

2,000lb급 장착물의 분리분석을 위한 지상투하시험

신병준^{*.1)} · 조영희¹⁾ · 김민수¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 항공기술연구원

Static Ejection Test for Separation Analysis of 2,000lb-Class Store

Byungjoon Shin^{*.1)} · Young-hee Jo¹⁾ · Min-soo Kim¹⁾

¹⁾ Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 14 September 2022 / Revised 3 March 2023 / Accepted 26 July 2023)

Abstract

Static ejection tests were conducted using the 2,000lb-Class Store to provide ejector model for the store separation simulation. In this study, static ejection test device for 2,000lb-class store was constructed and reaction force applied to store was measured over time. In addition, the trajectories of the ejected store were obtained using photogrammetry and compared with the simulations using developed ejector model. The results of the static ejection test were analyzed to determine the cartridge-orifice combination to be used for store separation. Flight tests were performed by applying the analysis results and verified that the store was safely separated from the aircraft.

Key Words : Aircraft-Store Compatibility(항공기-장착물 적합성), Static Ejection Test(지상투하시험), Store Separation (장착물 분리)

1. 서론

항공기에서 투하되는 장착물을 무장통합하기 위해서는 장착물이 항공기로부터 안전하게 분리됨을 입증해야 한다^[1]. 이를 위해 항공기-장착물 형상에 대하여 안전분리 분석 및 지상시험, 비행시험을 수행한다. 항공기-장착물 적합성 업무 지침을 규정하는 미 군사규격 MIL-HDBK-1763^[2]은 항공기-장착물 적합성 입증을

위한 분석 및 지상시험, 비행시험에 대한 내용을 수록하고 있으며, Appendix A Test 110에 지상투하시험의 목적, 요구 정보, 시험 준비, 시험 절차 등에 대하여 기술되어있다.

지상투하시험은 투하되는 장착물의 분리특성을 확인하기 위한 시험으로 정지상태에서 장착물을 투하하여 장착물에 가해지는 사출력을 측정하고 장착물의 분리거동 특성을 확인한다. 국내에서는 활공탄의 안전분리 시험^[3]과 공압장치를 이용한 모의장착물 투하시험^[4]을 수행한 사례가 있다.

본 논문에서는 2,000lb급 장착물의 지상투하시험을

* Corresponding author, E-mail: shinbj@add.re.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

위한 지상투하시험 시험장치 구성에 대하여 기술하였으며, 시간에 따른 사출력 변화를 측정하여 사출장치의 오리피스 및 카트리지에 따른 영향성을 분석하였다. 또한 투하되는 장착물의 자세 및 위치변화를 측정해 분리거동 특성을 분석하였다.

2. 시험 준비

2.1 대상 장착물

대상 장착물은 2,000lb급 장착물로 장착물의 분리거동 특성을 분석하기 위해 물리적 특성만을 고려하여 설계된 더미탄을 사용하였다. Fig. 1은 더미탄의 외형 형상이며, 더미탄에 적용된 대상 장착물의 특징을 Table 1에 정리하였다. 더미탄은 대상 장착물의 중량(Weight) 및 무게중심(C.G), 관성량(MOI)을 동등하게 구현하였으며, 항공기-장착물 인터페이스는 대상 장착물과 동일한 30 in 러그 간격의 규격^[5]을 따르고 있다. 더미탄은 탑재장비를 장착하지 않음으로 배꼽 커넥터는 적용하지 않았다. 러그는 대상 장착물에 사용되는 2,000lb급 러그(MK 3 MOD 0 Lug)를 적용하였다.

2.2 사출장치

사출장치는 대상 항공기에서 사용하는 MAU-12를 사용하였다. Fig. 2는 MAU-12 외형 형상이다. MAU-12는 14 in 및 30 in 간격의 러그 규격^[6]을 사용할 수 있는 사출식 분리장치이며, 두 개의 카트리지 장전구가 있고 전·후방에 사출력을 조절하는 오리피스가 있다.

