

2026학년도 표선고등학교 2학년 공동연구 보고서

TVC 제어를 통한 VTVL 구조 분석 및 실증

담당 교사: 조운정

반	번호	이름
4	10	박시우
4	11	박재민
4	19	이동건
5	9	김지후





I. 서론

1. 연구 배경

최근 재사용 발사체 기술은 우주 산업의 비용 절감과 발사 효율 향상을 위해 중요한 기술로 주목받고 있으며, 특히 VTVL시스템에서는 안정적인 자세 제어를 위한 TVC 기술이 핵심적으로 활용된다. 그러나 실제 로켓 엔진을 이용한 실험은 높은 비용 안정성 으로 인해 구현하기 어렵다.

2. 연구 목적

본 연구에서는 EDF와 서보모터 기반 TVC 장치를 활용하여 축소형 VTVL 시스템을 제작하고, 제어 기술을 통해 기체의 VTVL을 구현하고 비행 중 자세 안정화 기능 및 임무 완수를 실험적으로 분석하고자 한다.

II. 이론적 배경 및 선행연구 검토

1. 이론적 배경 (인용글에 대한 참고문헌 적용 시)

- 본문 내용 작성

EDF (Electric Ducted Fan - 전기 덕트 팬): 모터로 팬을 돌려 덕트(원통형 관) 내에서 강력한 추력을 만들어내는 추진 방식입니다. 일반 프로펠러 드론보다 속도가 빠릅니다.

TVC (Thrust Vector Control - 추력 편향 제어): 엔진이나 모터의 노즐(방향)을 움직여 추력의 방향을 바꾸어 비행체를 조종하는 기술입니다.

합친 의미 (EDF+TVC): 덕트 팬(EDF)의 배기구 방향을 TVC 기술을 이용해 움직임으로써, 일반적인 날개(서보) 조종 없이도 매우 민첩한 비행이나 제자리 비행(호버링)을 가능하게 하는 기술입니다.

VTVL: Vertical Take-off와 Vertical Landing의 약자로, 로켓 엔진을 이용해 수직으로 착륙하는 방식입니다.

PID: Proportional-Integral-Derivative의 약자로, 비례(P)-적분(I)-미분(D) 요소를 조합하여 목표값과 현재값의 오차를 줄이는 자동 제어 알고리즘입니다.

선행 연구:

Optimal Thrust Vector Control of an Electric Small-Scale Rocket Prototype (ICRA 2022, EPFL)은 SpaceX·Blue Origin과 같은 추력 벡터 제어(TVC) 기술을 저비용으로 연구할 수 있는 소형 전동 로켓 플랫폼을 개발한 논문이다.

연구팀은 높이 60cm, 무게 1.7kg, 제작비 약 500달러의 소형 VTOL 기체를 제작했다. 기체는 2축 짐벌에 이중 반전 프로펠러를 장착해 추력 방향을 자유롭게 조절할 수 있으며, Raspberry Pi 4가 GNC 알고리즘을, Pixhawk 4 mini가 센서 융합과 자세 추정을 담당한다. 실험 결과, 실내에서는 "MPC" 글자 모양의 복잡한 궤적을 정밀하게 추적했고, 초속 3.1m의 강풍 환경에서도 EKF가 외력을 빠르게 추정해 오차를 효과적으로 보정했다. 실외에서는 3m 상승 후 시작 지점에서 2m 떨어진 목표 지점에 정밀 착륙하는 데 성공하며 전체 GNC 아키텍처의 유효성을 입증했다.

이 연구의 의의는 고가의 로켓 엔진 없이도 로켓과 유사한 동역학 특성을 재현하면서, 최신 최적 제어 이론을 실제 비행 환경에서 검증할 수 있는 접근 가능한 연구 플랫폼을 제시했다는 점에 있다.

- 인용: 본문 내용(1저자명, 년도(참고 문헌 저자가 1명일 경우) / 1저자명, 2저자명, 년도(2명일 경우) / 1저자명 외, 년도(3명 이상일 경우) / 1저자명, 년도; 1저자(참고 문헌의 수가 여러 편일 경우)

2. 연구 문제

2.1 가설 1

PID 기반 TVC 제어를 적용하면 비행 중 발생하는 자세 오차가 지속적으로 보정되어 안정적인 비행이 가능할 것이다.

2.2 가설 2

EDF와 TVC를 적용한 축소형 VTVL 기체는 수직 이륙, 호버링, 수직 착륙을 수행할 수 있을 것이다.

Ⅲ. 연구 방법 및 분석

1. 연구 방법 및 대상(둘을 나눠서 써도 좋습니다.)

