

항공기 장착 무장의 투하 안정성 검증을 위한 지상무장분리시험

Ground Ejection Tests to verify the Safe Separation of an Aircraft Mounted Store

이종홍* · 최석민 · 이민형 · 이철 · 정재원

LIG넥스원 유도무기1연구소

Jong-Hong Lee* · Seok-Min Choi · Min-Hyoung Lee · Chul Lee · Jae-Won Jung

PGM 1st R&D Center, LIG NEX1, Co., Ltd., Daejeon, 34127, Korea

[요 약]

항공기에 장착하는 무장은 실제 항공기에 장착하기 전에 안전 분리가 이루어졌음을 검증하기 위해 지상에서 무장분리시험을 실시해야 한다. 본 연구에서는 더미유도탄으로 지상에서 투하 안정성을 검증하기 위한 지상무장분리시험을 실시하였다. 지상무장분리시험의 필수장비인 무장분리장치는 공압으로 동작하며 압력이 크고, 오리피스 직경이 클수록 유도탄을 밀어내는 사출력이 크게 발생한다. 무장분리장치의 bombe 압력과 오리피스 직경을 변경하여 더미유도탄의 투하 움직임을 고속카메라로 계측하였고 투하 변위, 투하 속도를 분석하였다. 실제 비행하는 항공기에서 무장 투하 해석시 기초 데이터를 제공할 수 있고, 추후 개발되는 항공기 무장의 지상무장분리시험 수행시 유용할 것으로 생각한다.

[Abstract]

The mounted store on an aircraft shall be subjected to an ground separation test to verify that a safe separation has been made before it is actually installed to the aircraft. In this study, ground ejection test was conducted with dummy missile to verify the stability of the drop on the land. Bomb rack unit essential to testing ground ejection test, operate at high pressure and produce a significant ejection force to push the missile away from any large orifice. Bomb rack unit modified their bombe pressure and orifice diameter to photograph the drop movement of dummy missile with high-speed camera and to analyze their drop displacement and speed. It is considered useful to provide the initial data for the ejection force analysis on aircraft with actual flight and to carry out the ground separation tests of aircraft with future developments.

Key word : Bomb rack Unit, Ejection force, Lug, Orifice, Static ejection test.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.2.70>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 19 March 2018; Revised 3 April 2018

Accepted (Publication) 25 April 2018 (30 April 2018)

*Corresponding Author; Jong-Hong Lee

Tel: +82-42-718-3631

E-mail: leejonghong@lignex1.com

1. 서론

항공기에 무장을 장착하기 위해서는 비행시험 이전에 지상에서 여러 가지 시험을 통하여 안전성을 검토하고 관련 자료를 분석하여야 한다. 특히 MIL-HDBK-1763의 appendix A는 지상 적합성 시험에 대해서 규정하고 있으며 항공기와 외부 장착물의 적합성을 입증하도록 되어 있다. 여기서 Test 110(static ejection test)에 규정된 지상무장분리시험은 비록 정지 상태에서 외부 장착물을 투하하는 시험이지만, 실제와 동일한 투하 과정을 재현함으로써 항공기 무장분리 해석에 필요한 자료를 제공할 수 있다[1],[2].

이 때 항공기에서 외부 장착물을 명령에 의해 투하하는 장치가 무장분리장치(BRU; bomb rack unit)이다. 무장분리장치는 사출력으로 외부 장착물을 항공기와의 간섭이 발생하는 영역 밖으로 빠른 속도로 밀어주기 때문에 외부 장착물 분리시 안정성을 확보하는데 필요하다.

무장분리장치는 항공기 공력 특성, 외부 장착물 형상·물성치·공력 특성 등의 조건에 따라 사출력을 제공해야 한다. 이를 위하여 무장분리장치는 오리피스 직경을 변경하여 다양한 사출력을 제공할 수 있도록 설계되어야 한다[2].

II. 지상무장분리시험 장치 구성

지상무장분리시험 장치는 시험구조물, 무장분리장치, 더미유도탄, 계측 장비로 구성된다.