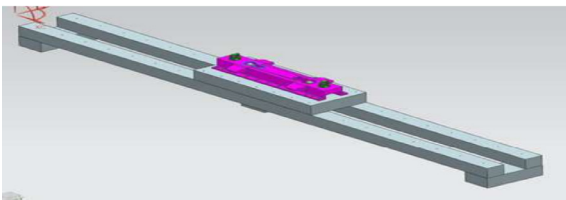


Fig. 1. Configuration of dummy store



Fig. 2. MAU-12, bomb rack unit

카트리지는 대상 항공기에서 사용하는 ARD-446, KCCU-44B를 고려하였으며, 오리피스는 유사 무장에서 사용하는 오리피스 3종(-3,-5,-7)을 고려하였다^[6]. Table 2에 오리피스의 부호에 따른 직경을 정리하였다.

2.3 지상투하시험 시험장치 구성

지상투하시험을 위한 장치 주요 구성은 지상투하시험시설, 투하시험 제어장치, 사출력 측정장치, 고속영상 촬영장치로 구성된다. Table 3은 주요 시험장치 구성이다.

2.3.1 지상투하시험시설

지상투하시험시설은 장착물 투하 시 발생하는 충격에 견딜 수 있는 철골 구조물로 되어있으며, 장착물을 끌어올리기 위한 장착물 인양장치가 설치되어 있다^[7]. 장착물의 장착 높이는 투하 후 장착물의 분리거동을 관측할 수 있도록 지상으로부터 3 m 이상의 높이에 설치하였다. 장착물 탄착 위치에는 더미탄 손상을 방지하기 위한 완충용 모래를 30 cm 이상 포장하였다.

Table 1. Characteristics of dummy store

항목		적용 여부
외형	Airframe	X
	Wing	X
	Fin	X
물리적 특성	Weight	O
	CG	O
	MOI	O
항공기-장착물 물리적 인터페이스	Lug	O
	Sway-bracing	O
	Umbilical Connector	X
탑재장비	항법장비 등	X

Table 2. Orifice of MAU-12

사출장치	부호	직경(in)
MAU-12	-3	0.081
	-5	0.110
	-7	0.156

2.3.2 투하시험 제어장치

투하시험 제어장치는 MAU-12에 전원을 공급하고 카트리지를 점화하는 투하신호를 인가하는 장치이다. 투하시험 제어장치에서 발생하는 투하신호의 정상인가를 확인하기 위한 램프와 투하신호의 전압을 확인하기 위한 측정단자, 의도하지 않은 투하를 방지하기 위한 Master Arm 스위치를 포함하고 있다.

투하시험 제어장치는 Fig. 3과 같이 점검형상과 시험형상으로 운용된다. 점검형상은 시험 수행 전 MAU-12 장전구에 모형카트리지를 장착하고 투하신호를 인가하여 정상출력 상태를 확인한다. 시험형상은 MAU-12에 투하신호를 인가하여 카트리지를 착화한다.

2.3.3 사출력 측정장치

사출력 측정장치는 MAU-12 전·후방의 사출 피스톤으로부터 대상 장작물에 가해지는 충격량을 각각 측정할 수 있도록 Fig. 4와 같이 2채널로 구성하였다. 장작물에 가해지는 사출력 예상 범위는 약 5~20 klb 이므로 최대 25 klb까지 측정할 수 있는 전압형 충격 센서 1061V5를 사출력 측정센서로 선정하였다. Table 4는 사출력 측정센서의 주요 제원이다.

사출력 측정센서는 MAU-12 전·후방 사출 피스톤의 이송축과 일치하도록 위치하였고 장작물의 최상면과 사출력 측정 센서의 최상면이 일치하도록 Fig. 5와 같

이 장착하였다. 사출력 측정센서 상면에는 급격한 충격에 의한 파손 및 고장을 방지하기 위하여 Impact Cap을 추가하였다.

