

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(5), 357-365(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.5.357>

## 조종면이 장착된 회전하는 발사체에서의 공력특성 분석에 관한 실험적 연구

박영하\*, 제상언\*\*, 조수용\*\*\*

## An Experimental Study of Aerodynamic Characteristics on a Projectile with Counter-Rotating Head Installed Fins

Young-Ha, Park\*, Sang-Eon Je\*\* and Soo-Yong Cho\*\*\*

Gyeongsang National University, Graduate School\*, Hanwha Corporation R&amp;D Institute\*\*,

Gyeongsang National University, Research Center of Aircraft Part and Technology\*\*\*

## ABSTRACT

In this study, forces and moments were measured on a projectile which consisted of a missile configuration body(shell) and a head installed control fins. The shell and the head were separated each other and the shell was rotated by an electric motor. The head rotated reversely against the rotational direction of the shell. The rotational force on the head was obtained from a couple of fixed fins of which angular displacement were set to the rotational direction equally. The air velocity was 40 m/s on the experiment and the Reynolds number based on the diameter of head was  $1.3 \times 10^5$ . The other couple of fins were used to control the position and direction of the projectile by changing the angular displacement. From this experiment, the variation of force and moment were measured on the rotating projectile, and the effective amplitude and frequency were obtained through the FFT analysis.

## 초 록

본 연구에서는 미사일형상의 몸체(셸)와 셸의 헤드부에 조종면을 부착한 발사체에서 힘과 모멘트를 측정하였다. 셸과 헤드부는 상호 분리되어 있으며, 셸은 모터에 의하여 회전되도록 하였다. 헤드부는 셸의 회전방향과는 반대로 회전하며, 헤드부의 회전은 한 쌍의 조종면에 동일한 회전 방향으로 각변위를 주어서 비행하는 경우에 자연적으로 회전력이 발생되도록 하였다. 실험에서의 유속은 40 m/s로 설정하였으며, 레이놀드수는 헤드직경을 기준으로  $1.3 \times 10^5$ 였다. 발사체의 자세제어 및 방향전환을 위하여 헤드부에 있는 다른 한 쌍의 조종면은 각변위의 조정이 가능하도록 하였다. 회전하는 발사체에서 힘과 모멘트의 변화가 측정되었으며, 측정된 결과로부터 FFT 분석을 통하여 영향력이 있는 진폭과 주파수를 얻었다.

**Key Words** : Projectile(발사체), Rotating Head(선단회전체), Wind Tunnel Test(풍동실험), Control Fin(조종면), 6-Components Measurement(6분력측정)

† Received: December 14, 2012 Accepted: April 2, 2013

\*\*\* Corresponding author, E-mail : sycho@gnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

현대전에서는 제공권의 확보와 아울러 원거리에서 적지를 정밀 타격할 수 있는 기술의 확보에 따라 전세가 좌우되고 있다. 이러한 예는 걸프전이나 최근에 진행되고 있는 전쟁에서 상대방의 핵심표적을 원거리에서 무력화시킴으로써 전세의 주도권을 잡고 있음을 보여주고 있다. 따라서 국내에서도 포탄 발사체의 경우 개발 및 수량 확보의 방식에서 최근에는 정밀화 및 지능화 연구가 진행되고 있다[1-4].

발사체의 정밀성을 향상하기 위해서는 비행중에도 지속적으로 탄도 수정이 가능하여야 하는데, 이를 위하여 GPS 장치를 장착하여 발사체의 방향을 유도제어하거나, 발사체의 앞부분에 조종면을 부착하여 제어하거나, 추력장치를 사용하는 등 여러 가지 방식의 연구가 수행되고 있다[5]. 그중 미사일의 전반부에 설치된 조종면(카나드)을 이용하는 제어는 좌우 방향전환이 용이하고 기동성이 양호하며, 유도 조종장치와 구동장치를 유도탄 전반부에 함께 설치할 수 있으므로 장착이 비교적 수월하다. 이 방법은 조종면을 지나간 공기가 주 날개에 영향을 미치는 단점이 있으나, 만일 유도탄의 직경이 작아서 후미 노즐 주위의 공간이 협소하여 다른 구동장치를 설치할 수 없을 경우에 조종면의 적용이 보다 효과적이다. 조종면제어는 스팅거, 사이드와인더 등의 유도탄에 널리 적용되고 있다.

발사체와 관련된 실험으로는 Wernert et. al[6]는 155mm 발사체의 회전안전탄에 대한 풍동시험을 수행하였으며, Pettersson et. al[7]는 천음속 풍동에서 5축 발란스를 이용하여 다양한 형태의 회전하는 스핀에 대해 측정하였다. 또한 Dual-Spin하는 발사체에 관한 연구도 수행하였다[8].

