ISSN 1229-1889(Print)
ISSN 2287-9005(Online)
J Korean Soc Qual Manag Vol. 49, No.3: 255-268, September 2021
https://dx.doi.org/10.7469/JKSQM.2021.49.3.255

이종결합 고속회전 발사 탄의 비행 안정성에 결합력이 미치는 영향성 분석

이상봉*† · 최낙선* · 이종현* · 김상민** · 강병덕**

* 국방기술품질원
** (주)한화

Analysis of How the Bonding Force between Two Assemblies Affects the Flight Stability of a High-speed Rotating Projectile

Lee, Sang-bong*† · Choi, Nak-sun* · Lee, Jong-hyeon* · Kim, Sang-min** · Kang, Byung-duk**

* Defense Agency for Technology and Quality
** Hanwha Corporation

ABSTRACT

Purpose: We sought to understand why a high-speed rotating projectile featuring a fuze-and-body assembly sometimes exhibited airburst, and we intended to improve the flight stability by eliminating airburst.

Methods: We performed characteristic factor analysis, structural mechanics modeling, and dynamic modeling and simulation; and we scheduled firing tests to discover the cause of airburst. We used a step-by-step procedure to analyze the reliability function for selecting the bonding force standard that prevents airburst.

Results: The 00MM high-speed rotating projectile features a fuze bonded to a body assembly; the bonding sometimes can break on firing. The resulting contact force, vibration and roll damping during flight generated yaw. Flight became unstable; fuze operation triggered an airburst. Our reliability test improved the bonding force standard (the force was increased). When the bonding force was at least the minimum required, a firing test revealed that airburst/flight instability disappeared.

Conclusion: Analysis and identification of the causes of flight instability and airburst render military training safer and enhance combat power. Ammunition must perform as designed. Our method can be used to set standards that improve the performances of similar types of ammunition.

Key Words: Airburst, Yaw, Roll Damping, Contact Force, Flight Stability

● Received 6 August 2021, 1st revised 20 August 2021, accepted 25 August 2021
† Corresponding Author(sb81.lee@dtaq.re.kr)
ⓒ 2021, Korean Society for Quality Management
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.

1. 서 론

00MM 000탄은 군 전력화 핵심 탄 종 중 하나로, 인원살상과 경 장갑차 파괴의 두 가지 목적 (Dual-purpose)을 가지고 개발된 탄이다. 군에서는 매년 사격 훈련이 진행되고 있으며, 원하는 유효사거리 내 탄착하여 성능을 발휘하는 것은 해당 탄의 목적 달성 및 군 전력화를 위한 중요한 핵심 사안이다.

00MM 00탄은 00총에 의해 발사가 이뤄지며, 총안에서 공이가 뇌관을 치면 뇌관이 발화되어 추진제를 점화시키고 점화된 추진제에 의해 탄피결합체와 탄두결합체(신관결합체와 탄체결합체로 이종결합 구성, 이하 '탄')가 분리되어 발사가 된다. Fig. 1은 탄 형상 단면도 및 작동 메커니즘을 나타낸다. 발사 시 탄은 점화된 추진제의 발생 압력에 의해 00,000 G의 후진 관성력(Setback Force)으로 고 충격이 작용한다. 또한 총구의 강선을 빠져나오며 00,000 rpm의 회전력이 작용하게 된다. 탄은 고속 회전에 의한 원심력으로 균형을 유지하면서 비행을 하다 원하는 탄착지(목표물)에 탄착함과 동시에 신관의 작동으로, 탄 내부의 성형작약에 의해 00 mm 두께의 연 강판을 뚫는 경 장갑차 파괴의 관통성능효과 및 엠보싱 된 탄체의 파편 비산으로 인한 인원살상 효과를 발휘하게 된다.

본 연구에서는 군 사격 훈련 간 발생한 탄의 비행 중 폭발 현상에 대한 이론적 접근, M&S 기법을 활용한 전산해석으로 탄 발사 시 구조 역학적 변화 및 비행 중 동역학적 변화에 대한 영향성 분석을 통해 발생 원인을 고찰하고, 현상확인 시험으로 발생 원인을 찾고자한다. 또한 신뢰성 있는 시험절차를 수행하여 신관과 탄체의 이종(二種)결합으로 구성된 고속회전 발사 탄의 비행 안정성 향상을 위한 개선방안을 제시하고자 한다.

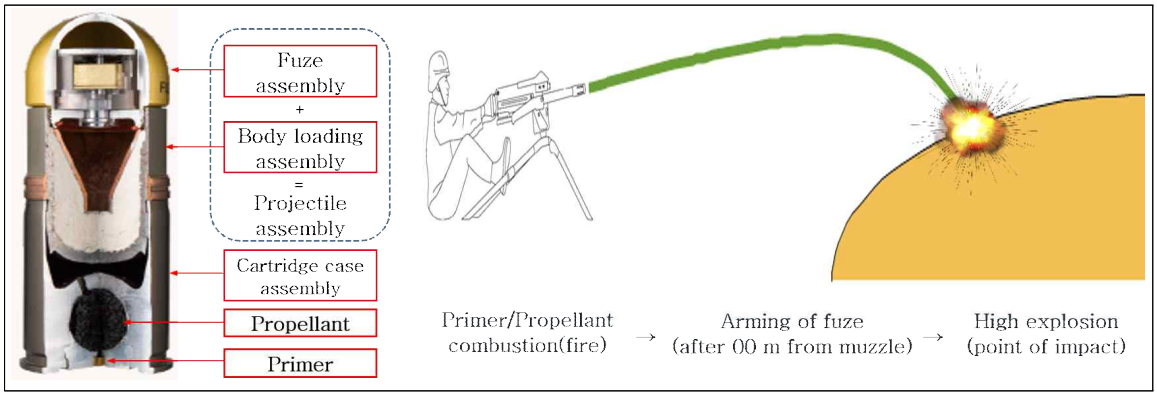


Figure 1. The cross-section of a complete round and the operating mechanism

2. 개요 및 분석

군 사격 훈련 간 탄 비행 중 공중폭발 현상이 Fig. 2와 같이 발생하였다. 비행 중 공중에서 폭발한 탄은 고폭약의 작용으로 신관, 탄체 등 구성품들이 분해 비산되어, 형상 확인 및 파편회수가 어려워 정밀분석이 제한되었다. 또한 탄 특성상 고속상태에서 공중폭발이 발생 시 작동현상에 대한 순간 촬영 등 재현 구성이 어려워 원인분석이 제한되었다. 이를 해결하기 위해 발생 가능한 요인들을 분류하였다. 발생 가능성이 높은 탄 형상 및 기능과 관련한 요인들을 우선하여 순차적으로 분석하였으나, 특이점이 확인되지 않아 탄의 구조적 특성에 대해 분석하였다. 유한요소 컴퓨터 전산해석 프로그램을 통해 형상을 모델링하여 발사 시 구조 역학적 변화 및 비행 중 동역학적 변화에 대한 시뮬레이션을 통해 단계적으로 영향성을 분석하였다. 마지막으로 현상확인 시험을 통해 주요 발생 원인을 규명하였다.

