

## 회전안정탄약의 비행운동 모사장치에 대한 실험적 · 수치해석적 연구

이영기<sup>\*,1)</sup> · 박성택<sup>1)</sup> · 송이화<sup>1)</sup> · 최민수<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup> (주)풍산 방산기술연구원

<sup>2)</sup> 씨디어덱코리아

### Experimental and Numerical Studies on a Test Equipment for the Replication of Flight Motions of Spin-Stabilized Ammunition

Youngki Lee<sup>\*,1)</sup> · Sungtaek Park<sup>1)</sup> · Yihwa Song<sup>1)</sup> · Minsu Choi<sup>2)</sup>

<sup>1)</sup> Defense R&D Institute, Poongsan Corporation, Korea

<sup>2)</sup> CD-adapco Korea, Korea

(Received 27 July 2015 / Revised 13 October 2015 / Accepted 27 November 2015)

#### ABSTRACT

A gas gun system to replicate the flight motions of large caliber spin-stabilized ammunition has been investigated experimentally and numerically. The system is specially designed to study aerodynamic characteristics and dynamics of a flight body ejected from a cargo shell or a subsonic projectile itself at up to 2,000 rpm and 100 m/s. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with a overset mesh technique and 6-DOF dynamics were solved to decide the chamber pressure according to the muzzle velocity input by users. The predicted velocity values show less than 6 % of discrepancies compared to experimental data. The system has successfully been tested for the simulation of deployment of a parafoil for a 155 mm gun-launched projectile.

Key Words : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Gas Gun(가스건), Spin-Stabilized Ammunition(회전안정탄약), Subsonic Launcher(아음속 발사기)

#### 1. 서론

최근 방산물자 연구프로세스의 과학화를 위한 노력의 일환으로 SBA(Simulation Based Acquisition; 시뮬레

이션 기반 획득)의 중요성이 강조되고 있다. 이는 연구 개발의 전순기에 시뮬레이션 기법을 접목하여, 발생 가능한 위험을 사전에 예측하여 시행착오를 줄이고, 시험평가 중 일부에 대한 대안을 제공함으로써 비용과 시간의 절감을 통한 효율적인 물자의 획득이 가능하기 때문이다<sup>[1]</sup>.

화력무기체계 가운데 탄약의 경우, 지난 수십 년

\* Corresponding author, E-mail: yklee@poongsan.co.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

간 비약적인 발전을 거듭한 전산유체역학(computational fluid dynamics)의 도움으로 설계 과정에서 풍동시험(wind tunnel test)을 대신하거나, 유동의 동특성을 해석적으로 연구하는 수준에 이르렀다<sup>[2,3]</sup>. 과거에는 발사 시험을 대신할 방법이 거의 없었기 때문에 개발비용의 대부분이 시험평가에 할애되는 것이 보통이었으며, 시험결과로부터 얻어낼 수 있는 정보의 종류도 한정적인 편이었으나, 전산유체역학은 설계과정에서 발생할 수 있는 많은 문제점들을 해소하고 있다.

그러나 각종 전자부품, 섬유와 같은 비강체(nonrigid body) 등을 탑재한 지능형 탄약이나 특수목적탄의 개발과정에는 전산해석을 통하여 재현하기 어려운 요소가 여전히 존재한다. 예를 들어 포발사 시스템에서 발생하는 축방향과 반경방향의 극심한 관성력이 회전력과 함께 작용하는 환경<sup>[4]</sup>에 대한 전자부품의 생존성 평가, 낙하산과 같은 공기역학적 기구의 비정상(time-variant) 산개과정에서 발생하는 비행특성 고찰<sup>[5]</sup>, 모탄에서 방출되는 다수의 자탄에 대한 공기역학적 간섭현상<sup>[6]</sup>을 고려한 동특성이나 분산도의 분석 등이 그것이다. 이 가운데 포발사 생존성에 대해서는 발사 직후부터 비행단계까지 충격의 특성에 따라 다양한 시험평가 방법<sup>[7-9]</sup>이 적용되고 있는 반면, 탄체 내부에 탑재되었다가 방출할 때 발생하는 현상들에 대한 실험기법 들은 현재까지 잘 알려져 있지 않다.

강선포에서 발사되는 탄약의 비행환경을 실험적으로 모사하기 위해서는 특정한 비행속력과 회전수를 동시에 부가할 수 있는 장치가 필요하다. 또한 시험장소나 시간 제약이 적어야 하므로 발사부에 추진제나 뇌관과 같은 화공품의 사용을 피해야 하는 어려움이 있다. 이에 본 연구에서는 발사관을 회전시킬 수 있는 대구경 가스건(gas gun)을 고안하고, 전산유체역학 기반의 발사부 설계와 실험적 검증을 수행하였으며, 실제 탄약부품에 적용하여 그 실용성을 확인하였다.

