

# 각도센서를 사용한 지상발사플랫폼의 후류편향판 구동 제어에 관한 연구

최 병 창<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> 국방과학연구소 미사일연구원

## The Study on the Control of the Plume Deflection Panel of the Ground Launching Platform Using a Tilt Angle Sensor

Byungchang Choi<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> Missile Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 23 June 2022 / Revised 21 September 2022 / Accepted 30 September 2022)

### Abstract

In this paper, an experimental study on the control of the plume deflection panel(PDP) with a support jack of the ground launching platform using a tilt angle sensor is described. To overcome the disadvantages of the existing PDP control without a support jack using a limit sensor, the control algorithm using a tilt angle sensor and the ferroelectric RAM in the Launcher Control Unit for recognizing the contact with the ground in an abnormal operation is proposed to control the PDP in various operation environments. Finally, the proposed algorithm can be well applied for not only heavy-load launching platforms but also any other similar systems.

Key Words : Ground Launcher Platform(지상발사플랫폼), Plume Deflection Panel(후류편향판), Tilt Angle Sensor(경사 각도센서), Support Jack(지지잭), Ferroelectric RAM(비휘발성메모리)

### 1. 서론

발사체의 발사 시 추진기관 연소에 의한 후류 화염이 발생하기 때문에 지상발사플랫폼(이하 발사대)은 후류편향판(Plume Deflection Panel, PDP)과 같은 화염 처리장치의 탑재가 요구된다<sup>1)</sup>.

종래의 후류편향판은 지면경사를 보상하기 위한 슬

라이딩 구조 및 후류편향판의 종단면이 지면과 접촉하는 구조(Fig. 1)로 종단면이 자중에 의해서만 접촉되어 있어 발사하중에 따른 후류편향판의 비정상적인 현상이 발생한다. 이러한 현상은 후류편향판의 구조 끼임 등의 문제를 야기하는데, 이는 후류편향판 하부에 지지책을 장착하여 지면과 면접촉이 확실히 되는 구조와 고정형 힌지를 사용함으로써 보완할 수 있다. 후류편향판에 지지책을 사용하는 방식은 지지책이 지면과 이격된 상태에서 발사되면 후류편향판 구동장치를 포함한 구조적인 손상을 일으킬 수 있으므로 발사 전

\* Corresponding author, E-mail: choibc@add.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

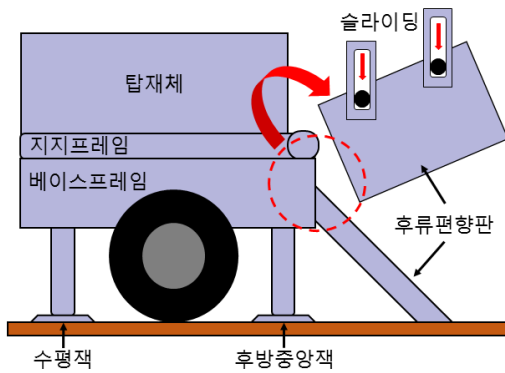


Fig. 1. Existing PDP without a support jack

지지잭의 지면 착지 인식 판단이 중요하다.

본 논문에서는 다양한 운용환경에서 기존의 후류편향관 구동 방식 또는 지면 착지 인식 방식의 한계점을 살펴보고, 이를 보완하는 새로운 후류편향관 구동 제어기법을 제안한다.

## 2. 기존 후류편향관 구동 제어방식

기존 후류편향관 구동 제어방식이 Table 1의 다양한 운용환경에서 정상운용 가능한지 여부를 살펴보고, 구동제어장치(Launcher Control Unit, LCU) 초기화 및 수동구동(레버조작을 통해 유압밸브를 강제 개폐하는 비상구동)과 같은 비정상적 운용 시에도 후류편향관 구동의 정상 판단이 가능한지 분석한다.

여기서, 시간에 따른 지면의 상태, 발사대의 구조, 차량구조(타이어 및 현가장치 등)의 변형 및 탄성, 지면과의 마찰력 변화 등은 무시한다. 그 이유는, 운용환경에 따른 동적 거동은 각 구동기류에 하중으로만 영향을 미치기 때문이다<sup>[2]</sup>. 또한 일회성의 작전준비절차를 완료하는데 큰 영향을 주지 못하는 요인이다.