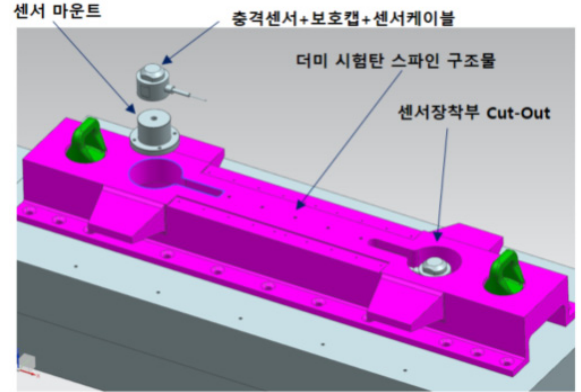


Fig. 5. Mounting concept of impact force measurement sensor

Table 3. Configuration of static ejection test equipment

항목	명칭
지상투하시험 시설	구조물
	장착물 인양장치
투하시험 제어장치	투하시험 제어장치
	모형카트리지
사출력 측정장치	사출력 측정센서(1061V5)
	데이터 로거(MX840A)
고속영상 촬영장치	고속카메라

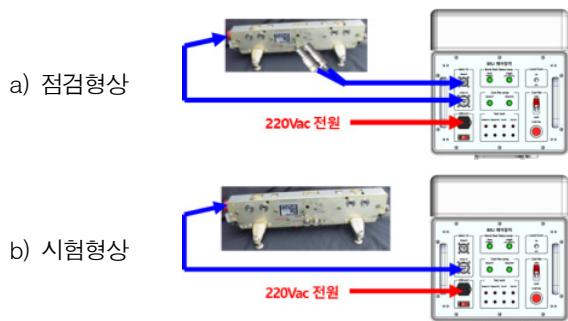


Fig. 3. Operation concept of ejection test control equipment

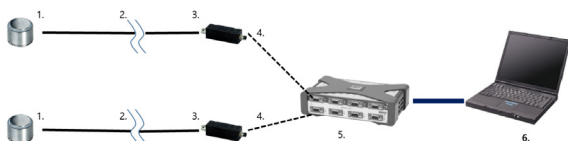


Fig. 4. Configuration of ejection force measurement

Table 4. Specification of ejection force measurement

항목	내용
품명(제조사)	1061V5(DYTRAN)
형식	전압형 하중센서
하중 측정 범위	-1,000~25,000 lbs
온도 범위	-73~+121 °C
센서 종류	IEPE/Compression
Resolution	0.35 lb RMS
Linearity	+/-1 %F.S.

사출력이 가해지는 시간은 약 100 ms 이내이다. 따라서 비교적 짧은 시간에 충분한 량의 데이터를 획득하기 위하여 데이터로거의 Sample Rate를 9.6 kHz로 설정하고 투하신호 인가 전 5초부터 투하 완료 후 5초까지 시간에 따라 저장하였다. 또한 사출력 측정결과를 실시간으로 확인할 수 있도록 모니터링 장비를 포함하였다. Table 5는 데이터로거 주요 설정값이다.

Table 5. Setting of data logger(MX840A)

항목	내용	
Sample Rate	Default	9,600 Hz
	Slow	5 Hz
	Fast	19,200 Hz
Sensor Linearization Table	$x(1) = 0.00$ $y(1) = 0$ $x(2) = 2.03$ $y(2) = 10,000$ $x(3) = 3.015$ $y(3) = 15,000$ $x(4) = 3.94$ $y(4) = 20,000$ $x(5) = 4.875$ $y(5) = 25,000$	

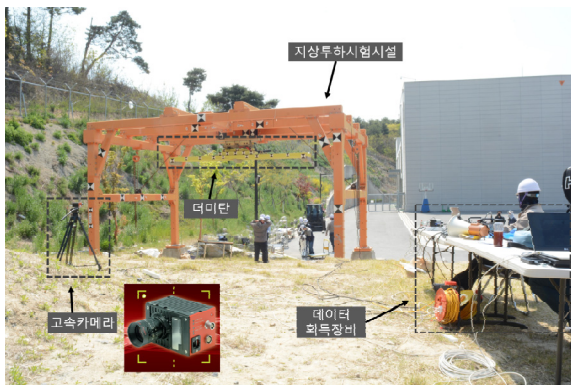


Fig. 6. Configuration of high speed camera

Table 6. Specification of high speed camera

항목	내용
품명(제조사)	S-MIZE(AOS)
셔터속도 (fps)	500
해상도 (pixel)	1280 × 1024
렌즈	Kowa LM12HC - 초점거리 12.5 mm - H = 55.6° / V = 42.5°

2.3.4 고속영상 촬영장치

지상투하시험에서 투하되는 장착물에 대한 고속영상 획득을 위하여 Fig. 6과 같이 고속영상 촬영장치를 구성하였다. 고속영상 촬영장치는 안전분리 비행시험에 사용하는 AOS사의 S-MIZE를 사용하였다. 고속카메라의 주요 제원을 Table 6에 정리하였다.

