

# 항력감소제 비행시험 평가 대체기법 연구

채경민\*† · 박종완\* · 권택만\*\* · 황우열\*\*

## Research on substitution test for Flight test of BBU

Kyungmin Chae\*† · Jongwan Park\* · Tagman Kwon\*\* · Wooyeol Whang\*\*

### ABSTRACT

BBU for 155mm projectile has been verified its stable performance and quality reliability through the production for several years. We have researched substitution test for flight test of BBU. Through this research, we expect the verification of quality stability and other collateral effect like the cost reduction and delivery on time.

### 초 록

155mm 탄약에 사용되는 항력감소제는 다년간의 생산을 통해 안정적인 성능 및 품질 신뢰도를 확보하여 왔다. 이러한 기반 하에 비행시험 평가 대체기법의 타당성에 대한 연구를 수행하였으며 이를 통해 품질 안정성에 대한 확인뿐 아니라 비용감소, 시험 적체 해소 및 전력화 지연 방지 등의 대내외적인 효과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words: BBU(항력감소제), Spin Test(고속회전시험), 저압 스트랜드 연소속도, 비행시험 대체기법

### 1. 서 론

항력감소제는 155mm 탄약의 탄저부에서 항력 감소 효과를 통해 탄의 사거리를 증대시키고자 개발되었으며 K307탄용 항력감소제(이하 K307) 및 K310탄용 항력감소제(이하 K310)가 양산 중에 있다. 상기 제품은 다년간의 생산을 통해 전체 000회의 비행수락시험을 수행하였으며 단 한 개 로트로 부적합이 발생하지 않을 정도로 높은 품질 신뢰수준을 유지하고 있다.

따라서 본 논문에서는 기존 제품의 성능 및 품질 신뢰도를 바탕으로 수락시험 대체 기법에 대한 타당성을 검토함으로써 제품 신뢰도를 유지하면서 로트별 소요되던 시료 비용을 감소시키고 시험장 시험 적체를 해소함과 동시에 원활한 납품을 통한 전력화 지연 방지 등의 대내외적인 효과를 얻고자 하는데 목적이 있다.

논문 구성은 항력감소제 연소, 열적특성 및 비행시험 결과를 분석하여 제품 신뢰도를 확인하고 비행시험 대체기법인 Spin Test(고속회전시험)와 저압 스트랜드 연소속도 시험의 특성,결과 확인을 통해 타당성을 검증하며 최종적으로 기대효과 및 결론을 언급하는 순으로 구성하였다.

\* (주)한화 대전사업장

\*\* 국방기술품질원 대전센터

† 교신저자, E-mail: bora94@hanwha.co.kr

## 2. 양산 품질 안정화 검증

### 2.1 연소 및 열적 특성 분석

K307 및 K310 항력감소제는 완성탄 발사 수 초 후에 점화기에 의해 점화되어 저압 및 고속으로 회전하는 상태에서 약 20~30초간 탄저부에서 연소됨으로써 연소가스 발생을 통해 탄저부의 진공을 깨고 항력을 감소시키는 역할을 한다. 따라서, 양산품 시험 항목 중 시편을 이용한 연소속도 및 반응열 측정은 추진제의 성능을 대표하는 기준값이라고 할 수 있다.

연소속도 및 반응열 측정은 추진제 बै취 단위로 실시하는데 양산 이후 약 000 बै취가 시험되었다. 아래 Fig 1,2는 약 3년간의 연소 및 열적 특성을 보여주고 있는데 반응열의 경우 품질 안정화의 지표라고 할 수 있는 공정능력지수(Cp)가 2.78수준, 연소속도의 경우 2.08수준으로 안정화 기준값인 1.33을 크게 상회하여 안정되고 균일한 품질 수준을 유지함을 확인할 수 있다.

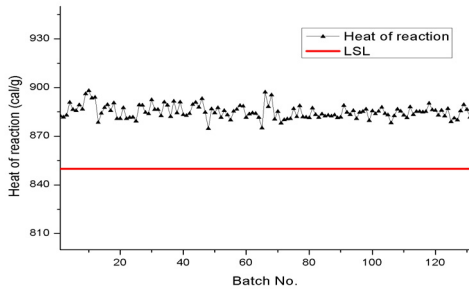


Fig. 1 Heat of reaction for propellant

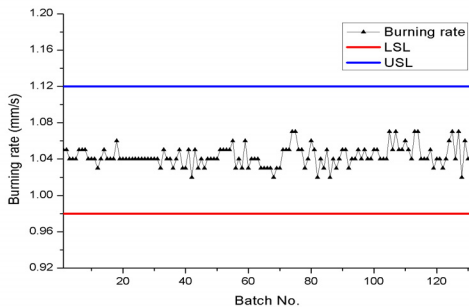


Fig. 2 Burning rate for propellant

### 2.2 비행시험 결과 분석

앞서 언급한 항력감소제의 연소 및 열적 특성으로 추진제의 기본 특성은 확인 가능하나 실제 비행시험의 다양한 조건에서 항력감소제가 정상 작동함을 확인하기 위한 비행시험을 로트마다 수행하여 왔으며 참고문헌 [1] 및 [2]에 규정된 요구조건에 대한 시험 결과는 다음과 같다.