## 2. 실험장치의 구성 및 특징

Fig. 1과 Fig. 2는 본 연구를 통해 개발된 회전안정탄약의 비행운동 모사실험장치의 사진과 모식도로, 장치 몸체, 발사부, 자동 고각조절장치로 구성되어 있다. 발사부는 다시 고압챔버, 발사관, 회전장치, 탄속 및 회전수 제어장치로 구성되며, 탄속과 회전수를 측정하고, 그 결과를 피드백(feed-back)하여 실험중에 원격으

로 제어값을 보정할 수 있도록 설계하였다.

탄속은 요구속력과 챔버압력을 입력하는 두 가지 방식으로 제어할 수 있다. 전자는 사전에 입력된 데이터를 사용하여 보간(interpolation)이 가능한 실험조건을 빠르게 구현하는 방식이며, 후자는 발사관과 발사체의 유격(clearance)이 일정하지 않거나, 사전 입력된 발사체의 중량 범위를 벗어나는 특수한 조건의 실험을 위한 것이다. 후자의 경우, 사용자는 몇 발의 예비시험을 통하여 획득한 압력 대 속력 데이터(제어용 컴퓨터에 실시간 전송)를 이용하여 원하는 조건의 실험을 수행할 수 있다.



Fig. 1. Test equipment in operation

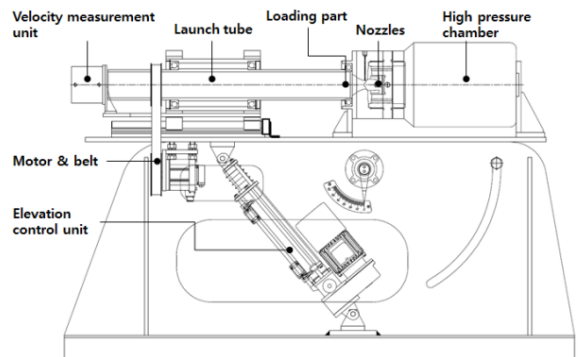


Fig. 2. Schematic diagram of test equipment

Table 1. Specifications of test equipment

항 목	사 양
Allowable weight of projectile	3 kg
Firing angle	0 to 60°
Maximum muzzle velocity for 3 kg	100 m/s
Rotational speed	0 to 2,000 rpm

Table 1은 본 실험장치의 성능적 사양이다. 발사관은 기본적으로 직경 120 mm의 발사체를 기준으로 제작되어 있으나, 실험체의 크기에 따라 관을 교체할 수 있도록 가변형 결합부를 적용하였다. 또한 고압챔버는 발사체 중량 3 kg에 대하여 100 m/s의 포구속력(muzzle velocity)을 보장할 수 있도록 설계하였다. 발사관은 최대 2,000 rpm까지 회전하며, 최대발사각은 60°이다.

### 3. 포구속력 예측을 위한 전산유체해석

#### 3.1 전산해석 방법 및 모델

실험장치의 발사부는 고압챔버의 압력용기와 노즐, 발사관 등의 유체기계 요소와 사용자가 입력하는 포구속력에 따라 챔버압력(chamber pressure)을 자동 설정할 수 있는 제어장치를 포함한다. 기체역학(Gasdynamics) 이론을 기반으로 한 유체기계 요소 기초설계의 확인과 제어장치의 설계에 필요한 데이터의 확보를 위하여, 본 연구에서는 상용유동해석 프로그램인 STAR-CCM+을 통한 3차원 비정상 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 시뮬레이션을 수행하였다.

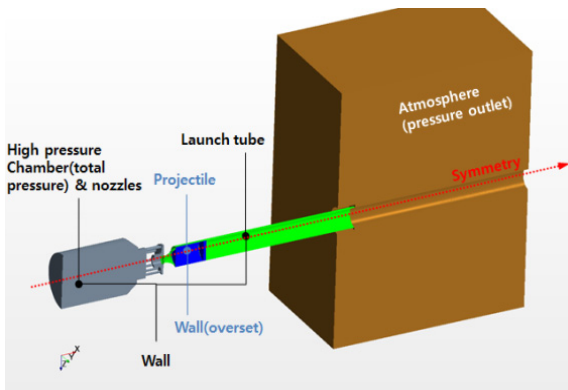


Fig. 3. Computational domain and boundary conditions

전산해석 모델은 Fig. 3와 같이 고압챔버(high pressure chamber), 노즐(nozzle), 발사관(launch tube) 및 외기영역(atmosphere)으로 구성하였으며, 중심축을 기준으로 상반부만 계산에 사용하였다. 노즐입구가 열리는 순간 고압챔버 내부로부터 질소가스가 순간적으로 배출되는 현상을 실제와 동일하게 구현하기 위하여, 고압챔버의 특정 면에 pressure inlet 조건을 적용하는 대신,

프로그램에서 제공하는 field function<sup>[10]</sup>을 사용하여 챔버 내부영역 전체에 전압(total pressure)을 정의하였다. 또한 외기영역의 경계에 pressure outlet 조건으로 정압(static pressure)을, 모든 벽면에는 no-slip 조건을 적용하였다.