Table 1. Ground slope level definition

Level 1	Level 2	Level 3
평지	심한 기복	극심한 기복

### 2.1 작전준비절차

발사대 작전준비절차는 크게 수평정치과정과 고각올림과정으로 구분된다. 수평정치는 다시, 발사대가 임의의 지형에 진입한 후 다수의 수평잭을 이용하여 지면 경사를 보상하는 수평안정화과정<sup>[3-5]</sup>과 후류편향관 지면 착지 과정으로 구분된다. 기존의 발사대 수평정치는 수평안정화과정 완료 후 후류편향관을 구동시키는 일련의 순차적 구동 과정이다. 탑재체 발사절차 진행 간 발사대 운용 시 수평정치 후 고각올림구동과 고각내림구동을 수 회 반복하게 된다.

수평정치 완료 후 고각올림구동이 완료된 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 수평정치 완료 후 고각올림구동을 시작하면 직립프레임에 결속된 탑재체의 무게중심이 회전에 의해 후방으로 이동하게 되므로 고각올림이 진행될수록 베이스프레임은 변형이 생겨 중심이 불룩한 형태가 된다. 따라서 후류편향관 지지잭이 발사대 전방방향(x)으로 이동하게 되며 지면에 끼임 현상이 나타난다. 이후 고각내림구동 후 후류편향관 올림구동 시 지지잭은 지면의 마찰력을 이기며 올라가려고 하기 때문에 지지잭 조인트 및 밀면 등의 손상과 비신뢰적 소음의 발생을 야기한다. 만약 수평정치 후 고각올림 및 고각내림구동을 수 회 반복한다면 지지잭은 발사대 하중을 점점 크게 분담하게 될 것이고 후류편향관 구동실린더 하부 힌지에 큰 하중이 걸려 관련 구조장치들의 소손이 발생할 수 있다.

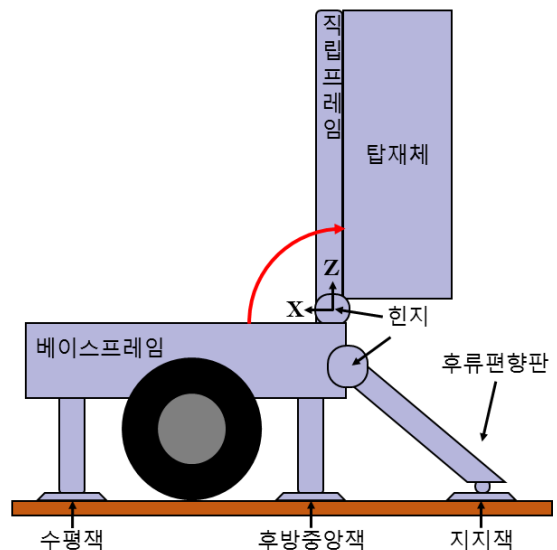


Fig. 2. PDP configuration with a support jack

이러한 문제를 해결하기 위해서 베이스프레임의 강성을 높이는 방법과 작전준비절차를 보완하는 방법이 있다. 하지만 발사대의 만재중량이 결정되어 있어 베이스프레임의 강성을 충분히 높이는 설계가 어렵기 때문에 작전준비절차를 보완하여 해결하는 것이 합리적이다.

비신뢰적 동작현상을 제거하기 위해 고각올림구동 완료 후 지지잭이 지면과 닿게 하는 개념이 필요하다. 즉, 수평정치 시 지지잭이 지면과 닿지 않는 임의의 각도로 구동하고(1차 착지), 고각올림 구동완료 후 지면에 안착시키는 착지구동(2차 착지)을 수행하는 것으로 개선해야 할 것이다. 이를 통해 고각구동 시 발사대 구조변형에 의해 발생하는 지지잭과 지면간의 마찰 및 끼임 현상을 제거할 수 있을 것이다.