2-1 시험구조물

항공기에 장착되는 무장 크기를 고려하고 무장 분리 확인에 필요한 높이의 시험구조물을 제작하였다. 시험구조물의 주프레임은 각판(200.0 mm × 200.0 mm)을 사용하여 조립식으로 제작하였다. 구조 안전성을 검증하기 위해 NX I-DEAS 6.2의 beam mesh로 구조해석을 실시하였는데 예상되는 사출력을 시험구조물에 인가하여 안전율이 5.88임을 확인하였다. 즉 예상되는 사출력의 5.88배가 인가되어야 시험구조물에 변형이 발생한다.



그림 2. 시험구조물 형상
Fig. 2. The shape of test structure.

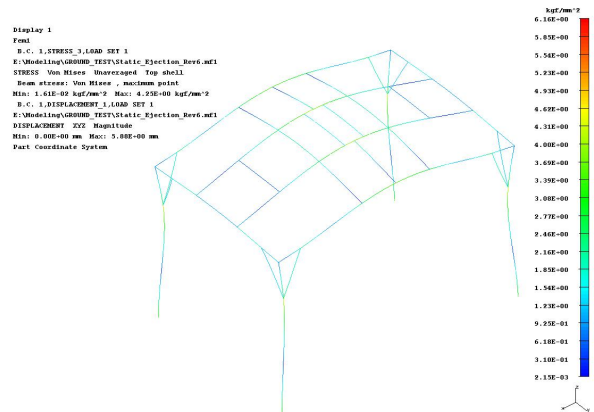


그림 3. 시험구조물 구조해석 결과
Fig. 3. The structural analysis result of test structure.

2-2 무장분리장치

투하 대상물인 더미유도탄의 무게를 고려하여 두 개의 러그 간격을 30 인치로 적용했다[3]. 따라서 러그와 인터페이스 되는 후크 간격도 30 인치로 하여 더미유도탄을 지지할 수 있는 무장분리장치를 제작하였다.

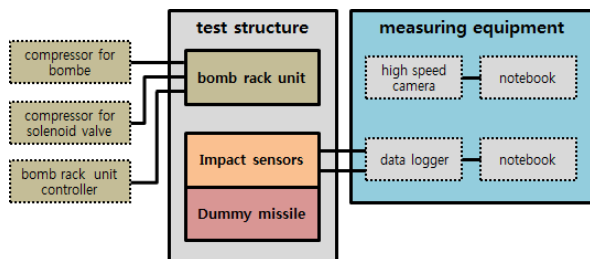


그림 1. 지상무장분리시험 장치 구성도
Fig. 1. The block diagram of ground ejection test equipment.

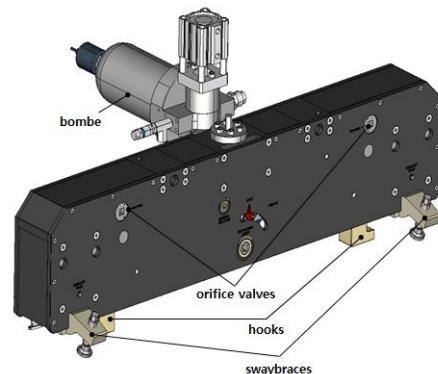


그림 4. 무장분리장치 형상
Fig. 4. The shape of bomb rack unit.



그림 5. 무장분리장치 제어기 형상
Fig. 5. The shape of bomb rack unit controller.

무장분리장치의 솔레노이드 밸브가 열리면 펌프 압력으로 잠금장치를 해제시켜 캠축이 회전하면서 링크에 의해 두 개의 후크가 동시에 안쪽으로 회전함으로 러그가 탈착되어 유도탄이 투하된다. 그리고 나서 펌프의 압축공기는 오리피스스를 통과하여 피스톤에 작용함으로 사출력이 발생하여 빠른 속도로 유도탄을 밀어낼 수 있다. 만약 사출력이 발생하지 않는다면 항공기 영역 밖으로 유도탄을 밀어낼 수 없어 항공기로부터 분리하는데 안정성 확보가 어렵게 된다. 또한 후크가 러그에서 탈착하기 이전에 사출력이 발생한다면 러그가 후크에 걸려 투하가 불가능할 수 있다.