Wernert et. al[9]는 헤드부에 조종면을 장착하고 Dual-Spin하는 155mm 회전탄의 안정성 분석을 하였으며, Nygaard[10]는 마하수 1.6에서 조종면의 각변위와 탄의 회전속도 변경에 따른 힘과 모멘트를 전산해석에 의한 분석을 하였다. 조종면의 각변위를 5가지의 경우에 대해 해석하였으며, 조종면의 각변위가 커질수록 양력이 증가함을 보여주었다. 이상의 연구에서 공력특성은 발사체의 회전속도와 조종면의 각도에 따라 각기 다른 결과를 보여주고 있다. 따라서 기존 결과로는 발사체의 회전에 따른 공력특성 변화에 대한 경향은 제시하지만 실제 제어를 위한 결과로는 적용할 수가 없다. 또한 발사체의 회전속도가 발

사체에 영향을 주는 진폭과 주파수에 대한 결과로 적용할 수 없다. 본 연구에서는 미사일형상의 몸체(셸)와 셸의 헤드부에 조종면을 부착한 모델에서 측정이 수행되었다. 셸과 헤드는 상호 분리되어있는 발사체로서 조종면의 각도변화와 셸의 회전속도에 따른 공력특성의 변화를 알아보기 위해 셸의 회전속도를 160 RPM~370 RPM 까지 변경하고, 헤드부와 셸의 제동력을 변경하면서 힘과 모멘트를 측정하였다. 또한 방향전환을 위한 조종면의 각변위를  $0^{\circ} \sim 9^{\circ}$  까지 변경하면서 아음속 풍동실험을 수행하였다.

## II. 실험장치

### 2.1 실험모델

본 연구에 적용된 실험모델의 개략적인 3차원 형상과 좌표를 Fig. 1에서 보여주고 있다. 실험에서 공기의 흐름은 X축으로 하였으며, 중력의 반대방향은 Z축으로 설정하였다. 실험에서의 모델은 미사일형상의 몸체(셸)와 셸의 선단부에 조종면이 장착될 수 있는 작은 몸체(헤드)로 구성되어 있으며 셸과 헤드는 분리되어 베어링으로만 결합되어있다. 셸은 내부에 장착되어 있는 소형 전기모터에 의하여 회전수를 제어할 수 있으며, 헤드는 조종면에 의하여 셸의 회전방향과는 반대로 회전하도록 되어있다. 헤드와 셸 사이에 브레

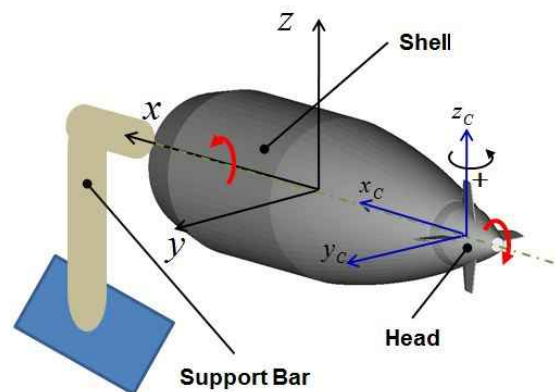


Fig. 1. Coordinates on the model

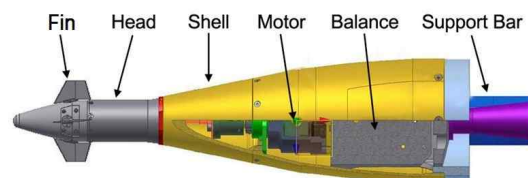


Fig. 2. Tested projectile configuration

이킹 장치를 설치하여 헤드의 회전수도 조정가능하도록 되어있다. 따라서 쉘과 헤드는 축방향(X-axis)에 대하여 독립적인 회전이 가능하며, 회전속도의 제어를 위하여 Elmo 프로그램[11]을 사용하였다. Fig. 2는 실험모델의 2차원 형상과 각 부품의 위치를 보여주고 있다.

Figure 3은 헤드부의 정면에서 캡처한 사진으로, 헤드부에 장착되어 있는 조종면 중에서 대칭되는 한 쌍의 조종면(1a, 1b)은 전진비행에 따라 자연스럽게 헤드부에서 회전력( $F_r$ )이 발생되도록 하기 위하여 동일 회전방향으로 받음각이  $20^\circ$ 가 되도록 장착하였다. 따라서 헤드의 앞에서 보았을 때, 헤드부는 시계방향으로 회전한다. 반면에 Fig. 3의 Y축상에 있는 한 쌍의 조종면(2a, 2b)은 헤드부의 회전속도 조정 및 발사체의 방향제어를 위하여 같은 방향으로 각도를 조정할 수 있도록 하였다. 조종면(2a, 2b)에서 각도의 변화는 최대  $9^\circ$ 까지 변경이 가능하며 실험에서는  $3^\circ$  간격으로 변경하였다. Fig. 4에서 보여주는 것과 같이 정밀