2.2 제한센서 및 근접센서를 활용한 방식

기존의 지지잭이 없는 후류편향관의 구동완료 인식을 위한 구조를 Fig. 3에 나타내었다. 체인과 연동되어 있는 유압실린더의 최대 행정 시 제한센서 접촉용 브래킷이 제한센서를 접촉하여 후류편향관의 지면 착지를 인식하는 방식이다. 만약 구동장치 일부 기능이 미흡하여 후류편향관이 지면에 닿지 않을 경우와 후류편향관 아래 국소지형 기복(Table 1의 Level 2와 Level 3)이 존재할 경우 제한센서가 미작동하는 오류가 발생한다.

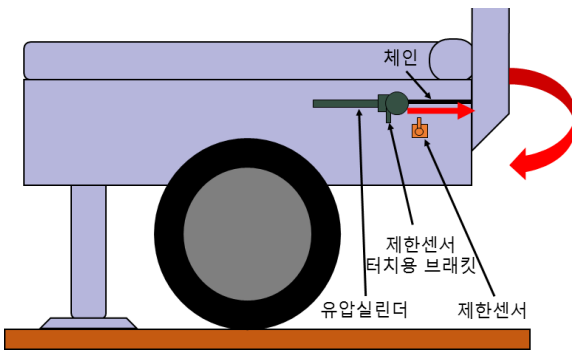


Fig. 3. Landing detection method without a support jack

지지잭을 가지는 후류편향관의 구동완료 인식을 위한 구조는 Fig. 4와 같다. 후류편향관이 1차 착지 설계 각도에 도달하게 되면 제한센서가 동작하는 구조이다. 고각구동완료 후 후류편향관 2차 착지구동을 하

게 되면 스프링이 압축되면서 내부 튜브가 수직방향으로 상승하게 되는 동시에 외부튜브에 돌출된 홈을 통해 설치된 근접센서에 의해 2차 착지완료를 인식한다. 이와 같은 방식은 비정상적 운용 시에도 지면 착지 인식이 가능하지만, 극심한 경사지형(Level 3)에서는 1차 착지 인식용 제한스위치 동작 구간까지 구동할 수 없어 작전준비절차를 완료하지 못한다. 또한, 지지잭 내부 구조가 복잡하여 분해 조립공정이 어렵고, 비용이 많이 든다.

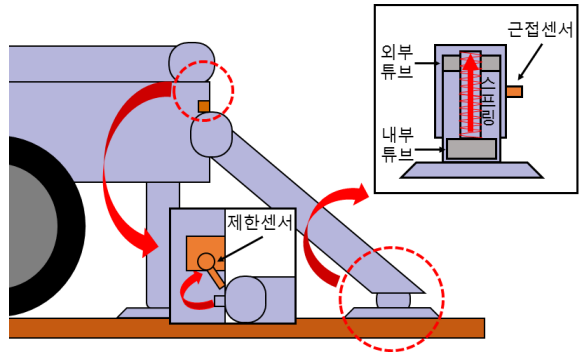


Fig. 4. Landing detection method with a support jack

2.3 후류편향관 구동실린더의 압력을 활용한 방식

후류편향관 구동 제어에 제한센서 및 근접센서를 활용하지 않는 방식으로서 여러 가지 휴리스틱한 방법들이 존재한다. 그 중에서 가장 직관적 방법으로, 후류편향관의 1차 및 2차 착지 완료 판단을 위해 후류편향관 구동실린더의 압력을 이용하는 기법을 검토하고자 한다.

후류편향관 실린더 행정 간에 일정 압력이 걸리기 때문에 1차 착지 완료를 위한 압력을 특정할 수 없기 때문에 구동시간으로 정의해야 한다. 또한, 실린더 행정 간 걸리는 압력은 운용온도, 유압유 점도 등의 환경에 따라 그 편차가 크기 때문에 활용하기 어렵다.

2차 착지의 경우 지지잭이 지면에 안착하기 때문에 특정압력 조건으로 착지가 가능할 것이다. 그러나 착지완료 후 구동명령 해제(유압펌프 끄) 시 솔레노이드 밸브가 드레인으로 연결되기 때문에 압력이 서서히 낮아진다. 이는 임의의 시간에 구동제어장치 초기화 시 최종 상태 판단이 불가능하다는 한계가 있다. 이와 유사한 원리로 수동구동을 통해 2차 착지 해제 시에도 후류편향관 구동상태를 신호로 파악할 수 없어 상부체계로 정확한 발사대 상태를 전달할 수 없다.