오리피스 밸브는 좌측과 우측에 위치하여 유도탄 전방과 후방으로 향하는 공압 배관의 직경을 조절한다.

스웨이브레이스(swaybrace)는 후크에 장착된 유도탄을 지지하는 역할을 하여 좌우로 흔들리는 것과 위로 올려지는 것을 방지하여 유도탄이 아래로 투하되도록 한다.

제작된 무장분리장치는 펌프 압력과 오리피스 직경을 변경하여 다양한 사출력을 발생시킬 수 있고 이를 통해 유도탄 투하 조건을 다르게 할 수 있다.

무장분리장치가 동작하기 위한 부수장비는 펌프용 컴프레서, 솔레노이드 밸브용 컴프레서, 무장분리장치 제어기로 구성되며, 무장분리장치 제어기는 투하, 펌프 압력 측정, 솔레노이드 밸브 신호 입력 기능을 수행한다.

2-3 더미유도탄



그림 6. 더미유도탄 형상
Fig. 6. The shape of dummy missile.

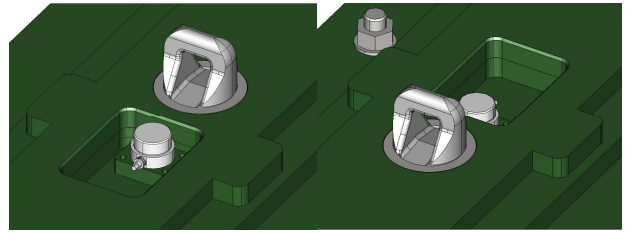


그림 7. 충격 센서 장착 형상
Fig. 7. The attachment shape of impact sensors.

공군에서 운용 중인 유도탄과 동일한 수준의 무게로 더미유도탄(길이 2,000 mm, 무게 1.3 톤)을 제작하였고, 무게추를 부착하여 무게중심은 ±50.0 mm까지 이동이 가능하다. 더미유도탄에 장착하는 러그는 해당 규격을 준수하였다[4].

2-4 계측 장비

본 시험으로 획득할 수 있는 데이터는 사출력과 투하에 따른 움직임이다. 이에 필요한 계측 장비는 충격량 측정 장비, 고속 카메라이다.

1) 충격량 측정 장비

더미유도탄의 전방과 후방 러그 바깥쪽에 충격 센서를 장착하여 무장분리장치에 의해 발생하는 사출력을 측정하였다. 사출력이 더미유도탄에 충격을 가하는 시간은 0.1초 내외로 짧은 시간 동안 데이터를 획득할 수 있어야 한다. 그리고 예상되는 사출력을 고려하여 충격 센서를 선정하였고, 충격 센서로부터 측정되는 사출력은 데이터 수집기를 거쳐 노트북으로 저장하여 데이터를 획득하였다.

2) 고속카메라

지상무장분리시험 영상을 획득하기 위해서 고속카메라로 영상을 촬영하였고 더미유도탄의 기준점을 식별하기 위해 마커(marker)를 부착하였다. 마커를 이용하여 투하 변위/투하 속도를 분석할 수 있다. 고속 영상의 촬영 프레임은 메모리 및 투하 시간을 고려하여 초당 500 프레임으로 설정하였다.