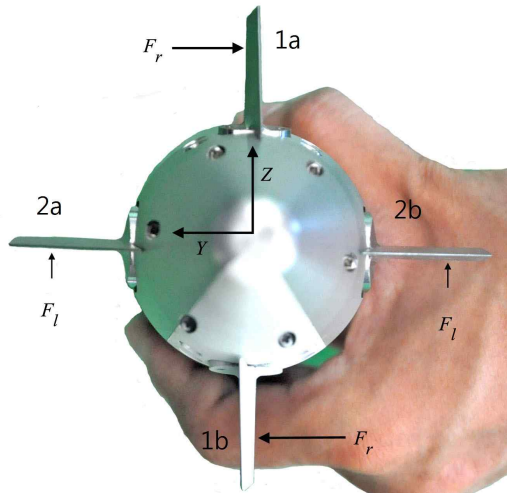


Fig. 3. Control fins on the head

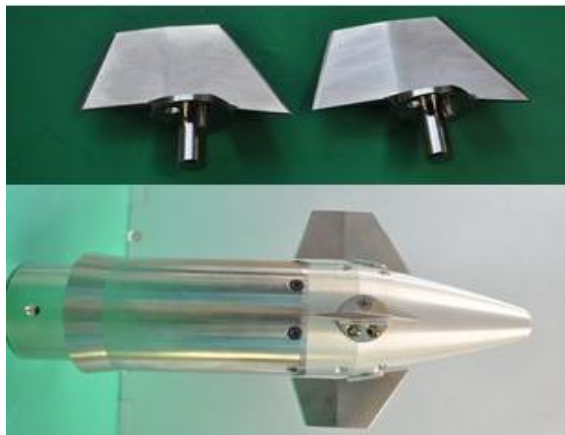


Fig. 4. Canards and head slot

한 각도조정을 위하여 헤드부에 미리 설정된 각도로 제작된 조종면을 헤드의 슬롯에 장착되도록 정밀가공 하였다.

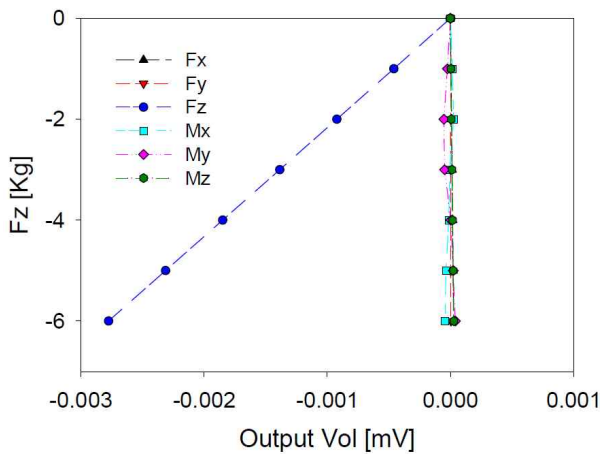
## 2.2 측정장치

실험에 사용된 풍동은 30 kW, 원형의 개방형 풍동을 사용하였다. 측정부에서의 유속은 40 m/s로 설정하였으며, 난류강도는 0.8% 이내였다. 또한 측정부에서의 유속 변화량은 평균 유속의 1% 이내였다. 실험모델에서 유동에 따른 힘과 모멘트를 측정하기 위하여 6분력 발란스를 제작하였으며, Table 1은 사용된 발란스의 사양을 보여주고 있다. 발란스에서 힘과 모멘트의 최대 스펬값은 CFD의 계산결과를 바탕으로 선정하였다. 발란스의 정밀도를 향상하기 위하여 발란스의 외경을 110 mm 까지 증대하였으며, 발란스는 헤드의 꼭지점으로부터 쉘직경 3배의 거리에 장착하였다. Fig. 5는 6분력에 대하여 교정작업을 수행하였을 때 얻어진 힘과 모멘트의 결과를 각각 하나씩 참고로 보여주고 있으며, 분력방향의 힘과 모멘트들 간의 상호간섭이 미미하게 발생되었음을 보여주고 있다.

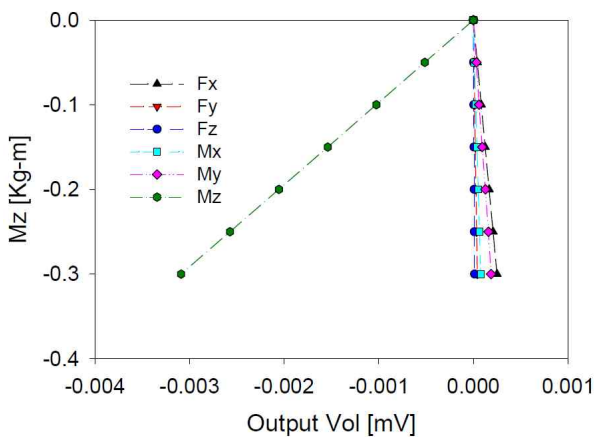
미사일형상 모델의 공력실험에서 발란스를 모델내부에 장착하는 경우에 발란스의 축방향과 모델의 축방향이 일치되게 설치하는 것이 통상적이지만, 본 실험에서는 모델의 자중방향과 발란스 축방향이 일치하도록 설치하였다. 이러한 이유는 축방향 힘의 값에 비하여 예측되는 모멘트의 값이 작기 때문이다. 이러한 방식의 채택으로 인하여 6분력 발란스에서 각 축의 최대 측정 스펬값을 예측값에 적합하도록 제작할 수 있었다. 아울러 발란스는 모델내부에 있는 지지대 위에 설치되고, 이 지지대는 모델의 뒷부분으로 나와서 측

Table 1. Specification of 6-axes components balance

| Contents            | Specification  |
|---------------------|--|
| Maker               | CasKorea   |
| Model               | MS-CSKB18-K006   |
| Rated Capacities    | $F_x=F_y=F_z=6\text{kgf}$<br>$M_x=M_y=M_z=0.6\text{Kgf.m}$ |
| Non-linearity       | $\pm 0.5\%$ at F.S   |
| Hysteresis          | $\pm 0.5\%$ at F.S   |
| Allowable Overload  | $\pm 150\%$ at F.S   |
| Degree of Interface | $\pm 3\%$ at F.S/F.S                                       |



(a) Lift force



(b) Yawing moment

Fig. 5. Calibration result of the six-axes component balance

정부 하단에 있는 고정장치에 설치되도록 하였다. 또한 실험에서 모델의 뒷부분에서 발생하는 후류에 의한 영향을 제거하기 위하여 모델의 단면과 동일한 원통형의 카바를 제작하여 고정장치의 영향이 없도록 하였다. 데이터의 획득은 NI9205 32채널의 장치를 사용하였다.