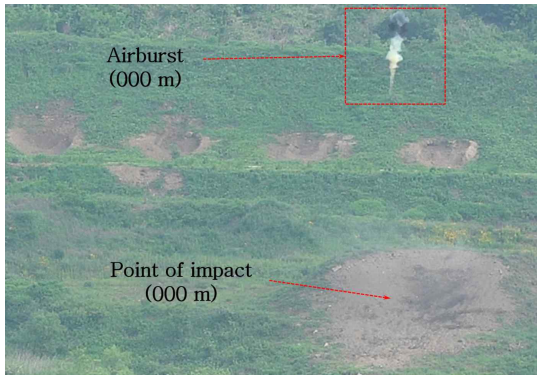


Figure 2. Airburst prior to impact with the target

2.1 원인분석

탄의 비행 중 공중폭발 현상에 대한 명확한 원인분석 및 영향을 미치는 위험요인 식별을 위해 Fig. 3과 같이 특성요인도 분석을 수행하였다. 공중폭발 발생 탄과 동일로트(Lot)의 탄을 인수하여 분류된 요인에 대한 탄 자체 형상 및 기능에 대해 확인결과 특이점은 없었으며, 그로인해 탄의 구조적 특성 및 비행자세에 대한 영향성 분석을 수행하였다.

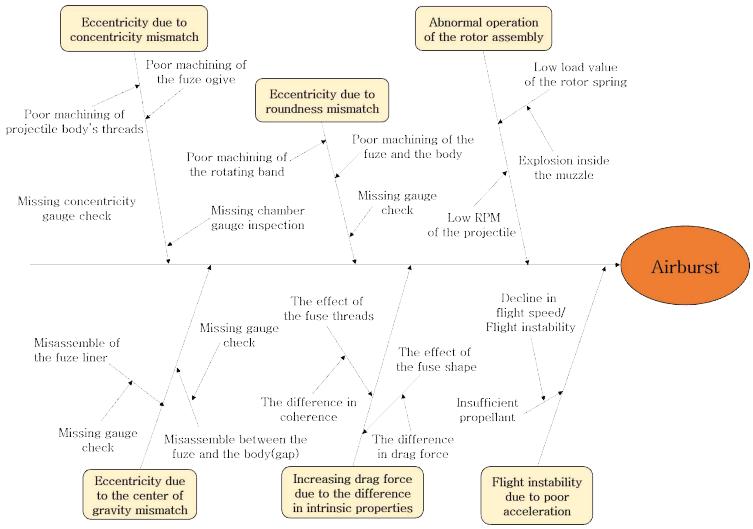


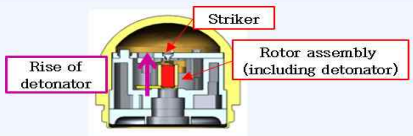
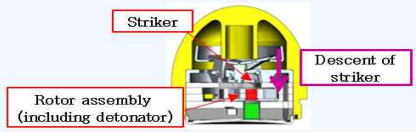
Figure 3. The characteristics of an airburst

2.1.1 탄 구조적 특성 분석

00MM 00탄은 미군 000탄을 모방하여 개발한 탄으로, 미군 탄약분기보고서(AMCCOM, '87년) 내 비행 중 공중폭발 발생 내용이 확인되었다. 미군의 경우, 오작용 발생 기술보고서(RDECOM, '09년) 내 공중폭발 발생 주원인은 신관(Floating Type)의 구조적 문제로 판단하여 공중 폭발을 감소시켜주는 신관(Firing Pin Impact Type)으로 구조 개선한 내용이 보고되었다. 신관은 발사 후 2차 안전장치의 해제로 인해 작동이 가능한 장전상태에 이르게 된다. 발사 시 추진제 점화에 의한 높은 발생 압력에 따른 후진관성력으로 인한 관성핀의 안전장치 해제와 강선을 빠져나오며 발생하는 회전력에 의한 원심력으로 디텐트라는 안전장치가 해제되면, 기폭관이 결합된 로터결합체가 치자운동에 의해 격

침과 일직선상에 정렬하게 되어 폭발이 가능한 장전상태가 된다. 이때, 신관의 작동방식에 따라 크게 Floating Fuze와 Firing Pin Impact Fuze로 구분된다. Table 1과 같이 Floating Fuze의 경우 로터결합체가 상하로 움직일 수 있는 구조로 비행 중에 반대방향으로 강한 외력이 작용하거나, 탄 비행 축이 흔들리게 되면 원심력에 의한 전진관성력 발생으로 고정된 격침에 부딪치게 되어 작동되는 구조이다. 정상작동의 경우 탄착지에 충돌하게 되면서 작동하게 된다. 이와는 반대로 Firing Pin Impact Fuze의 경우 고정된 로터결합체에 상하로 움직일 수 있는 격침이 외력에 의한 충격 등으로 하강 하게 되어 기폭관을 작동시키는 구조로, Floating Fuze와 반대 개념으로 개선이 되었으나 이는 구조적으로 발생 가능한 현상에 대한 개선 사례로 발생에 대한 명확한 원인 및 결론을 내지는 못하였다. 신관이 장전된 상태에서의 탄은 탄착지 충돌 외에 Fig. 4와 같이 비행 중 Yaw(비행축의 흔들림)로 인한 감속으로 신관 작동이 가능하며, Yaw 발생의 원인으로는 관성모멘트(신관-탄체 간의 동심도 차이 등) 차이 또는 외력의 영향 등이 있으나, 해당 탄 동일로트(Lot)의 동심도 등 규격항목 검사결과 외형은 큰 차이가 없어 직접적인 외형상의 영향은 미미 할 것으로 판단되었다. 이를 통해 발사 시 탄의 구조 변화와 비행 중 작동 환경의 영향성에 대한 분석을 수행하였다.

Table 1. A comparison of the operating mechanisms of two fuzes

Classification	Floating Fuze	Firing Pin Impact Fuze
Major Component		
Operating mechanism	A rotor assembly rises to the fixed striker and the detonator works	A striker descends to the fixed rotor assembly and the detonator works

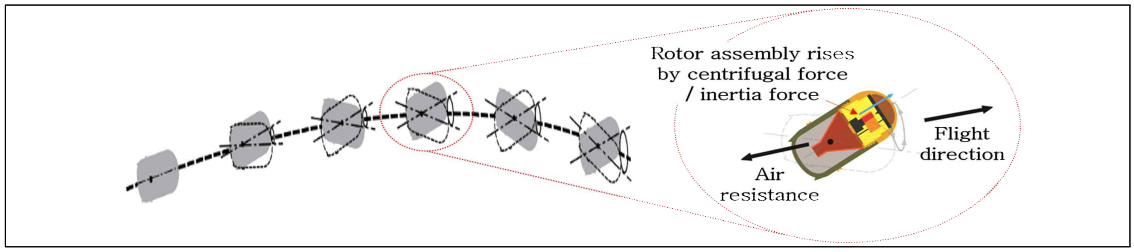


Figure 4. The operating mode of a floating fuze under yaw

2.1.2 탄 구조 역학적 변화 분석

발사 시 탄에 가해지는 힘에 대한 구조 역학적 변화에 대한 분석을 위해 상용 구조해석 프로그램인 Altair Radioss를 사용하였다. 신관과 탄체부 이종(二種)결합 나사결합 부위의 접착제 도포(규격 상 신관-탄체 결합 시 접착제를 도포하여 고정)로 인한 발사 충격 상황에서의 신관 결합력(풀림 토크)과 접착력 유지의 상관관계 분석을 위해 탄의 신관부와 탄체부의 형상을 모델링하여 구조해석을 수행하였다. 구조해석은 외연적 적분법(Explicit Method)을 이용한 비선형 해석으로 수행하였다. 신관과 탄체부 내부 구성품들은 단순화하여 Fig. 5(a)와 같이 1 part로 표현하였으며, 실제 무게를 맞추기 위해 밀도 값을 조정하였다. 모델링을 위한 격자생성은 Elements 약 300,000 EA, Node 270,000 EA로 구성하였다. 신관과 탄체 나사결합부의 접착제 모사를 위해 Fig. 5(b)와 같이 Tied Contact Node의 rupture(접착제의 파손 모사)로 표현하였으며, Tied Contact로 지정해준 Node(Pair)끼리 Coupling 하고 지정한 전단응력이 발생하면 Node가 Decoupling이 발생하도록 해석을 수행하였다. 신관과 탄체부 나사결합부위인 신