### 3. 각도센서를 사용한 후류편향관 구동제어

기존의 발사대 후류편향관 제어 방식이 보유하고 있는 한계점을 앞서 살펴보았다. 본 장에서는 Table 1의 다양한 운용지역과 운용자의 비정상적 운용(구동 제어장치 초기화 및 수동구동) 시에도 모두 정상 판단할 수 있는 제어 기법을 제안한다.

#### 3.1 각도센서 명령 설계 및 지지책 착지 판단

후류편향관을 회전각도의 추적을 통해 제어하기 위해 후류편향관 회전 힌지에 엔코더 및 레졸버를 적용할 수 있다. 이러한 축 회전 형태의 상대각도 측정 센서는 정밀하다는 장점이 있지만, 커플링 및 고정용 브라켓, 제어장치 내 RDC(Resolver to Digital Converter) 등이 부가적으로 필요하기 때문에 설계 및 제작비용이 많이 소요된다.

본 논문에서는 절대각도 획득용 MEMS(Micro Electro Mechanical System) 각도센서를 활용한 후류편향관 구동 제어 기법을 제안하였다. 각도센서를 후류편향관 후면에 탑재한 형상을 Fig. 5에 나타내었다.

1차 착지 각도명령은 수평안정화(지면 롤 경사 보상)를 위한 수평책의 소요 행정 길이와 앞서 언급된 구조변형량이 고려되어야 한다. 편의상 Level 1에서 지지책과 지면간의 거리는 임의의 값으로 결정한다. 1차 착지 완료각도는 1차 착지 각도명령과 동일하게 설계할 수 있다. 이때 Level 3에서 살펴보면, 1차 착지 각도명령보다 1차 착지 완료각도가 작을 경우에 오류가 발생한다. 따라서 설계자에 의해 결정되는 일정 시간(수 초)동안 각도센서의 값이 변하지 않으면 구동완료로 판단하도록 추가해줌으로써 발사대의 운용성을 확보할 수 있다.

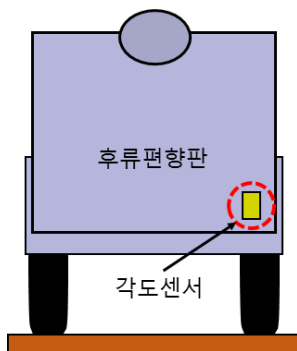


Fig. 5. PDP with a tilt angle sensor

추가적으로 고려해야 할 사항은 후류편향관 1차 착지 최소 완료 각도이다. 구조적 간섭이 발생하지 않으면서 고각올림구동을 수행하기 위해서는 후류편향관의 각도(수평정치 완료 후)는 적어도 90° 이상이 확보되어야 한다. 제어장치에서 후류편향관 제어 명령을 인가하더라도 구조적 문제 또는 슬레노이드 밸브, 유압유 점도 등의 유압적 문제에 의해 후류편향관 구동 실린더가 미동작할 수 있거나 극도로 천천히 구동될 수 있다. 이 경우, 각각 후류편향관 각도의 변화가 없기 때문에 1차 착지 완료로 판단되거나 운용시간제한 등의 운용오류로 판단될 수 있다. 본 발사대 제어장치에서는 120°를 적용하였다.

2차 착지 각도명령은 지지책이 지면에 접촉하였을 때의 특정 각도로 결정할 수 없다. 수평안정화 시 수평책 확장에 따른 지지책과 지면과의 거리를 정량적으로 결정할 수 없기 때문이다. 따라서 2차 착지 구동 완료 또한 구동 중 일정 시간(수 초)동안 각도 센서의 값이 변하지 않는 조건으로 판단해야 한다.

최종적으로 검토해보면, 발사대가 Level 1과 Level 2 지형 진입 후 작전준비절차 시 1차 착지 과정에서 지지책이 지면에 닿지 않는 동시에 120°를 초과하여 구동완료로 처리되는 반면, Level 3 지형의 경우 후류편향관 각도 120° 전에 지지책이 지면에 닿아 각도가 변하지 않는 조건으로 구동완료 처리될 것이다.