수락시험을 실시한 000개 로트의 수락시험 결과 중 정량적으로 제품 성능을 확인할 수 있는 최소사거리율과 공산오차(RPE, Range Probable Error) 결과를 통계프로그램인 MINITAB 3.1을 이용하여 종합/분석하였다.

다음에서 예로 든 K310의 경우 최소사거리율이 평균 99.48% 수준으로 규격 조건인 97.5% 이상을 크게 상회하고 편차도 0.17 수준으로 낮아 잠재 불량률은 0.00%로 예측된다. 공산오차 결과는 평균 0.231%로 규격 조건인 0.441% 이하를 충분히 만족하는 수준이고 편차는 0.057% 수준, 이에 따른 잠재 불량률은 0.0114%로 예측된다.

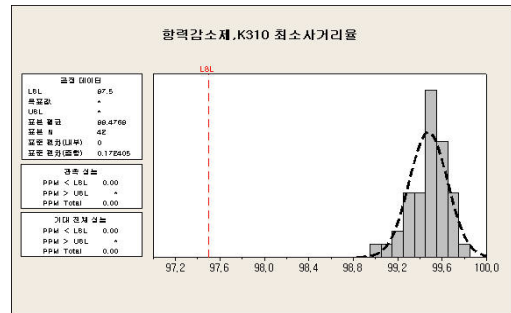


Fig. 3 Minimum range (BBU, K310)

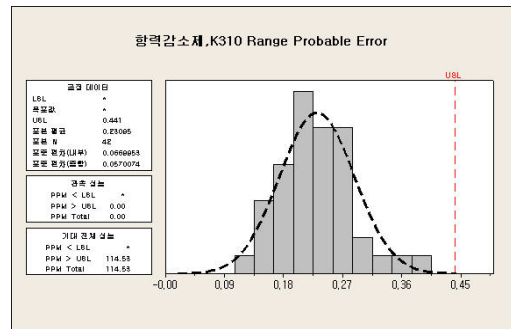


Fig. 4 Range Probable Error (BBU, K310)

### 3. 비행시험 평가 대체 기법

참고문헌 [3]에 따르면 항력감소탄은 항력감소제의 작동에 의한 탄저부 항력감소에 의해 특성이 결정되며 항력감소량은 가스분사에 의한 탄저부 항력감소계수의 감소율을 나타내는 탄저부 항력 감소인자( $C_{RED}$ )로 나타낼 수 있다. 또한 항력감소는 여러 가지 변수 중 추진제 연소속도, 그레이의 형상 및 크기에 많은 영향을 받게 된다. 따라서, 기상환경 외 외생변수가 많은 비행시험을 통한 수평사거리 측정보다는 SPIN TEST (고속회전시험)에 의한 연소시간 측정이 항력감소제의 품질 특성을 더 정확히 평가할 수 있을 것으로 판단된다.

실제 발사 환경은 탄체가 최대 18,000 RPM까지 회전하며 비행이 진행됨에 따라 최대 고도 약 20,000m까지 상승하게 되는데 참고문헌 [4]에 따르면 항력감소제는 5,000 RPM 수준에서는 변형이 거의 없다가 10,000 RPM에 이르면 변형이 발생되어 질량 유출속도의 변화가 있는 것으로 해석하고 있다. 따라서 시험조건은 최대 18,000 RPM에서 수행함이 이상적이나 변형 후 연소속도를 관찰할 수 있고 공정에서의 시험 재현성과 용이성을 고려했을 때 10,000 RPM에서 측정하는 것이 효과적이라고 판단된다.

그리고 이와 더불어 비행고도 상승으로 인해 압력이 낮아지면 점화능력이 저하되고 연소가 지연되는 경향을 확인하기 위해 연소속도 시험기(Strand Burner)를 이용한 저압 스트랜드 연소속도 시험을 추가하고자 한다. 시험에 적용된 압력 조건은 탄체가 비행 중 계속 변화하나 일반적으로 비행시 받는 압력의 평균 추정값인 150 mmHg를 적용하였다.

#### 3.1 SPIN TEST (고속회전시험)

회전속도에 따른 항력감소제 연소특성을 확인하기 위해 0~10,000 RPM의 다양한 회전속도에서 시험을 수행하였으며, Fig. 5에서 확인된 바와 같이 RPM 조건별 연소특성의 안정성 및 경향성을 확인할 수 있었다.