관의 오자이브와 탄체 나사부 사이에 1900 EA의 Tied Contact Node를 구성하였다. Tied Contact Node의 전단응력을 도출하기 위해 Fig. 6(a)와 같이 지상 실험을 통해 도출한 발사 시 탄에 가해지는 회전력을 모멘트 하중(00 kgf·cm)으로 부여하여 해석을 수행하였고, 해석상 Tied Contact Node의 Rupture 현상이 발생하는 최소 전단응력을 도출하였다. 도출된 전단응력을 충격해석 모델에 적용하여 Fig. 6(b)과 같이 충격해석을 수행한 결과 Table 2.의 결과를 얻었다. 신관과 탄체의 결합력 크기별 10개 Case에 대한 Tied Contact Node 파손 수를 바탕으로 접착 파손률 및 발사 충격 후 신관과 탄체의 결합력을 계산하였다.

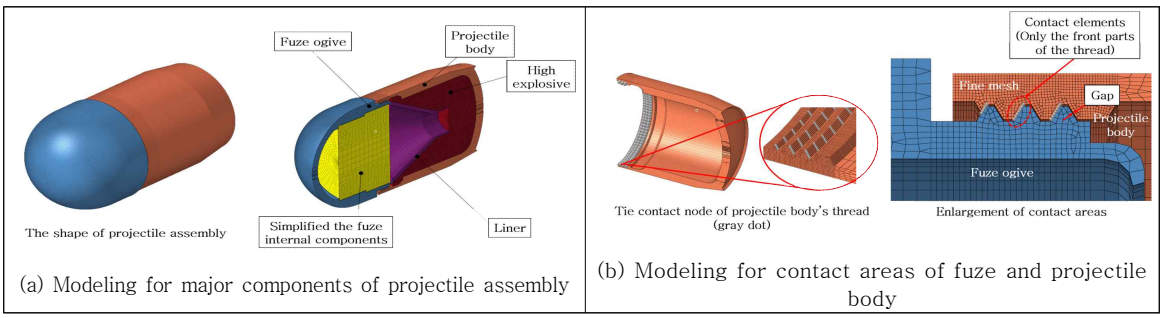


Figure 5. The modeling for the structural analysis of projectile assembly

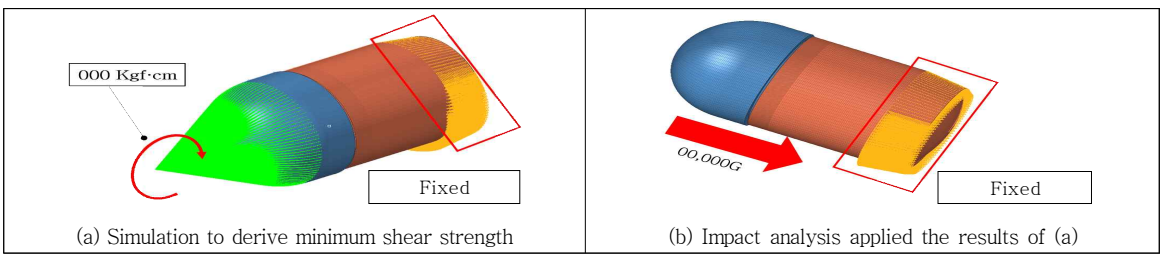


Figure 6. Simulation of impact analysis by the minimum shear strength (which varied by bonding strength)

Table 2. Results of impact analysis(10 Cases)

Classification	Intial bonding strength of the fuze and body	The shear strength of tied contact node	The number of tied contact node	The number of rupture of tied contact node	Rupture rate (%)	The bonding strength of the fuze and body after impact
case1	150 kgf·cm	5.5 Mpa	1900 EA	1900 EA	100	0 kgf·cm
case2	170 kgf·cm	6.2 Mpa	1900 EA	1888 EA	99.4	1.07 kgf·cm
case3	190 kgf·cm	6.9 Mpa	1900 EA	1866 EA	98.2	3.40 kgf·cm
case4	200 kgf·cm	7.3 Mpa	1900 EA	1817 EA	95.6	8.74 kgf·cm
case5	250 kgf·cm	9.1 Mpa	1900 EA	1702 EA	89.6	26.05 kgf·cm
case6	300 kgf·cm	10.9 Mpa	1900 EA	1520 EA	80.0	60.00 kgf·cm
case7	350 kgf·cm	12.8 Mpa	1900 EA	1515 EA	79.7	70.92 kgf·cm
case8	400 kgf·cm	14.6 Mpa	1900 EA	608 EA	32.0	272.00 kgf·cm
case9	425 kgf·cm	15.5 Mpa	1900 EA	408 EA	21.5	333.74 kgf·cm
case10	500 kgf·cm	18.2 Mpa	1900 EA	370 EA	19.5	402.63 kgf·cm

Fig. 7은 Case1에 대한 발사 충격 시 변형 형상(명확히 표현하기 위해 변위 × 50 scale up하여 표현)을 나타낸 시뮬레이션 결과이다. 발사순간 탄에 가해지는 힘은 급가속에 따른 후진관성력으로 신관과 탄체 나사결합부에 고 충격이 작용하며, 그로인해 탄체 나사(Thread)부위가 안쪽으로 휘어지는 Bending 변형이 발생되면서 신관과 탄체 나사결합부에 변형이 발생, 나사결합부의 결합을 유지시켜주는 경화된 접착제가 파손 될 수 있을 것으로 분석되었다. 해석결과를 통해 발사 시 충격에 의해 신관과 탄체 나사부위 결합력이 유지될 수 있는 최소 크기는 170 kgf·cm로써 해당 결합력(접착력)을 가진 시제의 접착 파손률은 99.4%로 접착제 완전 파손의 경계로 판단되었다.