본 연구에서는 EDF(Electric Ducted Fan)와 TVC(Thrust Vector Control)를 결합한 축소형 VTVL(Vertical Take-off and Vertical Landing) 비행체를 설계 및 제작하고, 실제 비행 실험을 통해 TVC 기반 자세 제어 시스템의 구현 가능성을 검증하였다.

기존의 멀티콥터와 달리 본 연구에서 제작한 VTVL 기체는 추력 방향 자체를 변화시키는 TVC 방식을 사용하여 자세를 제어하는 것을 목표로 하였다. 이를 위해 두 개의 EDF 추진 장치를 사용하여 수직 방향의 추력을 확보하고, 추진부를 서보모터 기반 짐벌 구조에 장착하여 추력 방향을 변화시킬 수 있도록 설계하였다.

기체 구조는 3D CAD 프로그램을 활용하여 설계하였으며, TVC 작동 범위와 구조 강성, 부품 배치 공간을 고려하여 제작하였다. 제작된 기체는 총 질량 660g이며, 주요 구성 요소는 다음과 같다.

- EDF 추진 시스템 2개
- TVC 제어용 서보모터
- 비행 컨트롤러(Flight Controller)
- 배터리 및 전력 시스템
- 3D 프린팅 제작 구조물

추진 및 제어 시스템은 비행 컨트롤러를 통해 관리하였다. 자세 센서에서 측정되는 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw) 데이터를 기반으로 PID 제어를 적용하였으며, 오차가 발생하면 TVC 서보가 추력 방향을 변화시켜 기체 자세를 안정화하도록 구성하였다.

제작 이후에는 단계별 실험을 진행하였다. 먼저 지상 시험을 통해 EDF의 최대 추력과 TVC

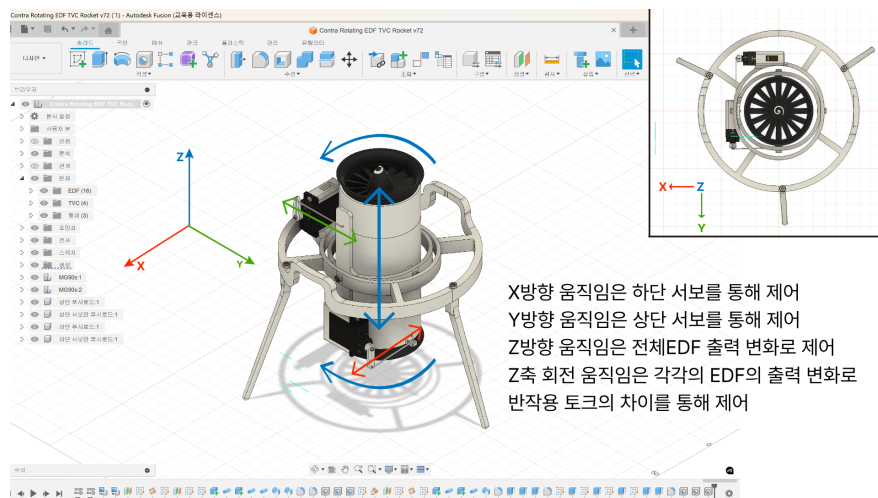
작동 여부를 확인하였다. 이후 비행 컨트롤러 설정 및 PID 파라미터 조정을 반복적으로 수행하였으며, 최종적으로 실제 수직 이륙, 호버링 및 착륙 시험을 진행하였다.

실험 과정은 다음과 같다.

1. VTVL 및 TVC 시스템 구조 분석
2. EDF 기반 추진 시스템 및 TVC 구조 설계
3. 3D 프린팅을 이용한 기체 제작
4. 전자 장비 조립 및 비행 컨트롤러 설정
5. 지상 추력 및 TVC 작동 시험
6. PID 제어 파라미터 조정
7. 수직 이륙 및 착륙 비행 시험
8. 비행 로그 분석을 통한 제어 성능 평가



<그림 1> 설계 랜더링 이미지



<그림 2> 비행원리

2. 연구 결과

제작된 VTVL 기체는 실제 비행 시험에서 수직 이륙, 호버링 및 수직 착륙에 성공하였다. 제작된 기체의 질량은 660g이며, 추력 측정 결과 yaw 제어를 사용하지 않은 상태에서 최대 약 1.75kg의 추력을 확인하였다. 또한 yaw제어와 자세 안정을 모두 사용한 실제 비행 제어 조건에서는 약 1.47kg의 최대 추력을 확보하여, 기체 질량 대비 약 2배 이상의 추력 여유를 확보하였다.

초기 시험에서는 PID 제어 값이 적절하게 설정되지 않아 상승 과정에서 진동이 발생하였으며, 자세 변화에 대한 보정 속도와 안정성이 부족하였다. 이를 개선하기 위해 비행 데이터를 기반으로 PID 값을 수동 조정하였고, 반복적인 시험을 통해 안정적인 자세 유지가 가능하도록 제어 파라미터를 최적화하였다.

