4에 도시하였다. 그 림 3에서 확인할 수 있는 바와 같이 전형적인 TECS의 경 우 운동 에너지 오차와 위치 에너지 오차의 합인 전체 에 너지 오차와 위치 에너지 오차의 차이로 $B = K_e - U_e$ 라고 정의되는 에너지 평형(balance) 오차는 피치 자 세각 명령을 통해 제어가 이루어진다. 반면 수정된 TECS에서는 전체 에너지 오차를 Throttle 명령을 통 해서 제어하고 속도 제어기에서 피치 자세각 명령이 산출되는 구조로 되어 있다. 이 부분은 속도, 고도를 독립적으로 제어하는 방식 가운데 하나인 속도를 피 치 자세각을 통해 제어하는 방식과 동일한 방식이다.





[그림 4] 수정된 TECS 제어기 구조

4. 시뮬레이션을 통한 제어기법 성능 비교

본 연구에서는 2장에서 기술한 비선형 시뮬레이션 모델을 기 반으로 3장에서 설명한 세 가지 방식의 고정익 모드 종방향 제어 기의 성능을 비교 분석하였다. 먼저 항공기가 고도 100m, 비행 속도 100km/h의 정상수평비행 상태에서 고도를 130m까지 상 승하는 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하고 결과를 그림 5에 비 교하여 도시하였다. 그림 5에 도시된 결과로부터 기존의 속도, 고 도를 독립적으로 제어하는 방식의 경우, 고도 명령에 따라 고도 가 상승하면서 속도가 정상 속도에서 8km/h 정도 감소된 후 정 상 속도로 회복되는 것을 확인할 수 있다. 하지만 TECS의 경우 에는 초기 고도 상승 과정에서 속도 감속이 고도, 속도 독립 제어 방식에 비해 크지 않으며, 수정된 TECS 기법의 경우에는 속도 감속이 거의 발생하지 않는다는 것을 알 수 있다. 두 번째는 속도 를 110km/h까지 증속시키면서 동시에 고도를 130m까지 증가 시키는 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하여 제어 성능을 비교하 였고, 그 결과는 그림 6에 도시하였다. 고도와 속도를 독립적으로 제어하는 방식에서는 속도 Overshoot이 크게 발생하지만, TECS 기법은 속도 Overshoot이 거의 발생하지 않고 속도 명령 을 추종함과 동시에 빠른 시간 내에 주어진 속도 명령에 도달하 게 된다는 것을 확인할 수 있다. 하지만 수정된 TECS 기법의 경

우 고도 응답에서 정상상태 오차가 나타나는 문제가 확인되었다.



[그림 5] 속도를 유지하면서 고도를 증가시키는 경우의 결과 비교



[그림 6] 속도와 고도를 동시에 증가시키는 경우의 결과 비교

마지막 시뮬레이션은 속도를 90km/h로 감속하면서 동시에 고도를 90m까지 하강하는 경우를 설정하여 각각의 제어기법에 대한 성능을 비교하였고, 결과를 그림 7에 도시하였다. 그림 7의 결과에서 확인할 수 있는 바와 같이, 속도와 고도를 동시에 감소 시키는 상황에서도 기존 고도, 속도 독립 제어 방식에 비해 TECS 방식의 제어가 좀 더 양호한 제어 성능이 나타난다는 것을 확인할 수 있다. 이 경우에서도 속도, 고도를 동시에 증가시키는 것과 유사하게 TECS 방식은 속도에 Undershoot이 발생하지 않 고 기준 속도 명령으로 수렴해 가고, 수정된 TECS 방식은 고도 하강도 좀 더 완만하게 이루어진다는 것을 알 수 있다. 하지만 이 경우에도 고도 응답에서 정상상태 오차가 존재하는 결과가 나타 나는데, 이는 비행 상태 변화에 따른 트림 피치 각이 달라졌기 때 문인 것으로 판단된다.



[그림 7] 속도와 고도를 동시에 감소시키는 경우의 결과 비교

5. 결론

본 논문에서는 eVTOL 비행체 가운데 Vectored Thrust 방식 무인기의 종방향 제어기의 성능을 비교 평가하였다. 본 연구에서 고려한 종방향 제어기는 고도와 속도를 독립적으로 제어하는 방 식 가운데 고도를 Elevator 조종면을 통해 제어하고 속도는 Throttle을 통해 제어하는 방식의 제어기를 고려하였다. 또한 TECS 방식은 전형적인 기법과 수정된 기법을 적용하였다. 시뮬 레이션을 수행한 세 가지 조건에서의 기존 고도, 속도를 독립적 으로 제어하는 방식에 비해 TECS 방식이 좀 더 양호한 제어 성 능이 나타남을 확인할 수 있었다. 이는 고정익 모드의 종방향 비 행 운동은 고도와 속도가 연동되기 나타나는데, TECS 방식에서 는 이러한 고도, 속도 변화를 모두 반영하여 제어 명령이 산출되 기 때문에 좀 더 양호한 제어 성능이 나타난다고 판단된다. 추후 연구에서는 비행시험을 통해 현재 설계된 TECS 방식의 제어기 의 성능을 검증할 계획이다. 참고문헌

- [1] 윤용현, "미래 도심항공모빌리티 eVTOL 소개", Auto Journal, pp. 17-21, 11월, 2021년.
- [2] _____, The USAF Stability and Control DATCOM, Air Force Flight Dynamic Laboratory, April, 1979.
- [3] P. Jimenez, et al, "Experimental Valication of Total Energy Control Scheme for UAVs", Energies, Vol. 13, No. 14, 2020.
- [4] P. Bauer, "A Modified Total Energy Control Scheme for Unmanned Aircraft", Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2023.