발사체 운동에 대한 중력의 영향을 고려하기 위해 발사관 출구 하류영역에 대해서는 6자유도 운동모형을 사용하였으며, 발사관 입구와 출구 주위의 재순환(recirculation), 박리(separation), 제트셀(jet cell) 등의 유동특성을 적절하게 모사하기 위하여 realizable k-ε 난류모델<sup>[11]</sup>을 적용하였다.

#### 3.2 격자시스템 및 해석조건

Fig. 4은 총 2백만 개의 다면체셀(polyhedral cell)로 구성된 3차원 비정렬 격자시스템으로 발사관 입구에 장전된 발사체가 출구를 빠져나갈 때까지 발생하는 유체역학적 특성의 변화를 예측하기 위하여 발사체와 유동영역 간에 중첩격자(overset grid)<sup>[12]</sup>를 적용하였다. 특히 발사관 벽면 근처에서 발생하는 점성의 효과를 고려하기 위하여 표준벽함수(standard wall function)를 적용하고, y+를 300 이하로 유지하였다. 또한 이동하는 발사체 후방의 유동 상태량을 정확히 예측하기 위하여 발사관 내부와 출구 주위에 격자를 집중시켰다.

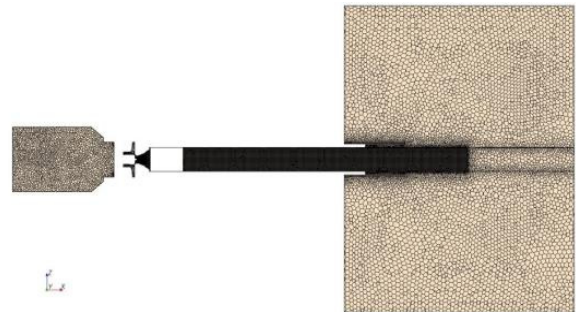


Fig. 4. Unstructured grid system with polyhedral cells

작동유체는 질소(고압챔버)와 공기(발사관 및 외기)를 사용하였으며, 계산조건으로는 외기의 압력( $p_a$ ) 1.01325 bar에 대해서 고압챔버 압력( $p_c$ )을 10 bar에서 100 bar까지 변화시켰다. 예비수치계산에서는 와류동(vortical flow), 충격파(shock wave), 부족팽창제트(underexpanded jet) 등과 같은 복잡한 제 현상의 비정상 특성에 대한 예측을 위하여 1E-5초 이하의 time step size가 필요한 것으로 조사되었다.

#### 4. 연구결과

##### 4.1 포구속력에 대한 설계 검증

다양한 발사체에 대한 실험을 용이하게 수행할 수 있는 챔버압력 제어시스템의 구성을 위하여, 본 연구의 실험장치는 발사관 끝에 2개의 광섬유센서로 구성된 속도측정장치를 내장하고 있다. 따라서 포구속력은 발사체의 전단부가 지날 때 두 센서가 감지하는 시간차를 센서 간의 거리(100 mm)로 나눈 평균속력을 의미하며, 속도측정의 정확도는 최고 속도 100 m/s에서 1% 미만의 오차를 가진다. 설계단계에서는 전산해석을 통하여 얻어진 고압챔버의 압력 대비 포구속력 값을 실험으로 검증하였다.