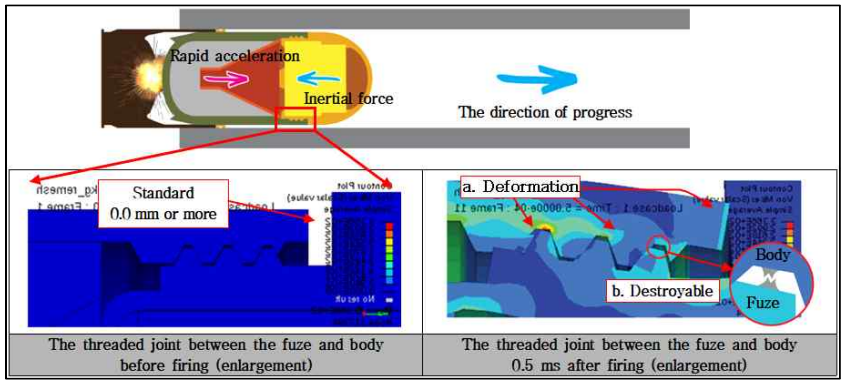


Figure 7. The structural mechanics in play when the projectile is fired(Case 1)

2.1.3 탄 비행 중 동역학적 변화 분석

결합력 상실된 탄의 비행 중 풀림에 대한 동역학적 변화를 분석하기 위해 동역학 해석 프로그램인 MSC ADAMS을 이용하였다. 시뮬레이션을 위해 Fig. 8과 같이 탄 형상을 모델링하였으며, 신관과 탄체 나사결합부위의 효과 구현을 위해 프로그램 내 함수 Screw joint를 사용하였다. 발사 시 강한 충격으로 신관과 탄체 결합부의 접착제 파손으로 결합력이 상실된 탄의 경우, 회전하는 방향으로 Roll Damping(비행체 중심축의 회전에 저항하는 모멘트로서 비행특성해석에 필요한 공력계수 중 하나)(오세윤 et al., 2012)에 따라 신관과 탄체의 회전속도의 차이가 발생하여 신관이 풀리거나(신관 회전속도가 탄체 회전속도보다 큰 경우) 조여지는(탄체 회전속도가 신관 회전속도 보다 큰 경우) 직선운동이 발생하게 된다.

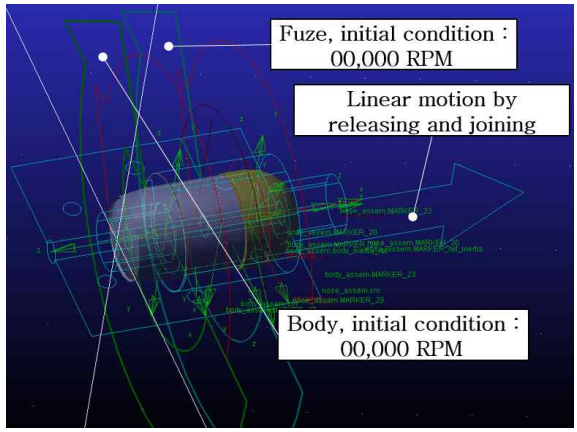


Figure 8. Modeling (1) of the fuze and body release

전산유체역학(CFD) 해석 프로그램 Fluent을 이용하여 신관과 탄체의 Roll Damping에 대한 모멘트를 계산하면 각각 0.685 N·mm, 1.127 N·mm로 Fig. 9와 같다. 실제 Roll Damping은 탄 속도, 회전속도에 의해 변하지만 단순 해석을 위해 외력이 없는 상태의 1point(마하수 0.6 (약 208.3 m/s), 고도 0 km) 조건의 Constant로 가정하여 나타내었다.

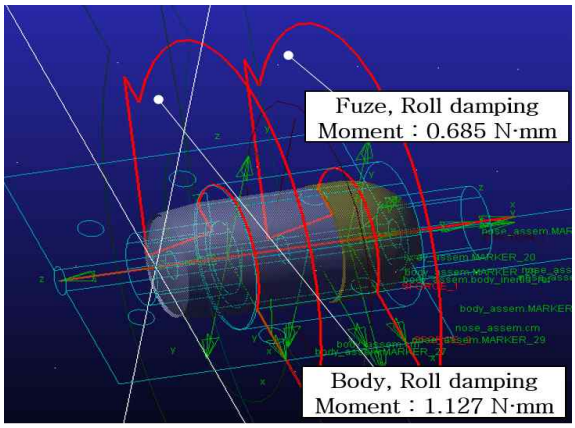


Figure 9. Modeling (2) of the fuze and body release

Fig. 10은 시뮬레이션 한 결과로, 외력이 없을 경우 신관과 탄체 각각에 작용하는 Roll Damping 모멘트 차이에 의해 회전속도 감소의 차이가 발생하여 신관과 탄체의 나사 결합부가 풀리게 되는 것을 알 수 있다. 위 결과는 신관-탄체의 나사부의 결합력 상실 시 나사결합부에 마찰력이 없을 경우를 가정하여 나타낸 해석결과로, 나사결합부에 작용하는 마찰토크 T는 식 (1)과 같이 단순화하여 계산할 수 있다(박태원 et al., 2003). 여기서 μ_t 는 나사산 사이의 마찰계수, r_t 는 나사의 유효반경, p 는 나사의 피치, P 는 체결부에 생기는 체결력, β는 나사산 반격으로서, 나사결합부에 작용하는 T 값은 19.17 N·mm로 계산할 수 있다. 이는 비행 중 항력이 작용할 때 나사가 풀리기 위한 최소 토크 값과 같으며, 신관과 탄체의 Roll Damping 모멘트 차이는 0.442 N·mm로 항력에 의한 마찰토크보다 작기 때문에 비행 중 진동이 없는 경우 나사는 풀리지 않을 것으로 분석되었다. 허나, 비행하는 물체는 항력, 받음각, 무게중심과 압력중심의 차이 등으로 인해 비행자세가 미세하게 변하며 진동이 발생한다(이홍주, 2001). 또한 동적 하중을 받는 상태에서의 나사결합부는 결합부 압력손실로 인해 느슨해질 수 있으며 진동에 의해서 나사 결합부가 반복적인

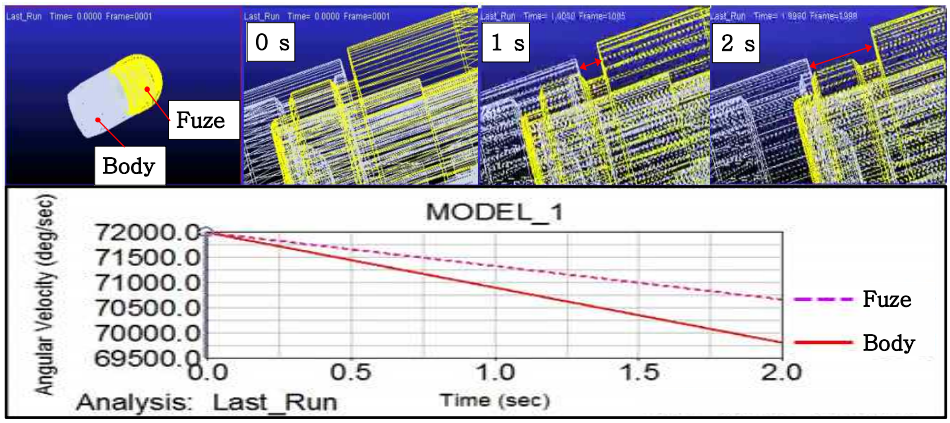


Figure 10. Simulation of the projectile broken the bonding force between the fuze and the body