### III. 결과 및 토의

#### 3.1 무회전에서의 측정

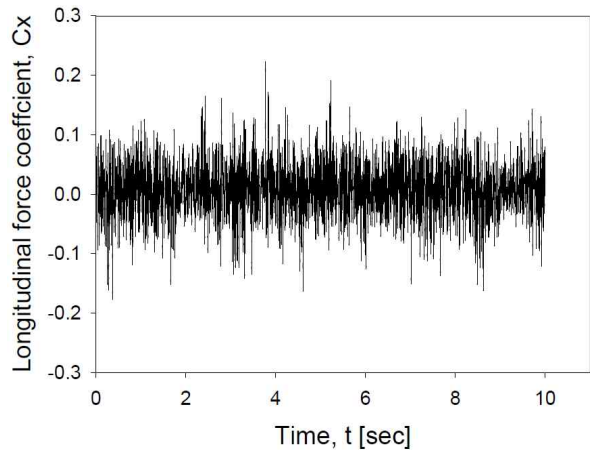
셀과 헤드가 회전하기 전에 공기의 속도를 40 m/s로 하였을 경우에 측정되어진 힘과 모멘트는 항력계수( $C_x$ )이 0.106으로 측정되었으며, 롤링모멘트( $C_{mx}$ )는 0.123으로 측정되었다. 힘은 동압과 셀단면으로 무차원하여 힘의 계수를 얻었으며, 모멘트는 추가적으로 셀의 직경을 추가하여 모멘트의 무차원계수를 얻었다. 항력은 모델의 존재에 의하여 당연히 측정되지만, 모델이 회전

하지 않았음에도 롤링모멘트가 측정된 것은 Fig. 3에서 보여주는 것과 같이 헤드의 회전을 위하여 20°의 받음각을 갖는 조종면(1a, 1b)에서 형성된 회전력( $F_r$ ) 때문에 얻어진 것이다. 방향 조정을 위한 조종면(2a, 2b)에서 형성되는 힘은 회전방향으로는 서로 상쇄되어지므로 롤링모멘트의 결과에 미치는 영향은 없다. 이 조종면에서는 각도를 최대 9°까지 변경하였어도 조종면과 각도변화가 그다지 크지 않음으로 인하여 양력계수( $C_l$ )은 0.0093으로 항력에 비하여 상당히 작은 값이 얻어졌다. 아울러 이 양력으로 0.031의 피칭모멘트 계수( $C_{my}$ )가 얻어졌다.

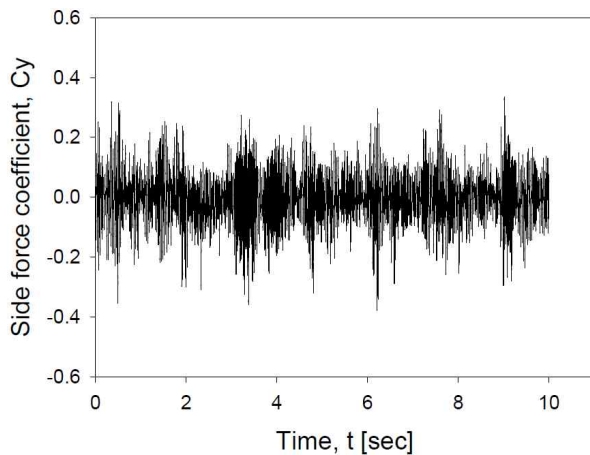
#### 3.2 회전수비( $\Omega$ )가 -2.186인 경우

셀을 고정하고 헤드부의 브레이크 힘을 제거하면 헤드부는 시계방향으로 회전(헤드부의 앞에서 보았을 경우)하게 된다. 이 때 측정된 회전속도는 513 RPM이 얻어졌다. 다음으로 셀의 브레이크 힘을 제거하고 헤드부의 회전방향과 반대되는 반시계방향으로 회전을 시켰을 때, 셀의 회전력으로 인하여 셀과 헤드사이에 브레이킹을 위한 마찰판의 영향으로 헤드의 회전속도는 줄어들게 된다. 셀의 회전속도를 반시계방향으로 160 RPM로 설정하였을 때 헤드부는 350 RPM으로 시계방향으로 회전하였다. 셀 회전수를 기준으로 헤드의 회전수와 의 비를 회전방향까지 고려하면 회전수비( $\Omega$ )는 -2.186이 된다. 헤드부와 셀사이의 브레이킹 장치에 가하는 마찰력의 증가에 따라 회전속도에 변화가 있으나, 셀은 모터에 의하여 회전하므로 모터의 회전속도를 증가하면 헤드부의 속도는 감소하게 되었다. 셀의 속도를 20 RPM 증가하였을 때 헤드부는 16 RPM 감소하였다. 헤드부의 회전속도는 방향조정을 위한 조종면에서의 각도를 변경하여도 회전속도의 변화는 동일하였다.