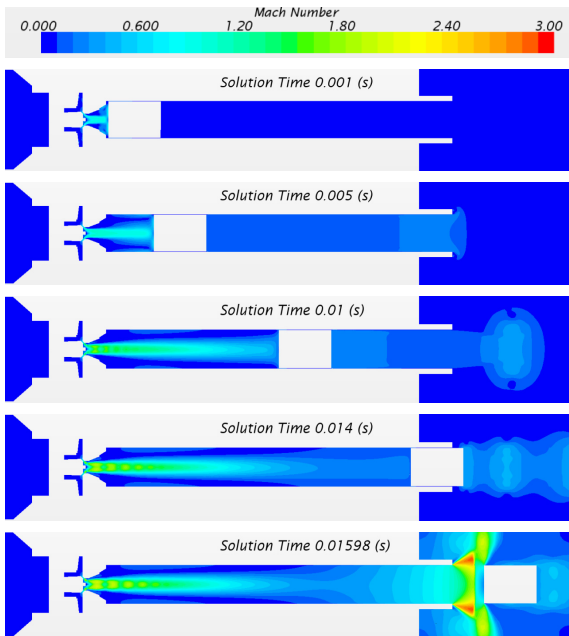


Fig. 5. Mach number contours at  $p_c/p_a = 98.7$  for  $W = 2.4$  kg

Fig. 5은  $p_c/p_a = 98.7$ 인 경우, 중량( $W$ ) 2.4 kg의 실린더형 발사체가 발사되는 과정에서 발생하는 유동특성의 변화를 등마하수로 나타낸 것이다. 밸브를 개방한 직후 유동은 노즐 끝단에서 초크(choke)하여 발사관 입구 전방의 디퓨저(diffuser) 내부에서 하류방향으로 초음속 제트를 형성하며, 발사체의 기저부에 충돌하여 발생하는 정체압(stagnation pressure)의 급격한 증가에 따라 발사체는 이동하기 시작한다(0.001s). 이후 발사

관 내부에서 이동하는 발사체의 전방으로 압축과파 전파함에 따른 출구 주위의 와유동의 변화, 발사관 입구영역의 재순환유동, 발사체의 방출 후 출구에서 다시 발생하는 유동의 초크 및 부속팽창제트와 발사체의 간섭 등과 같은 비정상 거동이 정성적으로 잘 묘사되었다.

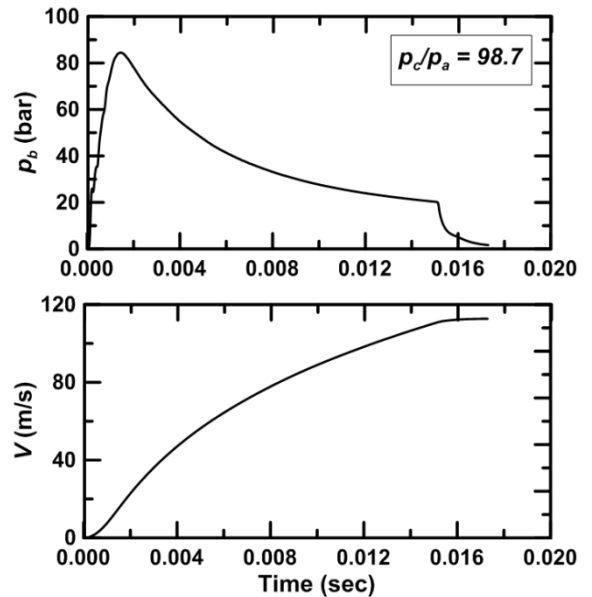


Fig. 6. Variations in base pressure and velocity of projectile during the discharge at  $p_c/p_a = 98.7$  for  $W = 2.4$  kg

Fig. 6에는 Fig. 5에서 전술한 유동특성의 변화에 따른 결과로 발생하는 발사체 기저압력( $p_b$ )과 속도( $V$ )의 변화를 함께 나타내었다. 시간의 경과에 따라 발사체의 기저압력은 약 0.0015s에서 최대가 되었다가 발사체의 이동에 따른 유동의 팽창으로 서서히 감소하며, 외기로 방출되는 순간 급격히 감소한다. 이 과정에서 발사체 속력은 기저압력이 최대로 되는 지점 부근에서 변곡점을 가지지만 출구로부터 방출될 때(0.01534s)까지 계속 증가한다.

Table 2는 상기 발사체( $W = 2.4$  kg)에 대하여 챔버압력( $p_c/p_a$ )의 변화에 따라 얻은 전산해석 결과이다. 챔버압력이 증가함에 따라 포구속력은 이에 비례하여 커지는 않는데, 이는 주로 발사관 내부유동의 압축성 효과(compressibility effects) 때문이다. Fig. 7은 본 연구의 전산해석 방법이 챔버압력에 따른 포구속력( $V_m$ )의 변

Table 2. Computational results for  $W = 2.4$  kg

Variables	$p_c/p_a$	9.9	29.6	49.3	69.1	98.7
Time at the exit (sec)		0.03639	0.02256	0.01819	0.01582	0.01385
Muzzle velocity (m/s)		44.6	68.5	83.7	98.4	108.5
Maximum base pressure of projectile (bar)		10.6	29.5	46.6	62.5	84.5
Maximum acceleration ( $m/s^2$ )		1,818	5,405	8,638	11,623	15,754