2.4 분석 방법

2.4.1 사출력 측정 및 분석

지상투하시험에서 획득한 사출력 측정결과를 Fig. 7과 같은 절차에 따라 처리하였다. 사출력이 0이 되면서 부호가 반전되는 지점을 시작점과 끝점으로 정의하고 데이터를 추출하였다. 이동평균기법을 이용하여 데이터를 평활하였으며 윈도우 크기는 20개로 하였다. 생성된 결과를 0.5 ms 간격으로 선형보간하여 샘플링 하였다.

2.4.2 사진계측기법을 이용한 분리거동 분석

사출되는 장착물의 분리거동 특성을 분석하기 위하여 사진계측기법(Photogrammetry)을 이용하여 투하되는 장착물의 궤적 및 자세를 정량화하였다. 그리고 사진계측 분석 결과와 사출력 측정결과를 적용한 6-DOF 분리해석 결과를 상호 비교하여 검증하였다.

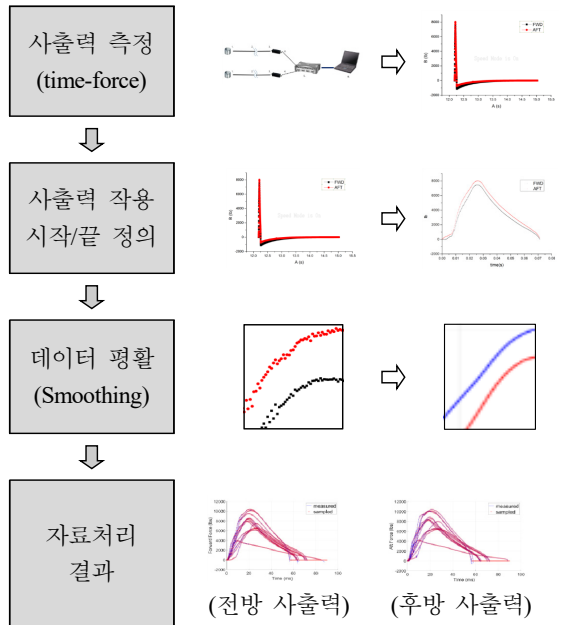


Fig. 7. Data process of measured ejection force

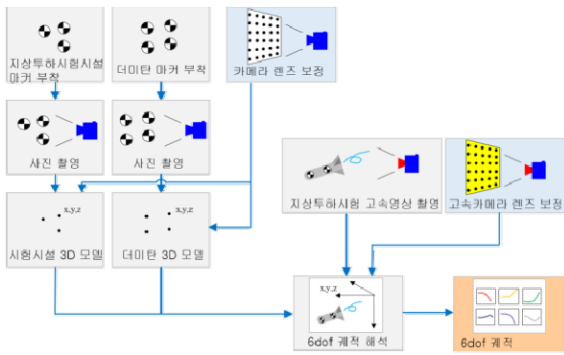


Fig. 8. Flow of photogrammetry

사진계측기법 흐름도를 Fig. 8에 나타내었다. 먼저 사전에 더미탄과 지상투하시험시설에 좌표 추출 표적인 마커를 충분히 부착하고, 다각도의 원·근거리 사진을 촬영한 후 사진을 기반으로 마커의 3차원 모델을 생성하였다. 그리고 렌즈 및 고속영상 촬영장치의 왜곡을 보정하기 위하여 고속카메라 보정을 수행하였다. 지상투하시험 동안 획득한 고속영상을 분석하여 지상투하시험과 장착물에 부착된 마커의 위치를 변화를 추적해 장착물의 분리 궤적/자세를 추출하였다. 마커의 3차원 위치정보 획득을 위해 PhotoModeler를 사용하였고 궤적분석을 위해서 TrackEye 전용 S/W를 사용하였다.