최종 시험에서는 TVC 시스템이 정상적으로 작동하여 외부 자세 변화에 대해 반대 방향으로 추력을 발생시키며 기체를 안정화하는 것을 확인하였다. 특히 피치와 롤 방향의 기울어짐이 발생했을 때 서보모터가 추진 방향을 변화시키고, 이에 따라 기체가 원래 자세로 복귀하는 제어 동작을 확인하였다.

다만 고도 제어 과정에서는 기압 센서의 정확도 문제가 발생하였다. 기압 센서를 이용한 고도 측정에서는 비행 중 지속적인 오차가 발생하여 정확한 목표 고도 유지가 어려웠다. 따라서 최종 시험에서는 기압 기반 고도 제어 기능을 비활성화하고, 자이로 센서와 가속도계를 이용하여 자세와 이동 방향을 측정해 비행하 하고 최고 고도를 제한하였다.

비행시험 결과 최대 약 2분 동안 150cm높이까지 상승과 하강 비행이 가능하였으며, 비행 과정에서 자세 제어가 정상적으로 수행되었다. 또한 TVC 기반 제어 시스템을 사용해 실제 VTVL 동작에 성공하였다.

3. 분석 방법

본 연구에서는 제작된 VTVL 시스템의 성능을 평가하기 위해 정량적 데이터와 정성적 관찰 결과를 함께 활용하였다.

먼저 추진 성능 분석을 위해 지상 추력 시험을 진행하였다. 측정된 최대 추력과 기체 질량을 비교하여 수직 이륙 가능성을 평가하였다. 또한 요 제어 적용 여부에 따른 최대 추력 변화를 비교하여 차동 추력 방식이 전체 추진 효율에 미치는 영향을 확인하였다.

자세 제어 성능 분석을 위해 비행 컨트롤러에서 기록된 비행 로그 데이터를 활용하였다. 로그 데이터에서는 다음 항목을 분석하였다.

- 기체의 롤·피치·요 자세 변화
- 자이로 센서 기반 각속도 변화
- PID 제어 입력 및 출력 변화
- EDF 출력 변화
- TVC 서보 출력 변화

이를 통해 입력된 제어 명령이 실제 기체 움직임으로 연결되는 과정과 TVC 시스템의 응답

특성을 분석하였다.

또한 **PID** 제어 성능은 비행 과정에서 발생하는 진동 크기와 자세 안정화 시간을 기준으로 평가하였다. **PID** 값 조정 전후의 기체 반응을 비교하여 제어 파라미터 변화가 안정성 향상에 미친 영향을 확인하였다.

마지막으로 실제 비행 결과와 센서 데이터를 종합하여 본 연구에서 구현한 **EDF** 기반 **TVC VTVL** 시스템의 장점과 한계를 분석하였다. 실험 결과, 본 시스템은 제한된 크기의 축소 플랫폼에서도 수직 이착륙과 자세 제어가 가능함을 확인하였으며, 향후에는 보다 정확한 고도 센서 적용과 자동 착륙 제어 알고리즘 개선이 필요함을 확인하였다.

표 및 그림을 삽입할 경우



<그림3> 완성된 기체

IV. 결론 및 고찰

1. 결과 요약 및 함의

VTVL(Vertical Take-Off and Vertical Landing) 비행체를 설계 및 제작하고, 실제 비행 실험을 통해 수직 이착륙 및 자세 제어 가능성을 검증하였다.

제작된 기체는 총 질량 660g이며, 지상 추력 시험에서 요 제어를 적용하지 않은 상태에서 최대 약 1.75kg, 실제 제어 조건에서 약 1.47kg의 추력을 확보하였다. 이를 통해 기체 중량 대비 충분한 추력 여유를 확보하였으며, EDF 기반 추진 시스템이 소형 VTVL 플랫폼에서도 적용 가능함을 확인하였다.

또한 TVC 구조와 PID 기반 자세 제어 시스템을 구현하여 피치와 롤 방향의 자세 제어를 수행하였다. 반복적인 비행 시험과 수동 PID 튜닝을 통해 상승 과정에서 발생하는 진동을 감소시켰으며, 최종적으로 실제 수직 이륙, 호버링, 착륙을 성공적으로 수행하였다. 이는 기존 멀티콥터 방식과 달리 추력 방향 제어를 이용한 VTVL 시스템이 소형 플랫폼에서도 구현 가능함을 보여준다.