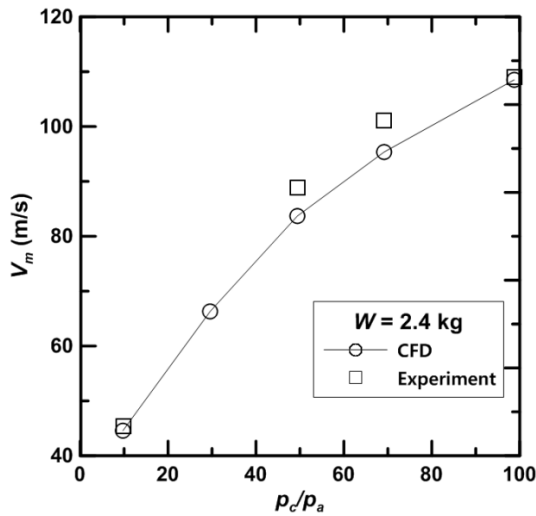


Fig. 7. Validation of computational results for  $W = 2.4$  kg

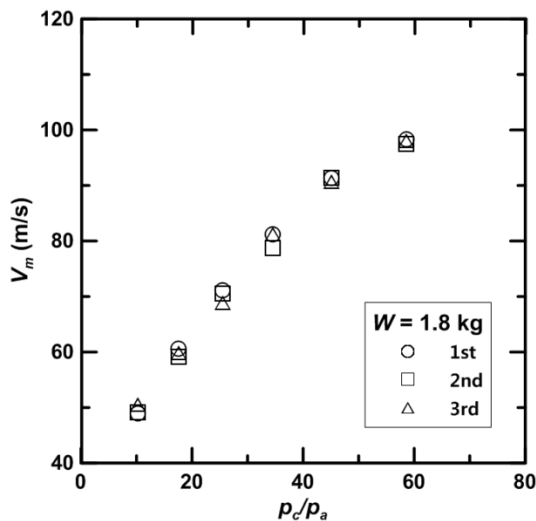


Fig. 8. Reproducibility of muzzle velocity

화를 적절히 예측했음을 나타낸다. 특히 전산해석에서는 발사체와 발사관 사이에 유격(clearance)이 없다고 가정하였음에도 불구하고, 실험결과와 비교할 때 약 6% 이내의 오차범위 내에서 잘 일치하였다.

발사체 중량 1.8 kg에서 2.7 kg의 범위에 대하여 동일한 방법의 전산해석이 수행되었으며, 대표적인 몇 가지 압력비에 대한 실험적 검증을 통하여 Fig. 7과 유사한 경향의 결과를 확인하였다. 따라서 입력된 발사 속력에 따라 챔버압력을 자동으로 조절하기 위한 제어기(pressure controller firmware)의 설계는 실험결과로 보 상하여 완성하였다.

#### 4.2 발사체 중량에 따른 실험적 평가

Fig. 8은  $W = 1.8$  kg인 경우, 주어진 챔버압력에 대한 포구속력의 재현성을 실험한 결과이다. 실험은  $p_c/p_a$ 가 9.9, 29.6, 39.5, 49.3, 59.2, 98.7에 대해서 각각 3회를 수행하였다. 그 결과 각 실험조건에 대해서 편차는 최대 3% 범위 내에서 발생하였으므로, 공압식 발사장치임에도 불구하고 매우 일정한 발사성능을 보장한다는 것을 알 수 있다. 이는 발사체가 입구로부터 약 1 m 길이의 발사관을 통과하는 동안 벨로팅(balloting)에 의한 운동에너지 손실이 거의 발생하지 않으며, 노즐을 통한 고압유동의 공급이 매우 안정적이라는 사실을 간접적으로 입증하는 결과이다.

본 연구의 실험장치는 회전안정탄약 부품의 성능평가 환경을 신속하고 정확하게 제공하는데 근본적인 목적이 있다. 따라서 요구되는 포구속력을 직관적으로 구현하기 위하여 발사체의 중량과 요구속력을 입력하여 챔버압력을 자동제어 할 수 있도록 설계를 마쳤으며, 이를 실험적으로 검증하였다.