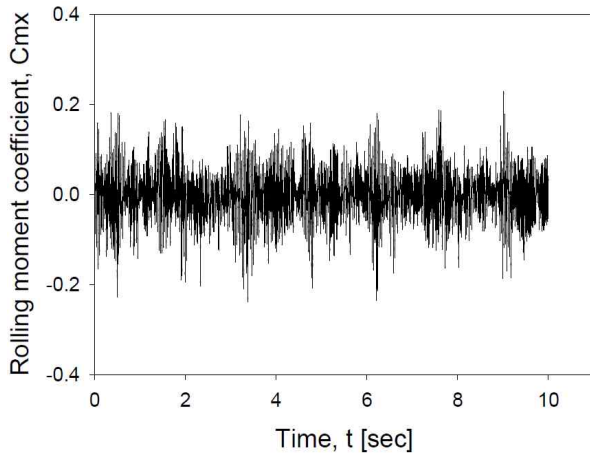
Figure 6은 방향제어용 조종면의 각도를 0°로 하여  $\Omega=-2.186$ 인 경우에 측정한 힘과 모멘트의 변화를 보여주고 있다. 측정개수는 초당 400개의 값을 획득하였다. 3개의 힘과 3개의 모멘트를 동시에 측정하였으나 여기서는 영향력이 큰 2개의 힘계수와 롤링모멘트계수를 나타내었다. 모델이 회전하므로 측정의 기준은 모델의 회전이 발생되기 전, 즉 무회전 상태에서 측정한 결과를 기준으로 나타내었다. 따라서 측정된 결과가 대체적으로 영점을 기준으로 진동하는 결과를 보여주고 있다. 따라서 유속이 없는 상태를 기준으로 구하고자 하면 앞서 측정된 항력과 회전력을 추가하면 된다. 측정의 결과에서 셀의 회전속도를  $\pm$



(a) Longitudinal force



(b) Side force

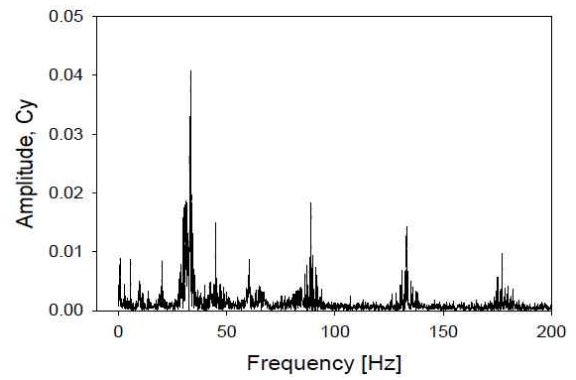


(c) Rolling moment

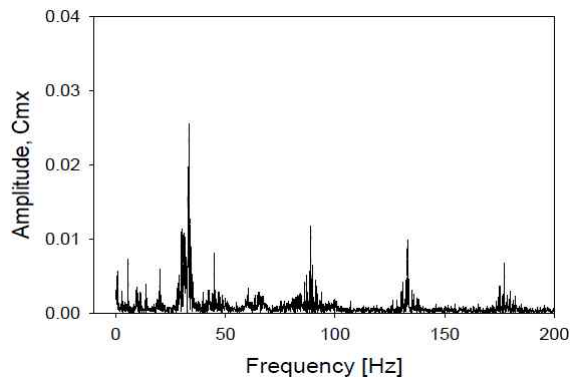
Fig. 6. Variation of measured forces and moment coefficient versus time

10RPM 변경하여도 비슷한 측정결과를 보여주었다.

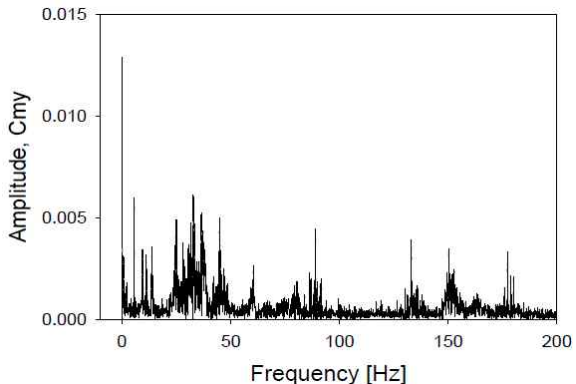
회전하는 모델에서 시간에 대하여 측정된 힘과 모멘트들은 여러 진동들이 혼합된 복잡한 형태를