발사대가 Level 3의 지형에서 수평정치 후 고각구동의 반복 시 앞서 언급된 문제점인 지지책의 끼임 현상이 발생할 수 있을 것이다. 그러나 고각올림 구동 후 지지책이 받는 하중이 Level 1과 Level 2 경사의 경우보다 더 작기 때문에 지지책 끼임 수준이 덜 할 것이라 예측된다. 또한, 본 논문에서 제안한 방식은 Fig. 4의 기존 방식에 비해 비용이 적게 들고, 1차 착지 완료가 가능하기 때문에 고각구동 단계의 진행이 가능하여 작전을 지속할 수 있다.

앞서 기술한 구동완료 조건은 지면 롤 경사 및 표 1의 지형에서 후류편향관 1차, 2차 착지완료 판단이 가능하여 기존의 제어방식의 단점을 보완할 수 있다. 하지만 비정상운용 시 운용성의 한계점이 존재한다. 예로, 2차 착지완료 후에 제어장치 초기화 및 수동구동 시에 2차 착지완료 각도 및 결과가 제거되기 때문에 최종구동상태를 판단할 수 없다. 따라서 비정상적 운용으로부터 발사플랫폼의 구동상태 정보를 저장할 수 있는 장치의 필요성이 제기된다.

3.2 비휘발성메모리 활용

제어장치에 내장된 비휘발성메모리(Ferroelectric RAM)는 발사플랫폼의 고장내역 또는 오류코드를 식별하는 용도로 사용된다. 앞서 언급된 구동상태 정보를 활용하기 위해 이 FRAM을 사용할 수 있고, Fig. 6 과 같이 후류편향판 구동 제어 알고리즘을 제안한다.

후류편향판 1차 및 2차 착지결과(0 또는 1)와 최종 구동완료각도를 FRAM에 저장하고, 후류편향판 올림 상태(초기자세)로 복귀 시에는 0으로 초기화한다. 상세 동작 과정을 Fig. 7에 1차 착지의 예로 보였다.

즉, 제어장치는 초기화 시 FRAM에 저장된 각도와 현재 각도의 차이가 특정값 미만이면 후류편향판이 움직이지 않은 것으로 판단하여 FRAM에 저장된 1차, 2차 착지완료 결과를 그대로 상위체계에 송신한다.