Fig. 9, Fig. 10 및 Fig. 11은 각각 중량 2.0 kg, 2.4 kg 및 2.7 kg인 발사체에 대한 포구속력의 측정 결과이다(발사각 40°). 각 그림은 포구속력의 입력값과

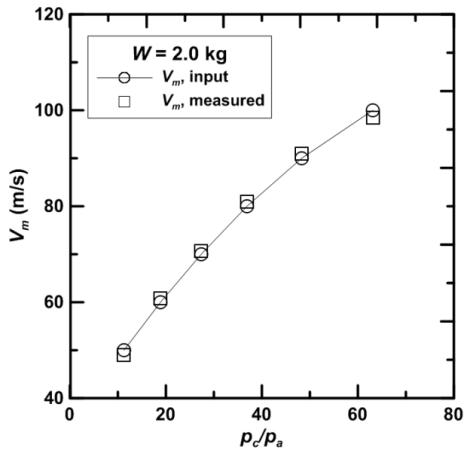


Fig. 9. Muzzle velocities for a 2.0 kg projectile

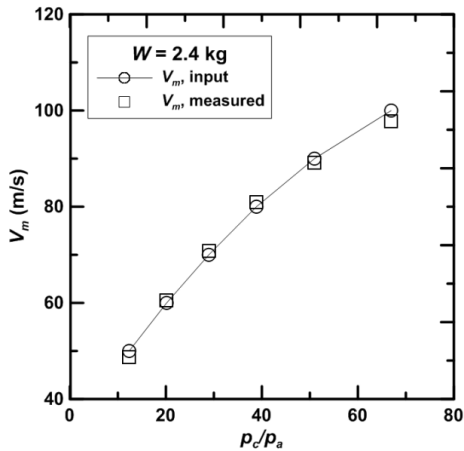


Fig. 10. Muzzle velocities for a 2.4 kg projectile

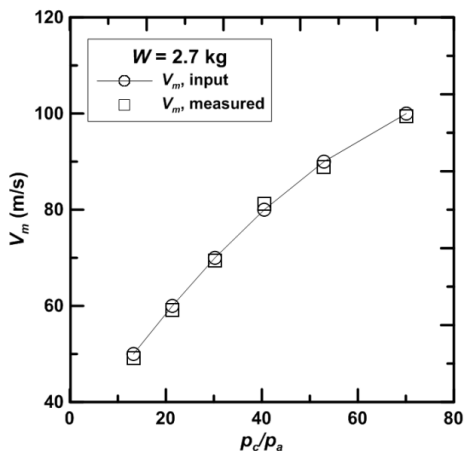


Fig. 11. Muzzle velocities for a 2.7 kg projectile

측정값을 비교한 결과로 횡축의 챔버압력은 해당 포구속력에 대하여 자동으로 제어된 값을 나타낸다.  $W = 2.4$  kg의 경우(Fig. 10), 포구속력의 측정값은 입력값 대비 3% 미만의 오차를 가졌다. 이는 앞서 Fig. 7에서 기술한 바와 같은 오차의 상한(약 6%)과 하한(0%)의 사이 값을 기준으로 속력을 제어하도록 보정한 결과로 판단된다. 이러한 결과는 중량이 더 작거나(2.0 kg), 더 큰 경우(2.7 kg)에서도 동일하게 얻어졌으므로, 실험장치의 설계가 방법적으로 타당했음을 알 수 있다.

#### 4.3 포탄용 parafoil을 적용한 실험적 검증

Fig. 12는 모탄에서 방출된 자탄(submunition)의 활공 비행에 사용되는 포탄용 parafoil을 나타낸다. 강선포를 통하여 발사되는 곡사포탄의 경우, 사격 직후 발생하는 관성력이 종말탄도까지 크게 감소하지는 않는다. 이러한 운용환경적 특성 때문에 일반적으로 감속·감회전 후에 발휘되어야 하는 자탄의 기능적 요소들을 포발사 시험으로 검증하기 위해서는 상당한 시행착오와 비용을 감수해야 하지만, 본 연구의 실험장치를 활용하면 보다 신속하게 결과를 도출할 수 있다.

실제로 상기 자탄이 방출되는 환경은 감속·감회전 후에도 약 50 m/s의 속력과 500 rpm 수준의 회전이 여전히 남아 있는 상태이다. 본 실험의 parafoil은 비행성능을 극대화시키기 위해 매우 얇은 산줄을 적용하였으며, 공기가 유입되는 셀(cell)의 수에 비례하여 많은 산줄이 복잡하게 부착되어 있다. 따라서 parafoil은 이러한 방출환경에서도 산줄의 꼬임이 없어야 하며, 전개충격(opening force)에 의한 산줄이나 캐노피의 손상을 피할 수 있도록 설계되어야 한다.