3. 시험 결과 및 고찰

3.1 시험 조건

MAU-12는 대상 항공기 및 장착물에 따라 다양한 카트리지-오리피스 조합으로 운용되며, 카트리지-오리피스 조합을 이용하여서 장착물의 분리거동을 변화시킬 수 있다. 이 연구의 시험 조건은 공군에서 운용되고 있는 대상 항공기의 유사 장착물에 사용되고 있는 카트리지-오리피스 조합을 참고하였다. 시험 조건은 Table 7과 같이 카트리지 2종(ARD-446, KCCU-44B), 오리피스 3종(-3, -5, -7)의 5개 조합으로 선정하였고, 지상투하시험은 반복성 시험을 포함하여 총 13회 수행하였다.

3.2 사출력 측정결과 분석

3.2.1 카트리지 영향성

Fig. 9는 전·후방 사출위치에서 측정된 사출력 측정

Table 7. Static ejection test condition

구분	카트리지		오리피스	
C1	KCCU-44/B	KCCU-44/B	-7	-7
C2	KCCU-44/B	ARD-446	-3	-3
C3	KCCU-44/B	ARD-446	-5	-5
C4	KCCU-44/B	ARD-446	-7	-7
C5	ARD-446	ARD-446	-3	-3

결과를 카트리지 조합에 따라 나타낸 것이다. KCCU-44/B 2개 조합인 C1은 최대 사출력 및 충격량이 모두 가장 작으며, 동일한 오리피스 설정의 KCCU-44/B와 ARD-446 조합인 C4 대비 총 최대 사출력이 50 %, 총 충격량이 60 % 수준이다. 사출력이 피크값 이후로 급격하게 감소하는 다른 시험형상과 다르게 C1은 일정한 기울기로 완만하게 감소하는 프로파일을 보여준다.

KCCU-44/B와 ARD-446 조합인 C2~C4는 오리피스 설정에 따라 최대 사출력 및 사출력 작용 시간이 달라지며, 최대 사출력이 커질수록 반대로 작용 시간은 짧아짐을 알 수 있다.

ARD-446 2개 조합인 C5은 약 20 klbs로 가장 큰 총 최대 사출력을 보여주는 반면에, 사출력 작용 시간은 가장 짧은 것을 볼 수 있다. 동일한 오리피스 설정이지만 KCCU-44/B와 ARD-446 조합인 C2보다 총 최대 사출력이 157 %, 총 충격량이 132 % 수준이다.

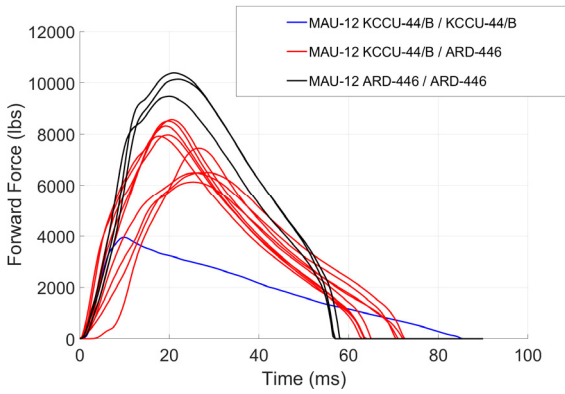
카트리지 효과 분석 결과, 카트리지 종류에 따라 가지고 있는 총 에너지 뿐만 아니라 화학작용 등에 의하여 더미탄을 밀어내는 사출 작용 시간 또한 변화함을 확인하였다. 사출력과 작용 시간을 적분한 충격량 관점에서 ARD-446가 KCCU-44/B보다 약 65 % 가량 큰 에너지를 가지고 있는 것으로 확인하였다.

3.2.2 오리피스 영향성

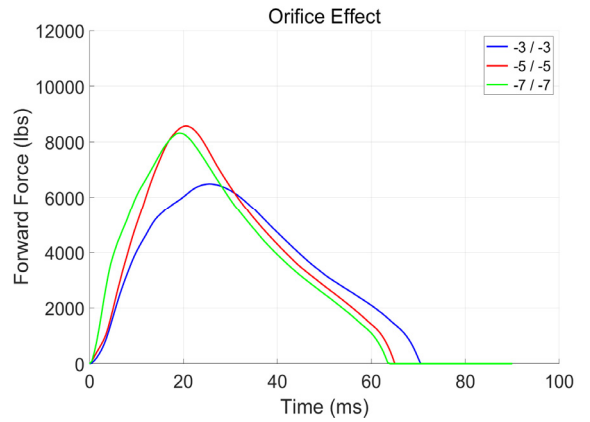
오리피스 효과를 분석하기 위하여 KCCU-44/B와 ARD-446 조합인 C2, C3, C4의 결과를 비교하였다. 세 시험형상의 오리피스 설정은 전·후방 대칭으로 각각 -3, -5, -7이다.