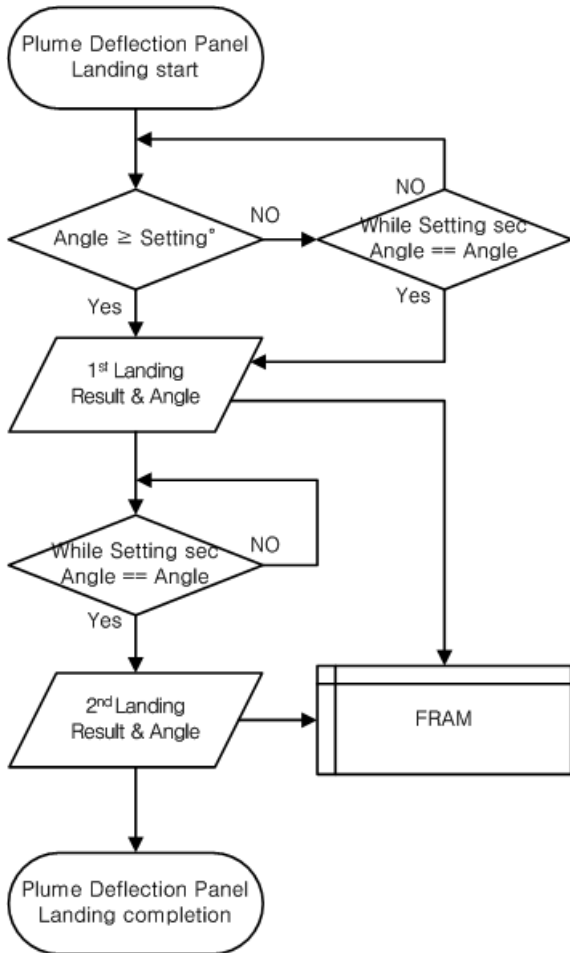


Fig. 6. The proposed PDP control algorithm

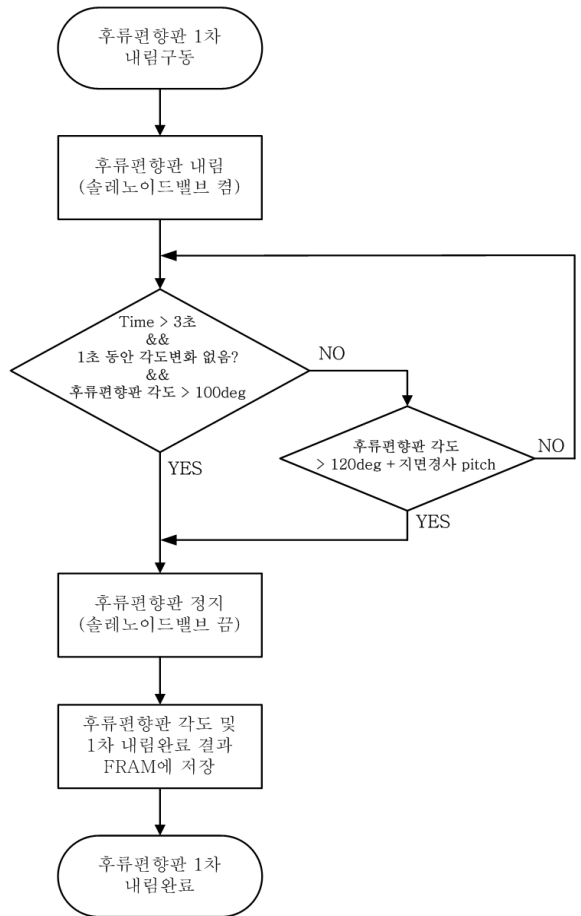


Fig. 7. The process for 1<sup>st</sup> landing of the PDP

그 반면, FRAM에 저장된 각도와 현재 각도의 차이가 특정값 이상 차이난다면 수동구동에 의해 지지책이 지면과 이격되었다고 판단하여 현재의 상태에서 수평 정지 및 고각구동 완료조건을 재판단하여 상위체계에 송신한다. 여기서 설계되는 특정값은 각도센서의 정확도 및 공차를 고려하여 결정할 수 있으며, 본 발사대 제어장치에서는 1°를 적용하였다.

3.3 알고리즘 적용성 분석

Table 1에 대응되는 후류편향판 1차 착지완료 형상을 Table 2에 나타내었다. Case 1과 Case 2의 경우 설계된 1차 착지 각도명령 값으로 구동된 후 구동완료를 판단한다. Case 3의 경우에는 지지책이 지면과 안착한 상태에선 1차 착지 각도명령 값을 만족하지 못하지만 구동 중 일정시간동안 각도변화가 없는 조건

에 의해 1차 착지 완료로 판단한다.

고각구동완료 후 2차 착지 시 Case 1의 경우보다 Case 2의 경우에 지지책이 지면에 안착하는 시간이 빠를 것이며, 일정 시간동안 각도변화가 없는 조건에 의해 2차 착지완료로 판단한다. Case 3의 경우, 1차 착지완료시 지지책이 지면과 이미 닿아있었기 때문에 2차 착지 구동 시 자동으로 구동완료를 판단한다.

비정상적 운용 중 제어장치 초기화 발생의 경우를 살펴보면, 후류편향관 1차 및 2차 착지완료 후에 초기화인 경우 FRAM의 저장각도와 현재각도의 차이가 1° 미만일 것이다. 후류편향관 2차 착지 중간에 제어장치 초기화 발생의 경우(Case 3은 2차 착지 구동 개념이 존재하지 않음) FRAM의 저장된 1차 착지완료 각도보다 현재각도가 커서 그 차이가 1° 이상일 것이므로 2차 착지 미완료일 것이다.

후류편향관 수동구동 후 이 알고리즘을 탑재한 제어장치의 상태판단에 대한 예상 결과를 Table 3에 나타내었다. 여기서, (-)는 후류편향관이 지면과 멀어지는 방향, (+)는 지면과 가까워지는 방향으로의 수동구동을 의미한다.