본 연구의 가장 큰 의의는 단순한 비행체 제작을 넘어 추진 시스템, 기계 구조, 센서, 제어 알고리즘이 결합된 통합 항공 시스템을 직접 설계하고 검증했다는 점이다. 특히 TVC 기반 자세 제어를 실제 비행 환경에서 적용함으로써, 향후 소형 로켓 착륙 시스템이나 재사용 발사체 기술 연구에서 활용되는 핵심 제어 기술에 대한 실험적 기반을 마련하였다.

또한 실험 과정에서 발생한 센서 오차와 제어 한계를 분석함으로써 VTVL 시스템 구현에 있어 단순히 충분한 추력을 확보하는 것뿐 아니라, 정확한 센서 융합과 안정적인 제어 알고리즘 설계가 중요하다는 점을 확인하였다.

2. 연구의 한계 및 제언(해당 조)

본 연구는 축소형 VTVL 시스템의 기본적인 비행 가능성과 TVC 기반 자세 제어 구현을 목표로 수행되었으나, 여러 한계점이 존재하였다.

첫 번째 한계는 고도 제어 시스템의 정확도 문제이다. 본 연구에서는 기압 센서를 이용한 고도 측정을 시도하였으나, 소형 기체에서는 기압 변화가 실제 고도 변화와 정확히 일치하지 않는 문제가 발생하였다. 특히 EDF 추력 변화와 주변 공기 흐름으로 인해 센서 측정값에 오차가 발생하여 안정적인 자동 고도 유지가 어려웠다. 이에 따라 최종 비행에서는 기압 기반 고도 제어를 비활성화하고 자세 안정화 중심의 제한적인 비행 시험을 수행하였다.

두 번째 한계는 제어 파라미터 최적화 과정이다. PID 값은 반복적인 수동 조정을 통해 설정하였으며, 시험 과정에서 상승 시 약간의 진동이 발생하였다. 이는 기체의 관성 특성, TVC 응답 속도, 센서 필터 설정 등이 충분히 최적화되지 않았기 때문으로 판단된다. 향후에는 자동 PID 튜닝 또는 비행 데이터 기반 최적화 방법을 적용하여 더욱 안정적인 제어 성능을 확보할 필요가 있다.

세 번째 한계는 실험 조건의 제한이다. 안전상의 이유로 최종 시험 고도는 약 150cm 수준으로 제한되었으며, 장시간 비행이나 실제 착륙 위치 제어까지는 수행하지 못하였다.

또한 비행 시간이 최대 약 2분으로 제한되어 장시간 안정성 및 에너지 효율 분석에는 한계가 있었다.

향후 연구에서는 보다 정밀한 고도 센서 및 센서 융합 알고리즘을 적용하여 자동 고도 유지 및 정밀 착륙 제어를 구현할 필요가 있다. 또한 기체 경량화, 추진 효율 개선, PID 자동 최적화, 비행 데이터 기반 제어 알고리즘 개선을 통해 더욱 높은 안정성과 비행 성능을 가진 VTVL 시스템으로 발전시킬 수 있을 것으로 예상된다.

V. 참고 문헌

APA Style

: 참고 웹사이트(<http://libguide.snu.ac.kr/c.php?g=321609&p=2151902>)

저자명, 제목, 저널, 년도; 권(호); 쪽수

(국외 저널 다음으로 국내 저널 정렬, 저자명 순으로 정렬(a→z, ㄱ→ㅎ 순), 저자명은 전부 나열(1저자명 외, 1저자명 et al. 로 하지 말 것)

부록 1.

Linsen, R., Listov, P., de Lajarte, A., Schwan, R., & Jones, C. N. (2022). Optimal thrust vector control of an electric small-scale rocket prototype. In 2022 International Conference on Robotics and Automation (ICRA) (pp. 1996-2002). IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICRA46639.2022.9811938>

부록 2.

계획서

<https://docs.google.com/document/d/1NK7WwLheUKp-sMFBtRZBMcN2IIR389MqDry3Sqelqiw/edit?tab=t.hxaedd4sxu6s>

일지

https://docs.google.com/document/d/13i8OdUJ_nvm6tcEYdQQ1waL1954cEkxmYA6vExQyfn4/edit?tab=t.0

재료 구입

<https://docs.google.com/spreadsheets/d/1pHKF9cqVoutFtMq2i2vljdycp2fcA3ARl3UB1UAnaE0/edit?gid=0#gid=0>

이름	역할
김지후	기체 3D 설계, 회로도 제작, 재료 선정, 3D출력물 출력, 외부 기자재 제공, 비행제어 세팅, 배선 납땜 및 기체 제작, 비행 시험, 보고서 작성, 일지 작성
이동건	기체 제작, 납땜 보조, 3D 출력물 출력, 실험, 연구 일지 작성, 보고서 작성, 자료 조사
박시우	기체 제작, 사포 기체 마감, 자료 조사
박재민	기체 제작, 실험