III. 지상무장분리시험 조건 및 데이터

3-1 시험조건

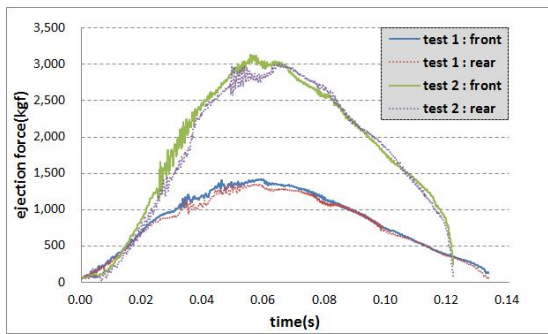
펌프 압력과 오리피스 직경에 따른 사출력 관계를 분석하고 유도탄의 기수를 낮추는 조건을 찾기 위해 다음과 같은 조합으로 시험을 수행하였다. 운용 중인 무장분리장치와 유사한 사출력을 발생시키기 위해 51.0 kgf/cm²로 예비시험을 실시한 후 132.6 kgf/cm²로 설정하였다. 오리피스 직경은 운용 중인 무장분리장치를 참고하였고, 무게중심은 그에 따른 영향성을 확인하기 위해 변경하였다.

표 1. 입력과 오리피스의 조합

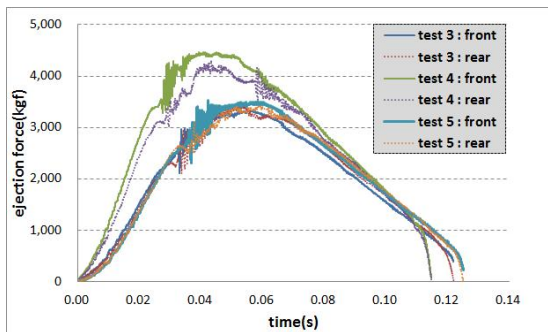
Table 1. Combination of pressure and orifice.

No.	center of gravity of dummy missile(mm)	pressure of bombe(kgf/cm ²)		diameter of orifice(mm)	
		reference	actuality	front	rear
test 1	1,000	51.0	51.3	3	3
test 2	1,000	132.6	133.8	3	3
test 3	1,000	132.6	133.3	2	2
test 4	1,000	132.6	133.2	4	4
test 5	1,000	132.6	133.9	3	2
test 6	950	132.6	132.4	3	2
test 7	1,050	132.6	132.6	3	2
test 8	1,050	132.6	133.8	4	2

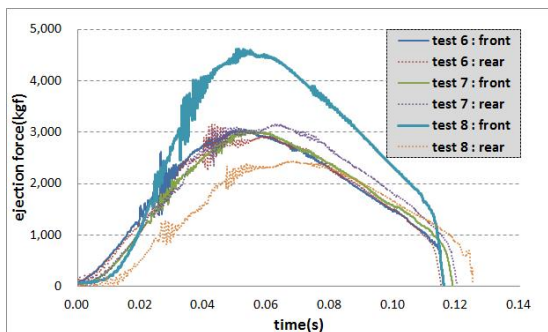
3-2 사출력 측정



(a)



(b)



(c)

그림 8. 사출력 측정 결과

Fig. 8. The results of ejection force.

압력과 오리피스의 조합에 따라 2-4에서 설명된 충격량 측정 장비를 이용하여 전방과 후방 사출력을 측정하였다. 충격량 측정 시간은 0.12 초 ~ 0.14 초이고, 사출력은 1,371.6 kgf ~ 4,614.9 kgf으로 측정되었다. 공군에서 운용 중인 폭발가스식 무장분리장치의 충격량 측정 시간은 0.04 초 ~ 0.06 초이므로 공압식 무장분리장치가 유도탄에 영향을 주는 시간이 길다는 것을 확인하였다.

3-3 고속카메라 촬영 영상 분석을 통한 투하 궤적

고속카메라를 이용하여 투하 궤적을 촬영하였고 무장분리장치가 정상적으로 동작하여 더미유도탄이 안전하게 분리됨을 확인하였다. 모든 시험에 대해서 TrackEye 프로그램을 사용하여 촬영 영상의 프레임별로 마커 위치를 식별하여 더미유도탄의 투하 변위, 투하 속도를 분석하였다.

시험 1 ~ 5는 더미유도탄의 무게중심이 중앙에 있고, 전방과 후방 사출력 차이가 크지 않아 피치각이 $-1.7^{\circ} \sim +0.5^{\circ}$ 로 작게 발생하였다. 본 논문에서는 더미유도탄이 반시계 방향으로 회전하는 것을 마이너스(-) 부호로 정의하였다.