Fig. 10에 각 오리피스 설정에 따른 전·후방 사출력을 나타내었다. 오리피스가 -5인 C3과 오리피스가 -7인 C4의 프로파일이 유사하며, C4가 약 2 % 가량 더 큰 최대 사출력을 보여준다. 반면에 오리피스가 -3인 C2

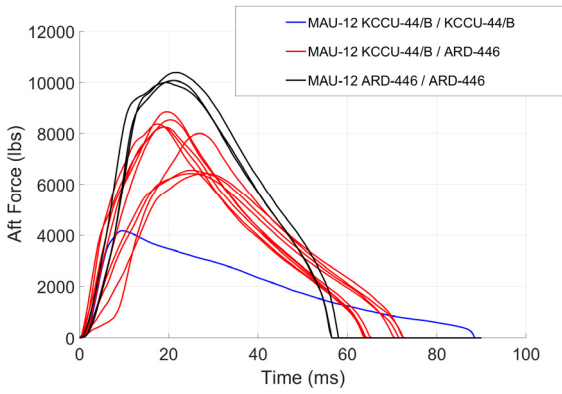
2,000lb급 장착물의 분리분석을 위한 지상투하시험



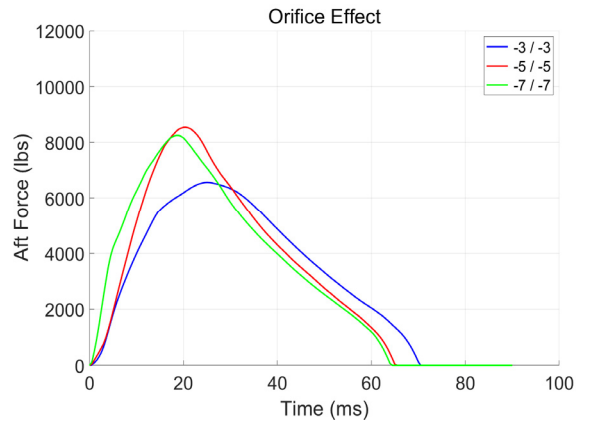
(a) 전방 사출력



(a) 전방 사출력



(b) 후방 사출력



(b) 후방 사출력

Fig. 9. Ejection force according to cartridge combination

Fig. 10. Ejection force according to orifice combination (KCCU-44/B / ARD-446)

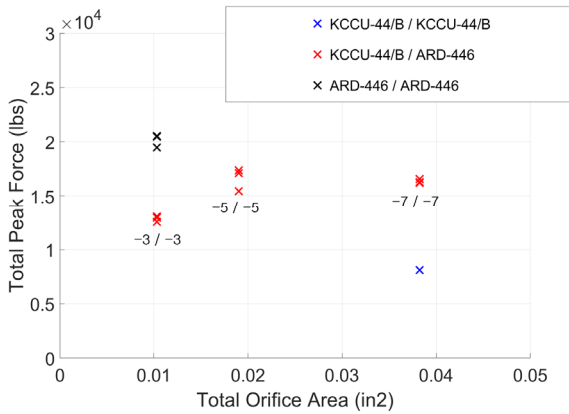


Fig. 11. Maximum ejection force according to orifice area



Fig. 12. High speed video of static ejection test, test C1

의 경우 다른 두 시험형상보다 최대 사출력의 77 % 수준이다. 그렇지만 사출력과 작용 시간을 적분한 총 충격량은 세 시험형상 모두 유사한 수준임을 확인하였다.