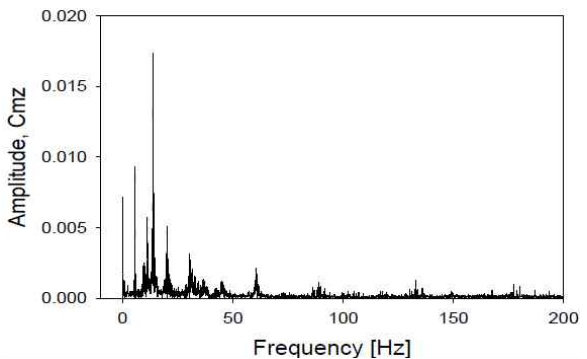
(a) side force



(b) Rolling moment



(c) Pitching moment



(d) Yawing moment

Fig. 7. Amplitude and frequency of the force and moment coefficient



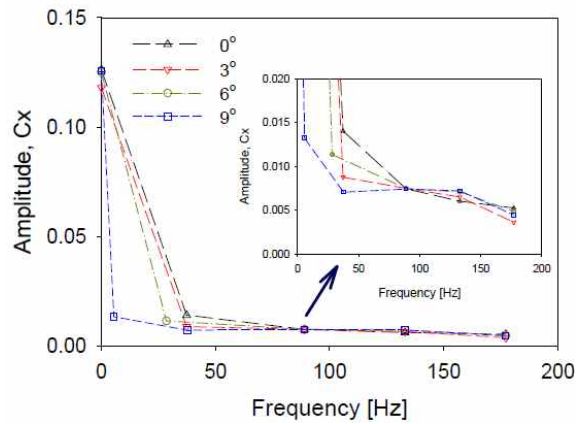
보여주었으며, 다른 회전속도에서 측정된 결과들도 마찬가지로의 형태를 보여주었다. 따라서 시간에 대하여 측정된 결과로부터 FFT 분석을 수행하여 측정결과에 영향을 미치는 성분을 Fig. 7에서 보여주고 있다. 회전에 따른 차이를 보기 위하여 기준점은 앞서와 같이 40 m/s의 속도에서 모델이 회전하지 않는 상태에서 측정된 결과를 기준으로 설정하였다. 따라서 초기에 측정되었던 값은 영의 주파수에 포함되어 있지 않다.

회전이 있는 경우에 Cy와 Cz는 측력으로 동일하게 나타났으며 여기서는 Cy의 결과만 나타내었다. FFT의 결과에서 보이는 바와 같이 헤드의 회전수와 같은 주파수에서 힘과 모멘트에 영향을 미치고 있음을 보이고 있다. 이러한 요인은 쉘과 헤드와 상호 반대방향으로 회전하므로 두 진동이 상호교차하면서 높은 주파수에서 큰 진폭의 파형이 형성되어 힘과 모멘트에 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 하지만 요잉모멘트에서는 고주파수에서의 영향은 미미함을 Fig. 7(d)에서 보여주고 있다.

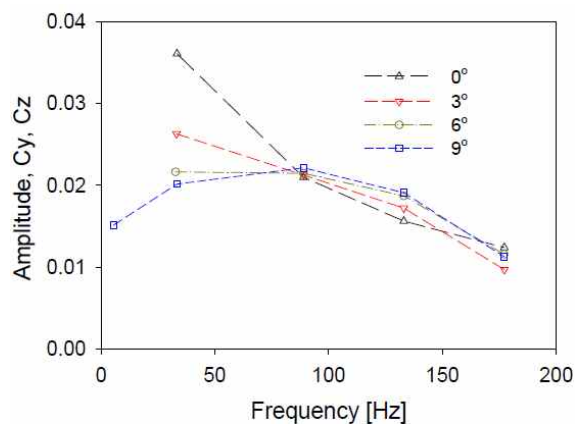
방향제어를 위한 조종면에서 각도를 변경하면서 실험을 수행하였다. 여러 실험의 결과를 종합적으로 나타내기 위하여 FFT 분석을 수행하여 영향력이 있는 진동의 성분을 주파수에 따른 진폭으로 나타내었다. 실험은 4번의 반복 실험한 결과를 바탕으로 얻어진 결과를 평균하였으며, 얻어진 결과에서 진폭의 변화폭은 ±8.5% 이내였다. 실험의 결과에서 주 관심이 되는 항력계수(Cx), 측력계수(Cy, Cz), 롤링모멘트계수(Cmx)에 대한 결과를 Fig. 8에서 보여주고 있으며, 그림에서의 각도는 방향제어용 조종면의 각변위를 의미한다.

Figure 8에서 주파수가 영인 경우에 얻어진 값은 유동이 있기 전의 상태를 기준으로 나타내기 위하여 40 m/s에서 모델이 회전하기 전에 측정된 값을 추가하였다. 따라서 측방향의 힘인 항력계수는 0.122의 값을 가지게 되었다. 정지상태의 경우에 얻어진 항력보다 14.7% 증가된 결과를 나타내었다. 주파수가 증가하면서 고주파에 있는 진폭은 점차적으로 약화되었으며 회전에 따른 항력의 성분에 고주파 성분의 영향은 미미하여 10% 미만의 영향력을 보여주었다.