시험 6은 더미유도탄이 시계방향으로 회전하면서 피치각이 $+3.6^{\circ}$ 로 발생하였다.

그림 9과 그림 10은 시험 2의 조건으로 실시한 결과로 0.4 초 동안의 투하 변위는 3.4 m이다. 투하 후 0.12 초까지 더미유도탄이 사출력으로 인해 강제낙하를 하고 그 이후에는 자유낙하를 하면서 투하 속도가 시간이 지남에 따라 감소한다.

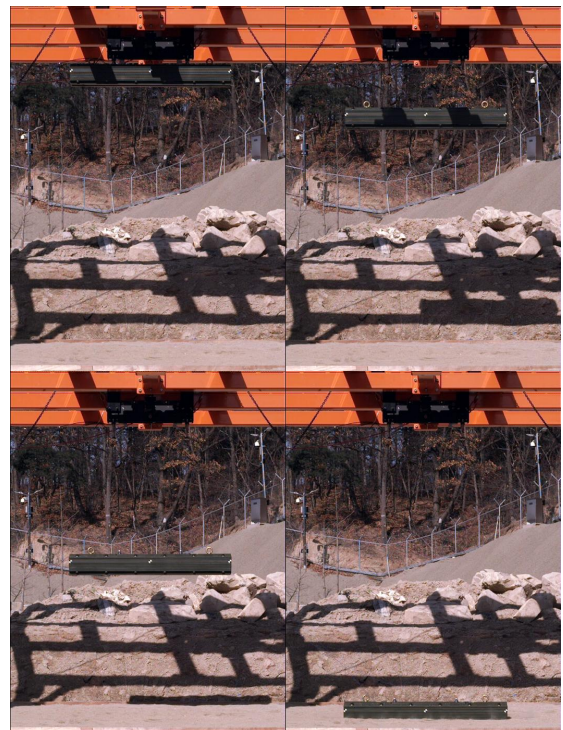
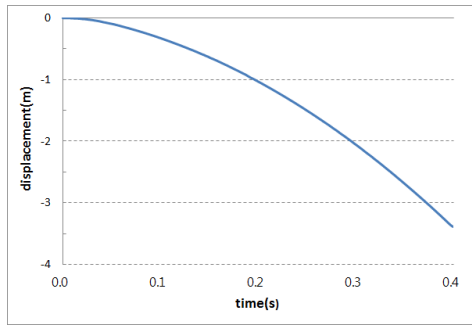
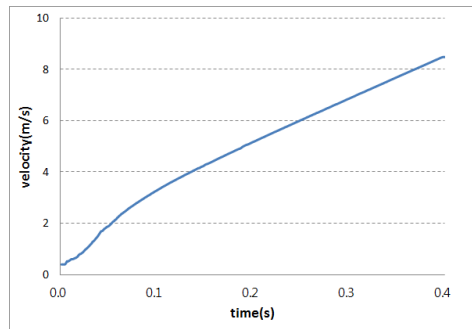


그림 9. 고속카메라로 촬영한 더미유도탄 투하

Fig. 9. Ejected dummy missile using high speed camera.



(a)



(b)

그림 10. 더미유도탄 투하 변위 및 속도

Fig. 10. The results of displacement and velocity of ejected dummy missile.

그림 11은 시험 7과 시험 8의 조건으로 실시한 결과로 더미 유도탄이 기수를 숙이는 것을 확인하였다. 전방 오리피스 지름을 후방 오리피스 지름보다 크게 하여 더미유도탄이 반시계 방향으로 회전하면서 피치각이 -2.9° 과 -18.6° 로 발생하였다.

IV. 지상무장분리시험 결과 분석

지상무장분리시험을 통해 조건에 따라 유도탄의 초기 거동이 달라지는 것을 촬영 영상을 통해 확인하였다.