Fig. 11에는 시험 결과를 오리피스 면적에 대한 최대 사출력과 충격량의 관계로 나타내었다. 동일한 카트리지 조합인 KCCU-44/B 및 ARD-446 시험형상의 결과를 보았을 때, 최대 사출력의 경우 오리피스 면적이 카트리지 종류만큼 크게 영향을 미치는 것을 확인하였다. 다만 최대 사출력이 오리피스 면적에 비례해 지속적으로 증가할 것으로 예상하였으나, -5에서 최대 값을 보였고 단면적이 증가한 -7에서 다시 감소하였다. 반면에 총 충격량의 경우 카트리지 효과와 비교해 오리피스 설정에 크게 영향을 받지 않음을 확인하였다. 동역학적으로 사출이 종료되고 장착물이 사출장치를 벗어나는 순간의 EOS(End Of Stroke) 속도는 충격

량에 비례한다. 따라서 EOS 속도는 오리피스 설정에 크게 무관할 것으로 판단된다.

3.3 장착물 분리거동 특성

모든 시험에서 Fig. 12와 같이 장착물은 큰 자세변화 없이 수직으로 낙하하였으며, 투하신호 인가 후 지상에 도달하기까지 약 6초가 소요되었다. 이 결과는 더미탄의 무게중심이 MAU-12의 전·후방 피스톤 중앙에 위치하며 측정된 전·후방 사출력을 적용한 분석결과와 일치한다. Fig. 13에 2번째 시험에 대한 장착물의 궤적/자세와 측정된 사출력을 이용한 6-DOF 해석 결과를 비교하여 나타내었다.