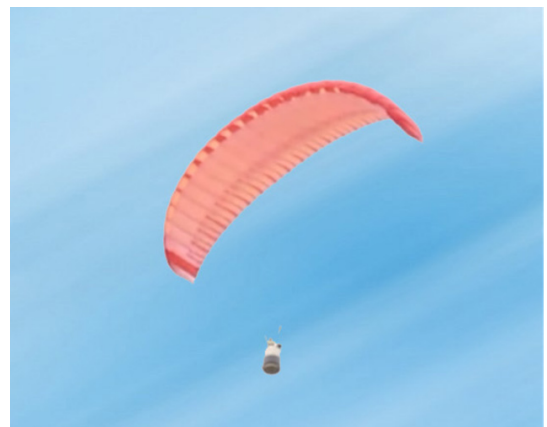


Fig. 12. Parafoil for artillery munition



실험은 3.6 kg의 발사체에 대하여 수행되었으며, 발사체는 Fig. 13과 같이 parafoil과 payload 및 이를 감싸고 있는 외피로 구성되어 있다. 특히 외피는 비행중 발생하는 공기저항을 이용하여 패키징된 parafoil의 전개낭을 벗겨내는 역할을 하는데, 외피와 발사관의 공차를 일정하게 관리하는 것이 일정한 발사속력을 구현하는 관건이 된다. 따라서 외피의 소재는 발사관을 통하여 출구를 빠져나가기까지 발생하는 마찰저항과 온도변화에 대한 변형이 비교적 작으면서, 가공성이 좋은 폴리카보네이트(polycarbonate)를 사용하였다.

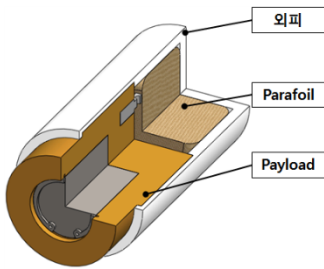


Fig. 13. Projectile for the experiment of parafoil



Fig. 14. Parafoil in flight after launch

Fig. 14는 발사후 정상적인 산개과정을 거쳐 비행중인 parafoil을 나타내며, 산개기능의 신뢰성을 검증하기 위해 동일 조건에서 50회의 실험을 두 차례 수행하였다. 실험조건은 포구속력 50 m/s, 회전수 500 rpm, 발사각 55°이며, 실험장치에 부착되어 있는 회전속도계(tachometer)의 계측값에 대한 오차는 거의 없기 때문에 별도의 장비로 회전수의 정확도를 검증하지는 않았다.

Fig. 15는 3.6 kg의 점검탄에 대한 시험결과이다. 본 실험장치의 챔버압력 제어기는 전술한 바와 같이 최대 2.7 kg의 발사체에 대한 실험결과로 설계되어 있으므로, 설정값의 보정을 위한 예비시험이 필요하였다.

제어기의 초기설정압력은 기존에 입력된 실험결과로부터 추정된 값으로 주어진  $V_m$ 의 입력값에 대한 최초 측정값은 약 4.6 %의 오차를 가졌으며, 2발의 추가 시험 후 입력값의 3 % 이내로 유사한 결과를 지속적으로 얻을 수 있었다.

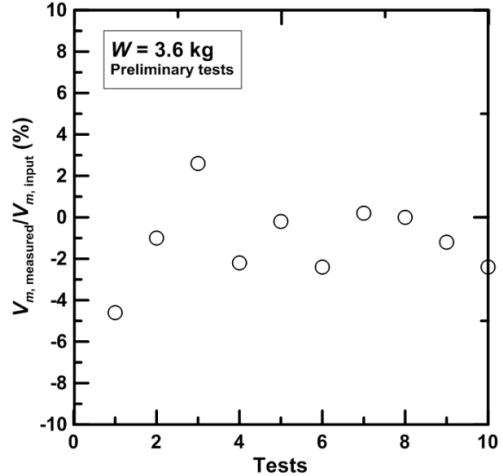


Fig. 15. Preliminary tests for setting chamber pressure

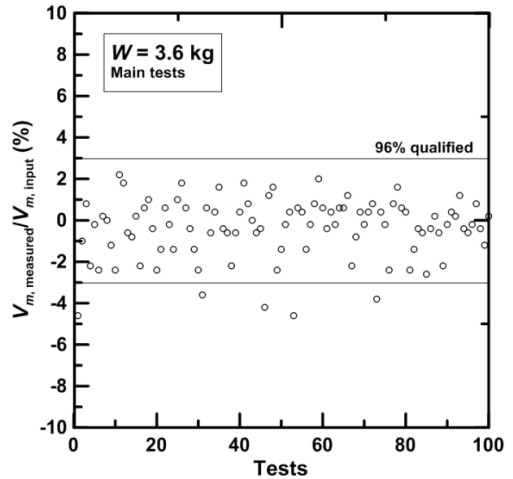


Fig. 16. Muzzle velocities for a 3.6 kg projectile with a parafoil

Fig. 16은 입력값의 보정결과를 적용하여 수행한 100회의 시험에 대한 챔버압력 대비 포구속력의 측정 결과를 나타낸 것으로, 96발에 대해서  $\pm 3\%$ 의 오차범위를 만족하여 본 실험장치가 신뢰성 있는 실험환경을 제공할 수 있음을 입증하였다. 오차범위를 벗어나

는 4발은 주로 발사직전 챔버압력이 제어기에서 자동으로 설정하는 값보다 강하되는 경우로, 발사가 지연되어 장전상태를 장시간 유지하면 발사관과 발사체 사이에서 약간의 누압이 발생하는 것으로 조사되었다.