Table 2. PDP 1<sup>st</sup> landing for a ground slope level

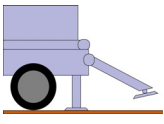
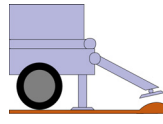
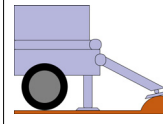
Case 1	Case 2	Case 3
		
평지	심한 기복	극심한 기복

Table 3. LCU state judgement after a manual operation

Level	방향	수평정지완료 후 수동구동	고저구동완료 후 수동구동
1, 2	-	1차 착지 미완료	1차 착지 완료 2차 착지 미완료
	+	1차 착지 완료	1차 착지 완료 2차 착지 완료
3	-	1차 착지 미완료	1차 착지 미완료 2차 착지 미완료
	+	1차 착지 완료	1차 착지 완료 2차 착지 완료

#### 4. 실험결과

본 논문에서 제안한 알고리즘의 유효성을 검토하기 위해 다양한 운용환경을 모의하여 구동시험을 수행하였다. Table 2의 각 지형을 모사하기 위해 원통형 철 구조물들을 제작하여 사용하였다.

제어장치의 1차 착지 구동 각도명령을 120°로 설정하였고, 각 모의 운용지역에서의 후류편향관 구동을 수행하였다. 모든 구동시험은 3회씩 수행하였고, 제어장치의 DSP(Digital Signal Processor)를 통해 후류편향관 각도, 구동실린더 압력, 구동완료 상태 신호 등을 획득하여 Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10에 각각 나타내었다. 제어장치의 구동 제어 주기는 100 Hz이고 데이터 획득 주기는 25 Hz이다.

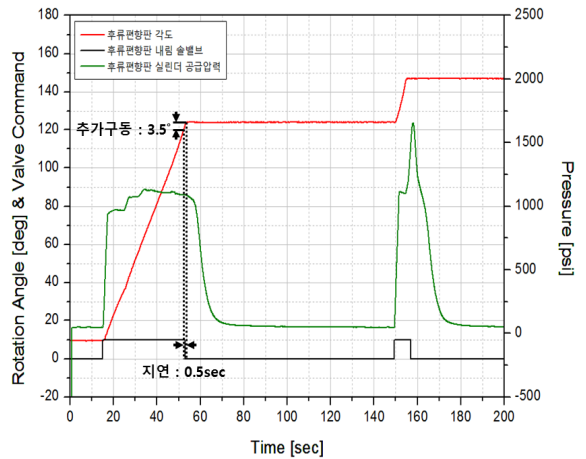


Fig. 8. PDP control characteristics at level 1

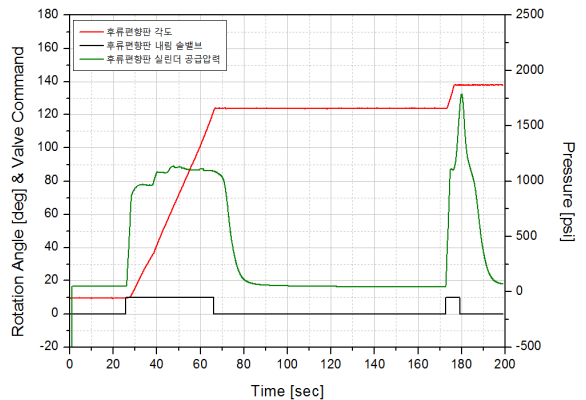


Fig. 9. PDP control characteristics at level 2

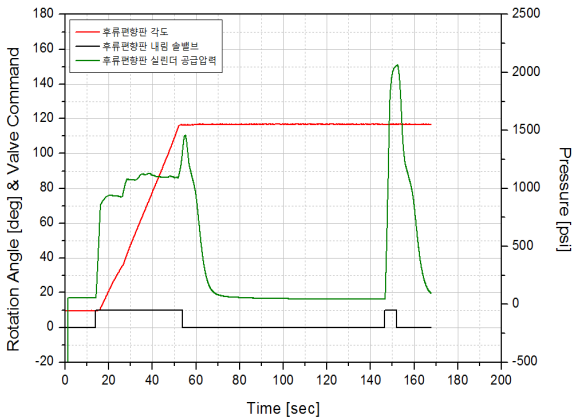


Fig. 10. PDP control characteristics at level 3

제어장치에서 후류편향판 구동실린더 내림용 솔레노이드 밸브 컴 명령을 인가하면 구동실린더에 유량이 공급되고 후류편향판은 하강한다. 솔레노이드 밸브 명령의 의도적 지연시간과 후류편향판 실린더로 공급되는 유량이 완전히 차단될 때까지의 지연에 의해 각도명령 대비 3.5°~4.0° 추가 구동이 발생하였다.