동적 전단하중을 받게 되면 나사결합부가 느슨해지며 나사풀림이 발생가능하다.(Stephen et al., 2017) 나사결합부의 진동에 의한 풀림 경향에 대한 연구결과(Junbo et al., 2017; 최재영 et al., 2018)는 다양하게 있으며, 진동으로 인한 나사 풀림을 방지하기 위한 기술 연구도 지속적으로 이뤄지고 있다(유재한, 2018; 김형진, 2018; 오영탁, 2020). 이러한 연구결과에 비춰볼 때, 발사 충격에 의해 신관과 탄체의 초기 결합력을 상실한 탄은 비행 중 진동에 의해 나사결합부가 느슨해지며 Roll Damping 모멘트의 차이 등이 더해져 풀림현상이 발생 가능할 것으로 판단되었다.

$$T = P\left(\frac{p}{2\pi} + \frac{\mu_t r_t}{\cos\beta}\right) \quad (1)$$

μ_t : *about* 0.1

r_t : *about* 18 mm

p : *about* 1 mm

P : *about* 8.5657 N (*the calculated value with CFD*)

β : *about* 30 °

앞서 분석한 내용을 바탕으로 결합력이 상실된 탄의 비행 중 진동에 의한 동역학적 변화를 분석하기 위해 시뮬레이션 한 결과는 Fig. 11과 같다. Joint 요소는 탄체와 Ground간 Spherical Joint를 사용하여 X, Y, Z축 방향으로의 Translation Fix, X, Y, Z축 방향의 Rotation Free로 구성하여 탄 자세 변화를 구현하였다. 또한 신관과 탄체 간 Spherical Joint를 사용 X, Y, Z축 방향으로의 Translation Fix, X, Y, Z축의 Rotation Free로 구성하여 신관과 탄체 사이의 유격에 의한 흔들림을 구현하였다. 신관과 탄체 회전은 00,000 RPM으로 Constant값으로 구성하였으며, 프로그램 Solver에서 Gyroscopic Effect를 자동으로 계산하도록 하여 탄의 Gyroscopic Stability(회전하는 물체의 회전축 변화에 대한 저항성)을 모사하였다. 공력에 의한 힘은 Pitching Moment값(Constant 0.2 N·m)으로 반영하여 시뮬레이션 모델을 구성하였다. 그림에서 보이는 것과 같이 결합력이 상실된 탄은 회전상태에서 신관과 탄체의 유격에 의한 접촉력(Contact Force, 빨간 화살표)이 발생하며, 그 크기가 점점 커짐에 따라 회전에 의한 Gyroscopic Stability가 있음에도 탄의 Coning 운동을 유발함을 알 수 있다.

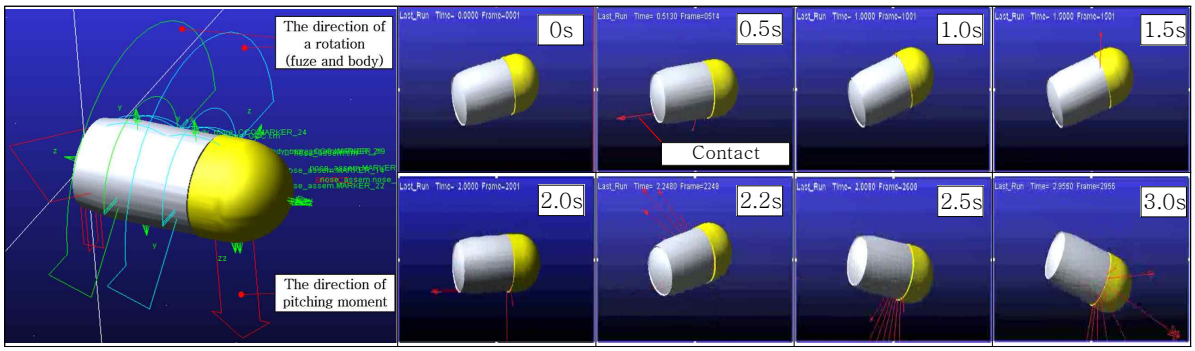


Figure 11. Dynamic simulation of the projectile broken the bonding force between the fuze and the body

시뮬레이션을 통해 시간에 따른 Yaw Angle 변화(편심)에 대한 그래프는 Fig. 12와 같다. 이를 종합하여 고려하면, 결합력이 상실된 탄은 비행 중 진동 및 회전방향으로의 속도 차이에 의해 탄이 풀리게 되며 이로 인해 신관과

탄체의 유격으로 비행이 불안정해진 탄은 날아가는 방향으로 항력을 받게 되며 결합부위에 접촉력(Contact Force)이 발생하며, 연쇄작용으로 비행은 더 불안정해지며 총구에서 약 475m 지점 이후부터 회전 축 방향으로 10° 이상 편심이 발생하며 Yaw 현상이 가속화되는 것으로 분석되었다.

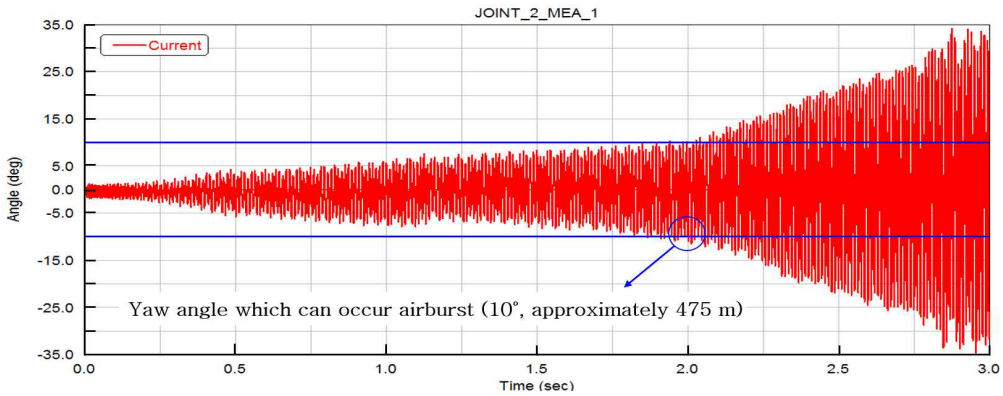
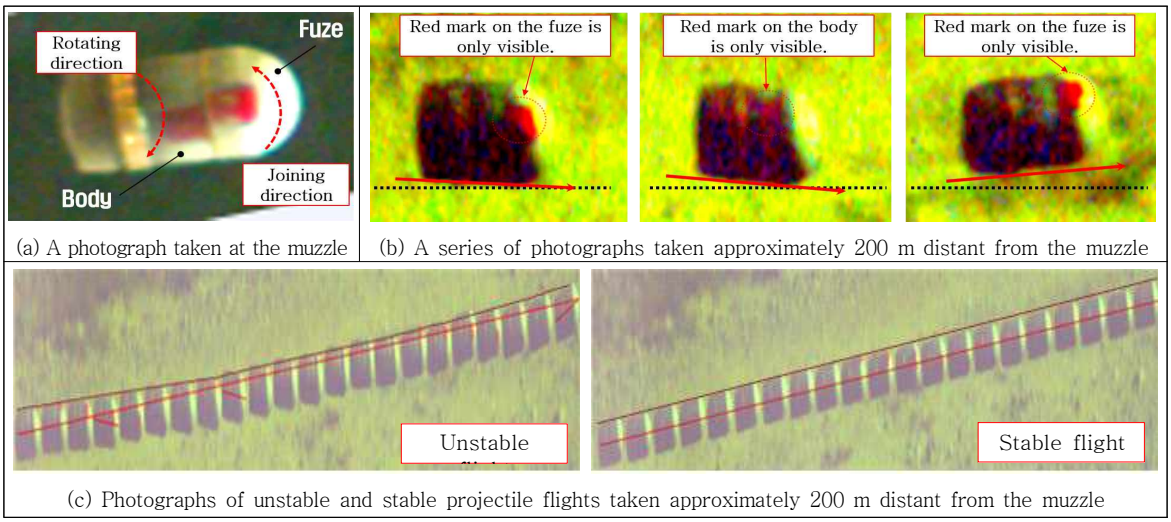