아울러 최종 시험조건으로 설정한 10,000 RPM 조건에서 로트별 균일성 및 시험 신뢰도 확보를 위해 약 30여발에 대한 추가시험을 실시하였으며 그 결과 Fig. 6과 같은 경향을 확인하였고 이를 통해 비행시험 평가 대체 기법으로의 적용 가능성을 입증하였다.

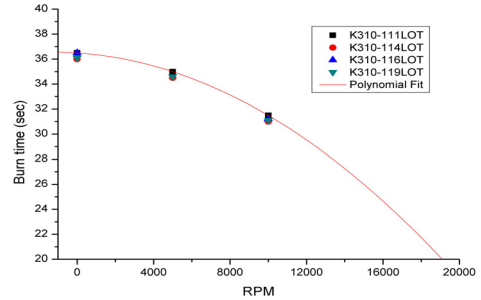


Fig. 5 Spin burn time (each RPM, K310)

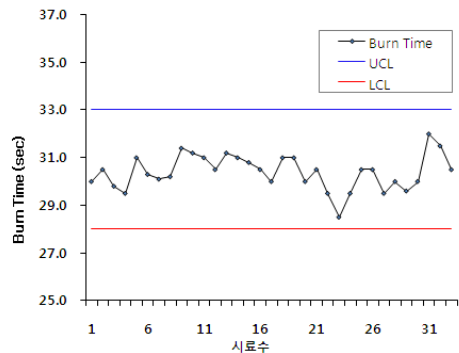


Fig. 6 Spin burn time (10,000 RPM, K310)

#### 3.2 저압 스트랜드 연소속도

3.1항에서 언급된 고속회전시험을 통해 회전시 항력감소제의 연소특성을 확인하였으나, 실제 비행환경에서 받는 저압조건에 의한 영향에 대한 확인이 불가하였다. 따라서, 이에 대한 보완시험으로 저압하에서의 연소특성을 확인하기 위해 스트랜드 시편을 이용한 연소속도 시험을 수행하였으며, 추진제 बै취 단위로 진행된 시험 결과 아래와 같은 시험 신뢰도 및 경향성을 확인할 수 있었다.

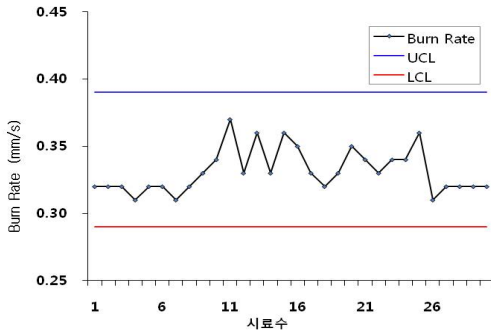


Fig. 7 Burning rate at low pressure

#### 4. 기대 효과

앞서 언급한 비행시험 평가 대체기법이 적용될 경우 로트별 비행시험 시료구매에 사용했던 시료비용 절감액은 로트당 약 3~4천만원에 이르며, 연간 약 7억원에 달하는 시료비용 절감이 기대된다. 아울러 화포의 감가상각 비용, 시험인력/설비 운영비용 등을 고려하면 연간 절감액은 시료비용의 2~3배에 이를 것으로 추정된다.

이러한 비용감소 효과 이외에도 사격 시험장의 환경 오염 방지뿐 아니라 시험장의 시험 적체 해소가 가능하며 시험 지연시 발생될 수 있는 소요군 전력화 지연도 방지할 수 있는 부수적인 효과를 가져올 수 있을 것으로 기대한다.

#### 5. 결 론

본 논문에서 언급된 비행시험 대체 평가기법이 적용될 경우 외생변수에 의한 영향이 큰 비행시험보다 더 효과적이고 명확하게 항력감소제의 품질 특성을 관리할 수 있다고 판단된다.

따라서 항력감소제 규격인 참고문헌[1] 및 [2]에 10,000 RPM 조건에서의 고속회전시험과 150 mmHg에서의 저압 스트랜드 연소속도 시험을 대체 평가기법으로 추가할 것을 제안한다.

아울러 이와 유사한 대체 평가기법에 대한 연구가 타 제품에도 널리 적용되어 녹색성장이라는 국가정책에 부합하고 국방의 선진화에 기여할 수 있기를 기대한다.

#### 참 고 문 헌

1. KDS 1320-3006 "항력감소제,155미리 K307용", 1999
2. KDS 1320-3022-1 "항력감소제,155미리 항력감소 이중목적 고폭탄 K310용", 2007
3. 황준식 외, "탄저부 항력감소장치의 최적화 설계 연구", 1994
4. 전상락 외, "고속회전시 BBU 추진제의 변형 해석", 1995