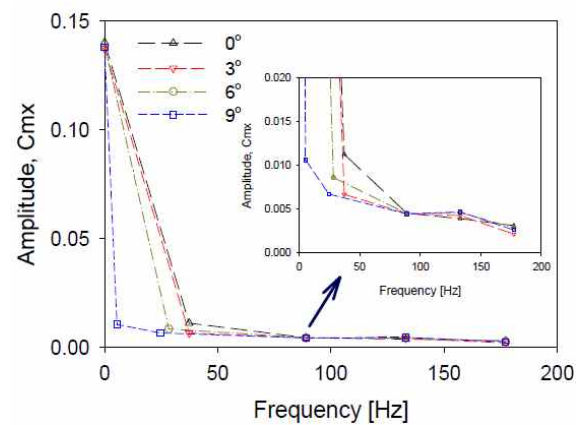
셸과 헤드부의 회전에 따라 지속적인 진동이 발생되며, 이 진동의 영향은 대부분 측면에서 측정되어지는 힘(Fy, Fz)에 영향을 미치게 된다. 두 힘의 측정은 회전을 하게 되면서 부터 차이가 미미한 비슷한 결과를 보여주었다. 낮은 주파수영역에서는 조종면의 각변위가 적을 때 높은 진폭



(a) Longitudinal force



(b) Side force



(c) Rolling moment

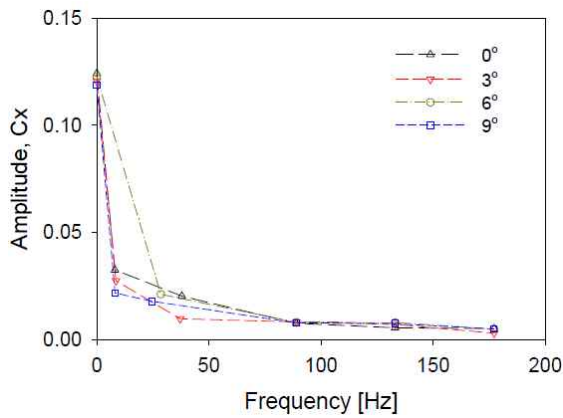
Fig. 8. Amplitude and frequency of the force and moment at  $\Omega=-2.186$

을 보여주었으며, 모델이 정지하였을 때 측정한 양력보다는 큰 값을 나타내었다. 반면에 롤링모멘트계수도 정지 시에 얻어진 값보다 큰 0.139의 회전력을 보여 주었으며 정지 시 대비 12.5% 회전력이 증가하였음을 보여주었다. 회전에 따른 고주파에서 진폭의 영향은 5% 정도의 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

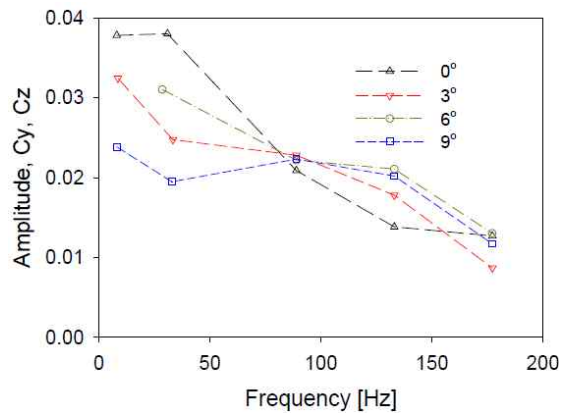
### 3.3 셀회전수 및 조종면 각도 변경

셀의 회전수를 변경하고 또한 방향제어를 위한 조종면에서의 각도를 변경하면서 실험을 수행하였다. 앞서와 같이 셀의 회전을 위하여 전기모터에 가한 전기력은 동일하며 단지 셀과 헤드부 사이의 브레이킹력을 약하게 하여 셀의 회전수를 200 RPM 으로 증대하고, 또한 헤드부의 회전수도

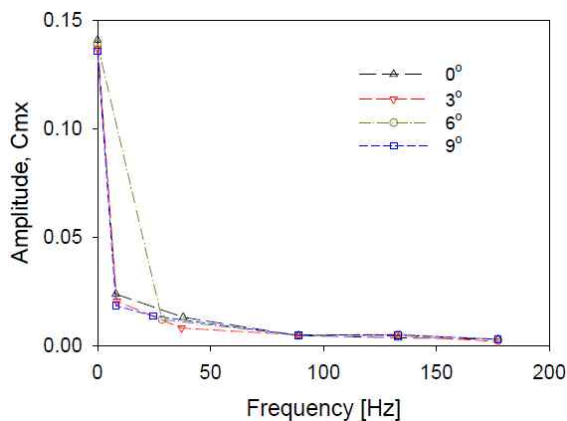
500 RPM으로 증대하여 상호 반대방향으로 회전하는 경우에 얻어진 결과( $\Omega=-2.5$ )를 Fig. 9에서 보여주고 있다. Fig. 8의 결과와 큰 차이를 보이지 않지만 측력의 경우에 저주파 영역에서 큰 진폭을 가진 성분이 나타나고 있음을 보여주고 있다. 이는 마찰력이 약화되면서 상호 영향을 미치는 성분 외에도 원래의 회전성분이 결과에 영향력을 나타내고 있음을 알 수 있다.