Figure 12. Dynamic simulation of the yaw angle variance

2.1.4 현상확인 시험결과 분석

구조역학, 동역학 M&S 전산해석을 통해 분석된 신관과 탄체 결합력에 대한 비행 자세 영향성을 확인하기 위해 결합력 크기별(접착제 도포량 변경)로 탄을 신규 제작하여 총구와 200m 거리 탄착지에 고속카메라를 설치하고 단거리 발사 시험을 한 결과, Fig. 13의 (a),(b)와 같이 결합력이 낮은 일부 탄에서 총구를 빠져나가며 신관이 잠김 방향으로 회전되었다가 약 200 m 비행 후에는 반대방향으로 풀어지며(신관과 탄체 결합부위에 적색 도장 표시를 통해 변화확인) 비행자세 불안정(Yaw발생) 현상이 확인되었다. Fig. 13의 (c)는 안정적으로 비행하는 탄과 결합력이 상실된 탄의 발사 후 200 m 지점에서 연속 촬영된 사진을 비교한 것으로, 비행 불안정 탄의 경우 발사 시 강한 충격에 의해 신관과 탄체 나사결합부의 경화된 접착제가 파손된 상태에서 강한 회전력에 의해 신관 잠김 방향으로 조여졌다 비행 중 진동 등의 영향으로 결합부가 느슨해져 탄이 풀어지며 Yaw 현상이 과도해지는 것으로 분석되었다.



(a) A photograph taken at the muzzle

(b) A series of photographs taken approximately 200 m distant from the muzzle

(c) Photographs of unstable and stable projectile flights taken approximately 200 m distant from the muzzle

Figure 13. Short-range(200 m) firing test results obtained using a high-speed camera

신관과 탄체의 결합력 변화에 대한 보다 명확한 영향성을 확인하기 위해 나사결합 부위에 접착제를 도포하지 않은 악조건 시료(규격조건인 00.0 kgf·cm의 토크로만 결합)와 접착제 도포량을 강화하여 결합력을 증가 시킨 개선시료(규격조건인 00.0 kgf·cm의 최소 풀림토크 기준보다 8.6배 이상 만족하는 시료)를 추가 제작하여 공중폭발 발생 당시와 유사한 장사거리(000 m) 발사를 시험한 결과, 신관과 탄체 나사결합부의 결합력 강화 개선 시료에서는 비행 중 특이사항 없이 정상 작동한 반면, 나사결합부에 접착제를 도포하지 않고 결합한 악조건 시료에서는 공중폭발 및 근탄(목표지점으로부터 탄착지점이 더 가까이 벗어남)등 비행 불안정 현상이 확인되었다.

Table 3. Long-range(000 m) firing test results verifying that flight stability is affected by the bonding force

Classification	Sample size	Long-range firing test results (000 m)
Improvement condition (adhesive enhancement)	30 rds	Nothing special during the test
Bad condition (adhesive free)	30 rds	7 rounds airburst (approximately 400~500 m from muzzle of a gun) 4 rounds near-miss (approximately 200 m or more from point of impact)

3. 개선방안

앞서 분석한 내용 및 시험의 결과로, 신관과 탄체의 결합력 강화를 통해 탄 비행 불안정 현상이 명확히 감소됨이 확인되어 발사충격 및 비행 중 진동 등의 영향에도 신관과 탄체 간 결합력이 유지되는 기준 값 선정을 위한 기술시험을 수행하였다. 신관과 탄체 결합력의 적정한 기준 설정을 위해선 Fig. 14와 같이 일정한 결합강도(풀림토크 기준) 크기를 갖는 시료 군을 구성하여 발사 시험이 이루어져야 하나, 일정 값의 결합력(풀림토크)을 나타내는 시료군 제작이 어려워 Fig. 15.와 같은 단계적 시험절차를 거쳐 신뢰도 함수 분석으로 적정 결합 기준을 선정하였다

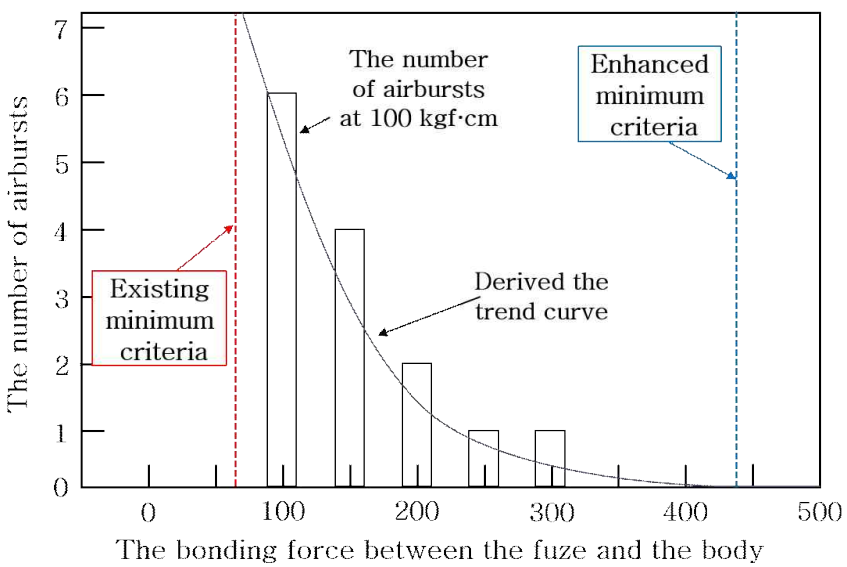


Figure 14. Sample firing test results : The number of airbursts by the bonding force