бом베 압력이 클수록 사출력이 크게 발생하였다. 동일한 오리피스 직경으로 бом베 압력 51.0 kgf/cm^2 와 132.6 kgf/cm^2 의 결과를 비교하면 압력이 클수록 사출력이 크게 발생하는 것을 확인하였다. 그리고 오리피스 직경이 2 mm, 3 mm일 때의 사출력 대비 4 mm일 때의 사출력이 크게 발생하는 것을 확인하였다.

따라서 항공기로부터 유도탄을 빠른 속도로 멀리 밀어주기 위해 사출력을 크게 하려면 бом베 압력과 오리피스 직경을 크게 하는 것이 효과적이다.

유도탄이 기수를 숙이면서 투하하기 위해서는 전방 오리피스 직경을 후방 오리피스 직경보다 크게 하는 것이 효과적이다. 그리고 전방과 후방 사출력의 차이가 클수록 피치각이 크게 발생한다.

지상무장분리시험으로 측정되는 사출력은 항공기 무장 투

하 해석에 입력값으로 제공되어 유효성을 검증하게 된다.



그림 11. 고속카메라로 촬영한 더미유도탄 투하

Fig. 11. Ejected dummy missile using high speed camera.

V. 결 론

항공기 무장의 지상 적합성 시험을 위해 지상무장분리시험을 수행하였다.

더미유도탄의 투하 궤적을 확인하기 위해 마커를 부착하여 투하 후 움직임을 촬영하였고, 촬영 영상을 통해 투하 변위, 투하 속도 등을 분석하였다.

бом베 압력과 오리피스 직경에 따라 사출력이 발생하고 이에 따라 유도탄의 초기 거동과 안전성에 미치는 영향이 크다는 것을 확인하였다.

더미유도탄으로 실시한 지상무장분리시험이지만 실제 비행하는 항공기의 무장 투하 해석시 기초 데이터인 사출력을 제공할 수 있다. 뿐만 아니라 본 연구를 통해 획득한 시험구조물 시제, 충격량 측정기술, 촬영 영상 분석 기술은 항공기 장착 무장 개발시 유용할 것으로 생각한다.

References

- [1] MIL-HDBK-1763, "Aircraft/stores compatibility: systems engineering data requirements and test procedures", 1998
- [2] K. D. Lee, I. W. Lee, Y. K. Park, S. W. Baek, N. H. Jung and S. J. Jung, "Ground ejection tests for the safe separation analysis of a gliding bomb," *Journal of the Korean society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 41, No. 6, pp. 502-508, 2013.
- [3] MIL-STD-2088B, "Department of defense design criteria standard bomb rack unit(bru), aircraft", 2007
- [4] MIL-STD-8591 w/change 1, "Department of defense design criteria standard airborne stores, suspension equipment and aircraft-store interface(carriage phase)", 2012



이 종 홍 (Jong-Hong Lee)

2005년 2월 : 충남대학교 메카트로닉스공학과 (공학사)
2007년 2월 : 충남대학교 메카트로닉스공학과 (공학석사)
2008년 7월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원
※관심분야 : 항공기 무장, 무장시험평가



최 석 민 (Seok-Min Choi)

2008년 2월 : 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 (공학사)
2010년 2월 : 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 (공학석사)
2010년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원
※관심분야 : 항공기 무장, 감항인증



이 민 형 (Min-Hyoung Lee)

2011년 2월 : 한국항공대학교 항공우주공학과 (공학사)
2013년 8월 : 한국항공대학교 항공우주공학과 (공학석사)
2013년 4월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원
※관심분야 : 유도탄 체계, 진동해석 및 계측



이 철 (Chul Lee)

1997년 2월 : 한양대학교 기계공학과 (공학사)
1999년 2월 : 한양대학교 기계설계공학과 (공학석사)
1999년 3월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원
※관심분야 : 유도탄 체계, 구조해석



정 재 원 (Jae-Won Jung)

1997년 2월 : 동아대학교 전기공학과 (공학사)
1999년 2월 : 부산대학교 전기공학과 (공학석사)
2000년 7월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원
※관심분야 : 유도탄 체계, EMC