## 5. 결론

본 논문은 발사체의 비행중 회전운동을 모사할 수 있는 공압식 발사장치에 대한 연구결과이다. 발사부와 고압챔버의 압력 제어를 위한 설계자료 도출을 위하여 발사부와 발사체 간에 중첩격자시스템을 적용한 RANS 시뮬레이션을 수행하였으며, 실제 실험을 통하여 해석 결과를 검증하고, 포구속력의 재현성을 조사하였다. 또한 포탄용 parafoil의 산개기능시험을 통하여 실험장치의 유효성을 성공적으로 입증하였다.

특히 1.8 kg에서 2.4 kg 범위의 발사체의 포구속력에 대한 전산해석결과와 실험결과는 약 6 % 이내의 오차 범위에서 잘 일치하여, 주어진 챔버압력에 대하여 거의 일정한 포구속력을 구현할 수 있다는 점은 공압식 장치의 특성을 감안하면 매우 고무적인 사실이다. 이는 본 시험장치만이 가지는 특유의 유동분사방식 때문이며, 해당 구조는 특허 제10-2015-0006671호에 명시되어있다. 또한 포구속력을 직접 입력하여 압력을 자동제어하는 방식으로 발사장치를 운용하는 것이 가능하였는데, 이와 같은 실험방법의 개선은 trial and error 방식으로 압력을 입력하여 요구속력을 찾아내는 방법에 비하여 대략 2배 이상의 비용절감 효과가 있다.

만약 본 연구의 실험장치를 사용하는 대신 화포시스템으로 제시된 바와 같은 parafoil의 산개기능시험을 수행한다면, 대략 50배의 비용과 최소 10배 이상의 기간이 필요할 것으로 예상된다. 따라서 포발사 시험에 대한 대체시험방안의 중요성은 이루 말할 수 없으며, 앞으로도 실험상의 다양한 제약사항을 극복할 수 있는 유용한 대안들이 공유되어, 무기체계의 신속한 전력화와 시험평가 기술발전에 도움을 줄 수 있기를 기대한다.

## References

[1] S. Y. Choi and J. J. Pyun, "Concepts and Perspectives of SBA(Simulation Based Acquisition),"

Communications of the Korean Institute of Information Scientists and Engineers, Vol. 26, No. 11, pp. 6-12, 2008.

- [2] J. Sahu, "Virtual Fly-Out Simulations of a Spinning Projectile from Subsonic to Supersonic Speeds," 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2011-3026, 2011.
- [3] C. Zhuo et al., "Numerical Simulation of the Muzzle Flows with Base Bleed Projectile Based on Dynamic Overlapped Grids," Computers & Fluids, Vol. 105, pp. 307-320, 2014.
- [4] J. Cordes, et al., "Structural Loading Statistics of Live Gun Firings for the Army's Excalibur Projectile," ARAET-TR-05005, Armament Research, Development and Engineering Center, 2005.
- [5] C. W. Peterson et al., "The Fluid Dynamics of Parachute Inflation," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 28, pp. 361-387, 1996.
- [6] J. Sahu et al., "[6] B. S. Davis et al., "Computational Modeling of Sense and Destroy Armor(SADARM) Submunition Separation/Collision," ARL-TR-1378, Army Research Laboratory, 1997.
- [7] B. S. Davis et al., "Shock Experiment Results of the DFuze 8Channel Inertial Sensor Suite That Contains Commercial Magnetometers and Accelerometers," ARL-MR-532, Army Research Laboratory, 2002.
- [8] M. S. Baker and K. R. Pohl, "High-G Testing of MEMS Mechanical Non-Volatile Memory and Silicon," SAND2005-6094, Sandia National Laboratory, 2005.
- [9] J. A. Cordes et al., "Comparison of Shock Response Spectrum for Different Gun Tests\_SRS," Shock and Vibration Vol. 20, pp. 481-491, 2013.
- [10] CD-adapco, "STAR-CCM+ Tech. Manual v8.0," pp. 5776-5815, 2013.
- [11] T. H. Shih et al., "A New k-ε Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows," Computers & Fluids, Vol. 24, No. 3, pp. 227-238, 1994.
- [12] D. M. Belk, "The Role of Overset Grids in the Development of the General Purpose CFD Code," NASA CP-3291, pp. 193-204, 1995.