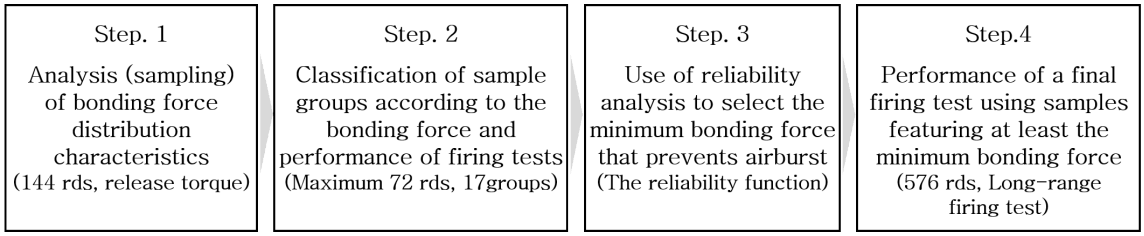
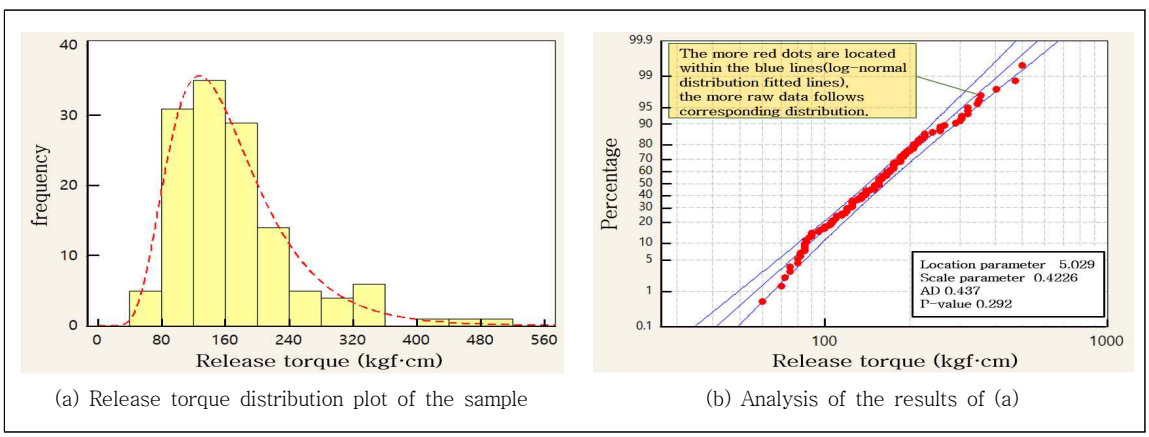


Figure 15. A summary flow chart of the reliability test

3.1 단계적 시험 절차

3.1.1 표본시료 추출을 통한 결합력 분포특성 분석

모집단인 공중폭발 발생로트(Lot)의 결합력 분포특성이 특정 분포를 따른다고 가정 시, 표본시료(144발, 수락 시험시료의 2배수)를 추출하여 신관과 탄체 결합력(풀림토크)에 대한 모집단의 분포 특성이 추정 가능하며, 실제 측정 분석결과 정규분포 특성 중 로그정규분포(Log-normal distribution) 따름을 확인하였다. Fig. 16은 실제 결합력(풀림토크) 측정결과와 통계 프로그램 미니탭(Minitab)을 이용하여 분포특성을 분석한 그림이다.



(a) Release torque distribution plot of the sample (b) Analysis of the results of (a)

Figure 16. The analysis of sample group distribution characteristics to define population distribution characteristics

3.1.2. 결합력 크기별 시료군 분류 및 발사시험 실시

공중폭발 발생로트의 원인분석 시험 간 공중폭발 발생률은 평균 00.0 %로 표본시료 분포 특성의 00.0 % 지점을 기준점(약 90 kgf·cm)으로 결합력 크기를 상, 하로 총 17개의 군으로 분류하였으며, 동일로트에서 한 개의 군 당 72발(수락 시험시료의 1배수) 씩 무작위로 추출하여 해당 시료군의 기준 결합력 이상을 만족하는 시료를 재 선별하여 Table 4와 같이 분류하였다. 분류된 결합력 크기 이상을 만족하는 시료 군으로 장사거리 발사시험을 실시하였다.

Table 4. Classification of the 17 sample groups by the bonding force distribution characteristics of the samples

Classification	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Bonding force (kgf·cm)	60	65	70	75	80	85	90	105	120	135	150	165	180	195	210	235	255
Sample size (rds)	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72
The number of samples that satisfy the bonding force (rds)	72	71	69	70	67	67	62	52	45	49	35	33	19	13	6	15	14

3.1.3. 신뢰도 함수 분석을 통한 결합력 기준 값 선정

결합력 크기 별로 분류된 17개 군(해당 군 결합력을 만족하는 시료) 시료의 발사시험 결과를 분석하여 고장률(비행자세 불안정에 따른 탄속 저하로 인한 근탄 및 공중폭발 발생 비율)을 나타내면 Fig. 17과 같다. 실제 시험결과 180 kgf·cm 이상의 결합력을 만족하는 시료 군에서는 비행 불안정 현상이 없었으며, 품질관리 6시그마 수준(불량률 0.00034%)으로 고려 시 179 kgf·cm 으로 안전율(약 12%)을 고려하면 신관과 탄체의 결합력은 000 kgf-cm(불량률 0.00001%) 이상으로 선정하는 것이 필요할 것으로 분석되었다. 이는 해당 탄이 허용하는 양산 최대로트크기(10만발)로 10개 로트 생산 시 1발의 공중폭발이 발생할 확률로, 기존 생산 규격기준 대비 약 3.5배 높은 수준이다.

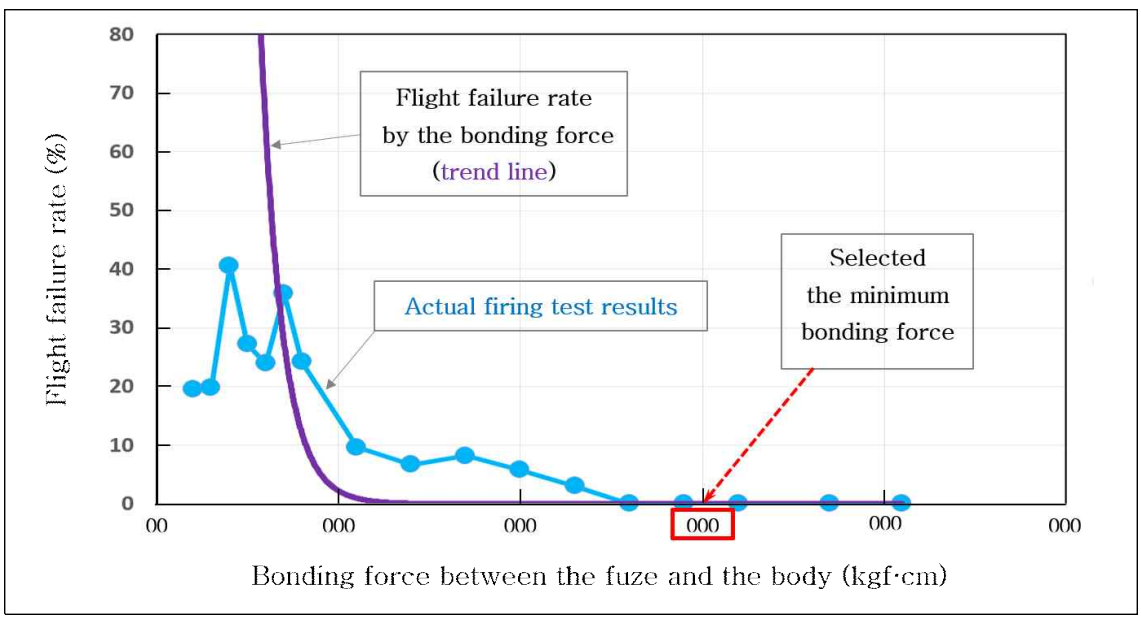


Figure 17. The flight failure rates and the trend line of the firing test results by the bonding force between the fuze and the body

3.1.4. 선정된 기준 값에 대한 최종 발사시험 실시

결합력 크기별 발사시험 및 신뢰도 함수 분석결과를 통해 선정된 신관과 탄체 결합력 000 kgf·cm 이상을 만족하는 시료 576발(양산수락시험 시료의 4배수)을 동일로트(Lot)에서 선별하여 장사거리(0.0 km) 발사시험 한 결과, 비행자세 불안정으로 인한 근탄 및 공중폭발 발생현상은 없었으며, 기준 값 개선의 유효성을 최종 확인하였다. 또한,

선정된 해당 기준 값은 형상통제심의를 거친 기술변경('20.7월)을 통해 국방규격에 적용되었으며, 현재 양산에 적용하여 생산 중에 있다.