3.3.1 위치

모든 시험에서 두 결과가 잘 일치하는 가운데 더미탄의 X(전방) 및 Y(측방) 변위는 거의 0 m를 유지하

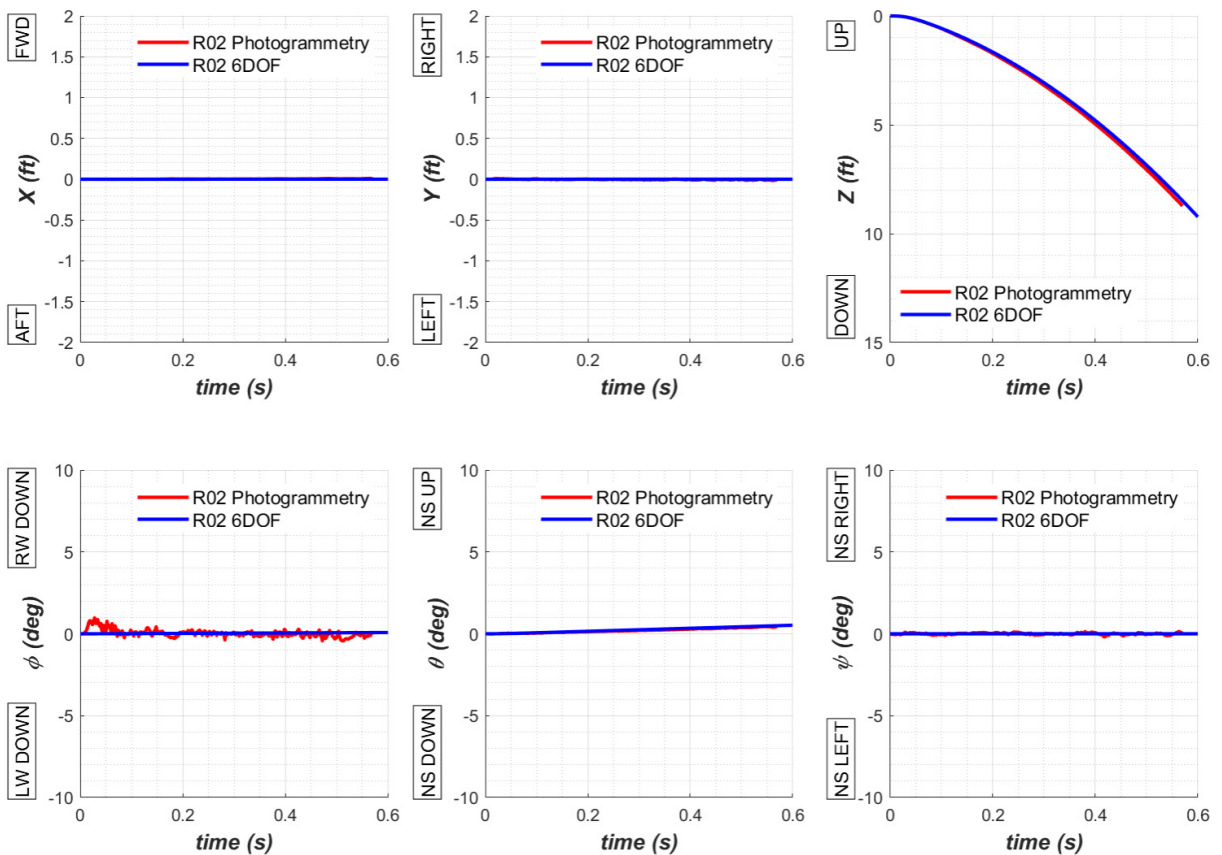


Fig. 13. Comparison photogrammetry analysis results and 6DOF analysis data(Test 2nd)

고, Z(하방) 변위가 최대 이동 거리인 3 m까지 증가함을 확인하였다.

3.3.2 자세

더미탄의 pitch angle(deg)은 최대 0.7 deg으로 전·후방 사출력에 따른 pitch rate(deg/s)은 미미한 것을 확인하였다. 더미탄의 roll angle(deg)의 경우, CGy 편차로 인한 모든 중량분포 및 외력이 장착물 중심면에 작용함으로 인하여 해석결과는 거의 0 deg인 반면에, 영상분석 결과에서는 일부 시험에서 약 3 deg까지 증가함을 보였다. 이는 유도탄의 장착 자세 및 리그의 장착상태, 사출 피스톤과 장착물의 밀착 상태 등에 따른 미세한 물리적인 차이와 분리거동 분석 과정에서 발생하는 임의오차가 종합적으로 적용된 것으로 판단된다.

4. 결론

항공기로부터 투하되는 장착물의 분리특성을 확인하기 위해 지상투하시험을 수행하였다. 더미탄에 설치한 사출력 측정센서를 통해 사출력을 시간에 따라서 측정하였고, 지상투하시험을 고속영상으로 촬영해 사진계측기법을 이용한 투하되는 장착물의 분리거동을 분석하였다.

사출력 측정결과, 카트리지 종류에 따라서 최대 사출력과 충격량이 변화한 반면에 오리피스 설정은 최대 사출력만 변화시킬 뿐 EOS 속도를 결정하는 충격량에는 큰 영향을 미치지 않았다.

장착물 분리거동 특성 분석 결과, 장착물이 모든 시험에서 큰 거동없이 낙하함을 확인하였으며, 이는 전·후방 사출력이 유사하다는 사출력 측정결과와도 일치한다. 또한 영상분석을 통해 정량적으로 획득한 분리 궤적/자세와 사출력 측정결과를 이용한 6-DOF 분리해

석 결과가 유사함을 확인하여 사출력 측정결과와 고속영상분석 결과가 상호 검증되었다.

반복성 시험을 포함한 지상투하시험 분석결과를 토대로 비행시험에 적용할 카트리지-오리피스 조합을 결정하였으며, 비행시험을 통해 장착물이 항공기로부터 안전하게 분리됨을 검증하였다. 향후 무장통합이 필요한 유사 항공기-장착물 조합형상에 대한 지상투하시험 및 안전분리 입증에 활용할 수 있을 것으로 생각된다.

References

- [1] DoD, MIL-HDBK-516C, Airworthiness Certification Criteria, 2014.
- [2] DoD, MIL-HDBK-1763, Aircraft/Stores Compatibility : Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures, 1998.
- [3] Kidu Lee, et. al., "Ground Ejection Test for the Safe Separation Analysis of a Gliding Bomb," Journal of the Korean Society of Aeronautical and Space Sciences, 41, No. 6, pp. 502~508, 2013.
- [4] Jong-Hong Lee, et. al., "Ground Ejection Test to verify the Safe Separation of an Aircraft Mounted Store," Journal of Advanced Navigation Technology, 22, No. 2, pp. 70~75, 2018.
- [5] DoD, MIL-STD-8591, Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface(Carriage Phase), 2012.
- [6] CSTO KS1F-4E-1, AGM-142 Flight Manual, 2005.
- [7] Byungjoon Shin, et. al., "Static Ejection Test for Store Separation Analysis of Ejected Store," 2020 KIMST Annual Conference Proceedings, pp. 650~651, 2020.