Case 1과 Case 2의 환경에서는 후류편향판이 철 구조물에 접촉하지 않기 때문에 1차 착지 완료 각도는 예상대로 123.5°~124.0°로 나타났다. 제어장치에서 2차 착지 완료 또한 정상적으로 판단되었다. Case 3의 경우, 1차 착지 완료각도가 116.8°로 1차 착지 각도명령 120°를 만족하지 못한다. 하지만 1초 동안 각도의 변화가 없는 조건으로 1차 착지완료로 정상 판단되었다. 2차 착지는 후류편향판 내림용 솔레노이드밸브가 동작하여도 이미 지지책이 지면에 닿아있어 각도변화가 없는 조건으로 2차 착지완료로 정상 판단하였다.

비정상운용 중 수동구동 발생 시 구동상태 판단에 관한 시험결과를 Table 4에 정리하였다. 앞서 분석한 Table 3의 예상 결과와 동일한 것으로 보아 제어장치에서 발사대 최종 구동상태를 오류 없이 판단하고 있음을 확인하였다.

### 5. 결론

후류편향판 지지책은 발사하중을 성공적으로 처리하기 위해 발사 전에 반드시 지면에 접촉되어야 한다. 작전준비절차 과정에서 지지책의 지면 착지 인식 판단이 중요하다.

Table 4. LCU state judgement for a manual operation

Level	방향	수평정치 후 수동구동	고저구동 후 수동구동
1	-	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 미완료 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.2	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 미완료 고저각도 89.9
	+	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.3	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 89.8
2	-	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 미완료 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.2	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 미완료 고저각도 89.9
	+	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.3	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 89.9
3	-	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 미완료 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.4	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 미완료 고저상태 미완료 고저각도 90.0
	+	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 -0.3	발사대 운용정보 수평상태 <span style="background-color: #90EE90;">정상</span> 정치상태 <span style="background-color: #90EE90;">수평정치완료</span> 고저상태 <span style="background-color: #90EE90;">고저내림완료</span> 고저각도 90.0

본 논문에서는 기존의 제한센서류에 의존한 후류편향판 구동 제어 방식의 한계점을 분석하였고, 이를 개선하기 위해 각도센서를 사용하여 새로운 제어 알고리즘을 제안하였다. 정의된 비정상적 운용환경에서도 발사플랫폼의 운용성을 극대화시킬 수 있는 방법으로 제어장치 내 FRAM을 활용하였고, 경사지 모의 및 비정상적 운용시험을 통해 제안된 알고리즘의 유효성을 검증하였다. 결과적으로 다양한 운용환경에서 각도센서를 사용한 후류편향판 구동제어가 정상적으로 동작됨을 확인하였다. 본 논문에서 제안한 구동 기법은 발사대의 가용도를 높일 수 있을 뿐만 아니라 다른 유사 시스템에도 적용될 수 있을 것이라 판단된다.



## References

- [1] H. W. Oh, "Numerical Study for Flame Deflector Design of a Space Launch Vehicle," *Advances in Space Research*, Vol. 59, No. 7, pp. 1833-1847, 2017.
- [2] T. W. Ha, J. S. Park, "Dynamic Behavior Analysis of the Auto-leveling System for Large Scale Transporter Type Platform Equipment on the Ground Slope," *Journal of the KIMST*, Vol. 23, No. 5, pp. 502-515, 2020.
- [3] J. W. Chung, Y. Kim, "Development of an Algorithm for Compensating Ground Inclination to Expand an Operational Field of a Missile Launcher," *Journal of the KIMST*, Vol. 15, No. 1, pp. 86-92, 2012.
- [4] J. W. Chung, "Design of Hydraulic System for Leveling Control of a Large Vehicle," *Journal of Korean Society Mechanical Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 385-390, 2015.
- [5] J. W. Bae, "Hydraulic Control Using Horizontal Sensor and Pressure Sensor," *KIMST Annual Conference Proceedings*, pp. 1767-1768, 2018.