4. 결 론

본 연구는 신관과 탄체의 이종결합으로 이루어진 고속회전 발사 탄의 비행 중 공중폭발 발생 현상에 대한 이론적 접근, M&S 전산해석 및 현상 확인 시험을 통해 주요 발생 요인을 규명하고 비행 안정성 향상을 위한 개선방안을 제시하고자 하였다. 본 연구를 통해 얻은 주요 결과는 다음과 같다.

첫째, 동종 탄 유사사례 발생 이력 및 탄 구조적 특성 상 비행 중 강한 외력이나 비행 회전축이 흔들리는 불안정 현상이 발생 시 신관의 작동으로 비행 중 공중폭발 발생 가능성이 있을 것으로 분석되었다.

둘째, 유한요소 컴퓨터 전산해석 프로그램을 통해 탄 형상을 모델링하고 시뮬레이션 한 결과, 신관과 탄체의 이종결합으로 이루어진 해당 탄은 발사 시 강한 충격으로 결합력이 상실 시, 비행 중 진동 및 Roll Damping에 의한 결합체의 유격 및 접촉력(Contact Force) 발생으로 약 475 m 이후에서 비행 회전축이 10° 이상 편심이 생겨 탄이 흔들리는 Yaw 현상이 과도해져 비행 불안정으로 인한 신관의 작동으로 공중폭발이 발생 가능할 것으로 분석되었으며, 현상확인 발사시험을 통해 신관과 탄체 간 결합력이 상실한 탄에서 비행 불안정 현상이 발생됨을 확인하였다.

셋째, 단계적 시험절차를 거친 신뢰도 함수 분석을 통해 신관과 탄체의 결합력 기준에 대한 개선방안을 제시하였으며, 기존 규격 최소 결합력 기준 대비 약 3.5배 상향인 000 kgf·cm 이상의 결합력을 만족하는 시료 군에서 비행 불안정 현상이 없음을 최종 확인하였다.

마지막으로 본 연구를 통해 탄의 목적 달성을 위한 잠재적 불안요소에 대한 원인규명 및 개선을 통한 비행 안정성 향상으로 보다 안전한 군사 훈련 및 전투력 향상을 기대하며, 향후 국내 이종결합 회전발사체 및 유사 탄 종의 성능 개량 및 개발 시 시험 기준 설정의 분석 자료로 활용 가능할 것으로 판단된다.

REFERENCES

AMCCOM. 1987. MAINTENANCE ENGINEERING QUARTERLY REPORT 1 JANUARY-31 MARCH 1987. U.S. ARMY ARMAMENT MUNITIONS AND CHEMICAL COMMAND:136.

Hung-Joo Lee. 2001. Gun and Ballistics. Republic of Korea, Chung Moon Gak:131-240.

Hyeong Jin Kim and Chan Woo Lee. 2018. Experimental Studies on Tightening Force Characteristics of Lock Nuts. Journal of the Korea Society for Railway 21(1):1-10.

Jae Hyuk Shin and Tae Hwan Kim. 2019. A Case Study on Quality Improvement for Prevent Water Infiltration to ISA in Aircraft. Journal of the Korean Society for Quality Management 47(3):467-478.

Jae Young Choi, Jeongmin Woo, Dahoon Kang, Jeong Ho Kim, Jin Yeon Cho, Seung-gyo Jang, and Hee Won Yang. 2018. Bolt Loosening Analysis under Transverse Vibration for Design of Reliable Pyrotechnic Separation Nut. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 46(12):1004-1011.

Junbo ZHOU, Jianhua LIU, Huajiang OUYANG, Zhenbing CAI, Jinfang PENG, and Minhao ZHU. 2018. Anti-loosening performance of coatings on fasteners subjected to dynamic shear load. Journals of Tsinghua University Press. Friction 6(1):32-46.

Park, Young Min, Kim, Byung Uk, Kim, Sung Hoon, and Noh, Sang Wan. 2019. A Study on Durability Life Improvement of Blower for Military Armored Vehicle and Self-propelled Artillery. Journal of the Korean Society for Quality Management 47(3):453-465.

RDECOM. 2009. Desk Evaluation of MIF-A-056-2009 for Cartridge, 40MM : HEDP, M430-Airburst. U.S. ARMY RESEARCH, DEVELOPMENT AND ENGINEERING COMMAND.

Se-Yoon Oh, Do-Kwan Lee, Sung-Cheol Kim, Sang-Ho Kim, and Seung-Ki Ahn. 2012. An Experimental Study on Roll-Damping Characteristics of a Finned Spinning Projectile. Journal of The Korean society for Aeronautical & Space Sciences 40(10):894-900.

Shin, Jae Won, Jung, Chan Man, Choi, Si Young, Lee, Ho Jun, Shin, Tae Sung, and Seo, Hyun Su. 2019. A Study on Improvement of the Abnormal Operation of a One-shot Rifle with Bolt-action Operating System. Journal of the Korean Society for Quality Management 47(3):417-424.

Stephen, J., Marshall, M., and Lewis, R. 2017. Relaxation of contact pressure and self-loosening in dynamic bolted joints. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C : Journal of Mechanical Engineering Science 231(18):3462-3475.

Tae-Won Park, Gwi-Su Shin, Yanyao Jiang, and Ming Zhang. 2003. The Friction Properties on the Loosening of Bolted Joints. Journal of the KIlS 18(2):1-5.

Yoo, jaehan. 2018. Technology Trend of Bolt Locking Methods. Current industrial and Technological Trends in Aerospace 16(1):111-117.

Young-Tak Oh and Gi-Dae Kim. 2020. Development and Benchmark Test of Hole-Boss Locking Washers for the Prevention of Vibrational Loosening. Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers 19(8):28-34.

저자소개

이상봉 한양대학교에서 기계공학 학사와 석사학위를 취득하였다. 현재 국방기술품질원에 재직 중이며, 일반탄약 분야를 연구하고 있다.

최낙선 경북대학교 전자전기컴퓨터공학부에서 학사 졸업 후 동 대학원 석사, 박사학위를 취득하였다. 현재 국방기술품질원에 재직 중이며, 유도탄약 분야를 연구하고 있다.

이종현 한국항공대에서 항공재료공학 학사학위를 취득하였다. 현재 국방기술품질원에 재직 중이며, 일반탄약 품질보증 및 신뢰성 분석 업무를 수행하고 있다.

김상민 명지대학교 화학공학과에서 학사학위를 취득하였다. 현재 ㈜한화 보은사업장 품질개발부에 재직 중이며, 일반탄약 품질보증 및 개선 업무를 수행하고 있다.

강병덕 고려대학교 기계공학과에서 학사와 석사학위를 취득하였다. 현재 ㈜한화 방산 종합연구소에 재직 중이며, 발사체 기체 구조 설계 및 해석 업무를 수행하고 있다.