(a) longitudinal force

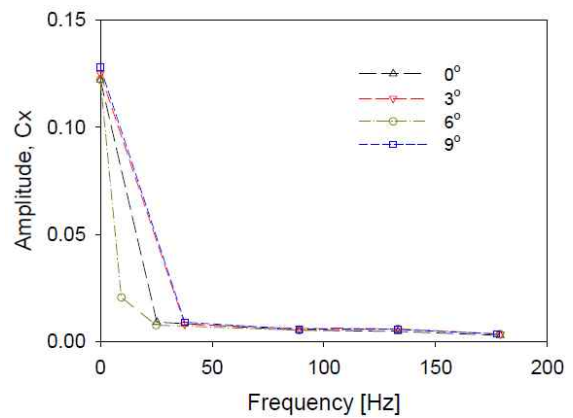


(b) Side force

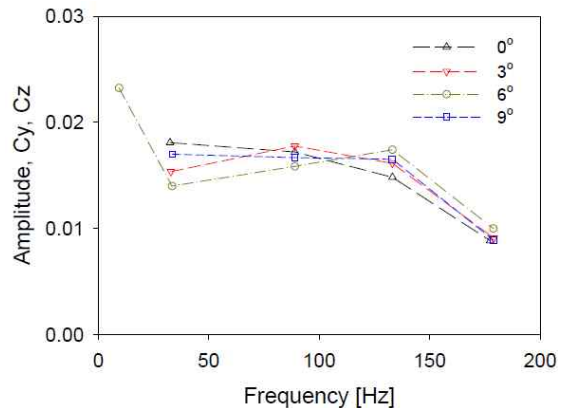


(c) Rolling moment

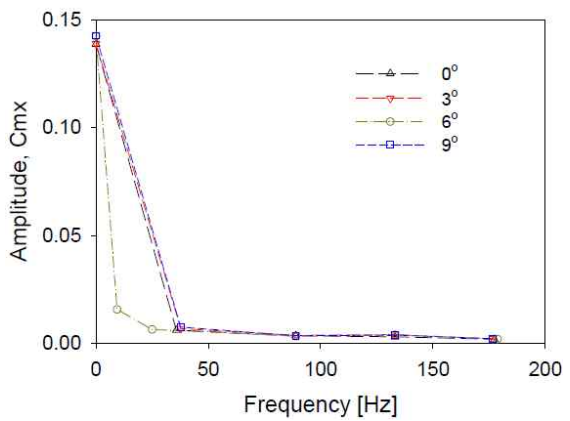
Fig. 9. Amplitude and frequency of the force and moment at  $\Omega=-2.5$



(a) Longitudinal force



(b) Side force



(c) Rolling moment

Fig. 10. Amplitude and frequency of the force and moment at  $\Omega=-0.793$

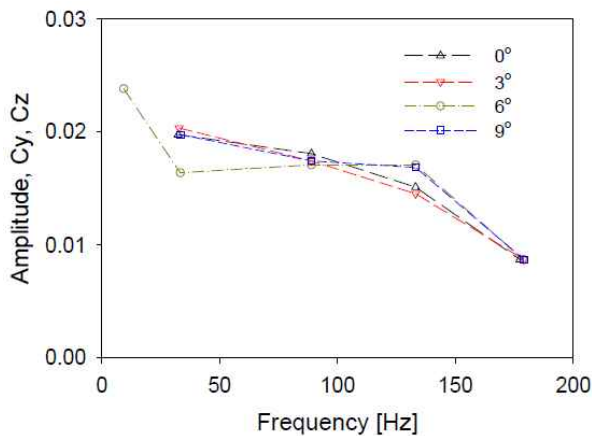


Fig. 11. Amplitude and frequency of the side force at  $\Omega=-1.234$

셀의 회전수를 증가하기 위하여 셀의 회전모터에 가하는 전력을 증가하였다. 따라서 셀의 회전수는 290 RPM 이 되었으며, 헤드부의 회전수는 230 RPM 으로 설정하였다. 이렇게 설정된 회전수( $\Omega=-0.793$ )에 측정된 결과로부터 영향력이 있는 주파수와 진폭을 Fig. 10에서 보여주고 있다. 셀속도 증가로 인하여 항력과 롤링모멘트의 변화에는 큰 차이가 없으나 측력의 경우에는 저주파 성분의 영향력은 줄어들었음을 알 수 있다. 아울러 고주파 성분의 영향이 증대되었으며, 고주파 성분에서 진폭의 감소율이 셀의 회전수가 낮은 경우에 비하여 완화된 결과를 보여주고 있다. 따라서 고회전의 경우에 고주파 성분의 영향이 증대됨을 알 수 있다.

앞서의 경우와 마찬가지로 셀의 회전모터에는 동일한 전기력을 가하고 셀과 헤드부의 브레이킹력을 완화하여 회전수의 변화를 얻었다. 셀의 회전수를 370 RPM 으로 설정하고, 헤드부의 회전수를 460 RPM 으로 설정하여 얻어진 결과( $\Omega=-1.243$ )를 Fig. 11에서 보여주고 있다. 항력과 롤링모멘트의 경우에 동일한 결과를 보여주었으므로, 측력의 경우만 나타내었다. 브레이킹력의 완화로 회전속도가 증가하였으므로 낮은 주파수영역에서 높은 진폭을 보여 주는 결과를 보였다. 따라서 셀의 회전수를 결정하는 모터의 회전수에 따라 진폭의 변화가 비슷하게 형성되었으며, 방향제어를 위한 받음각에 따른 차이는 헤드부를 회전하기 위한 조종면의 영향이 크기 때문에 나타나지 않았다.

#### IV. 결 론

본 연구에서 발사체의 셀과 헤드를 동시에 반대방향으로 회전하면서 헤드부에 있는 조종면의

각도를 변경하여 6분력의 힘과 모멘트를 측정하였다. 두 개의 회전이 반대방향으로 발생하므로 힘과 모멘트는 각자의 회전속도보다 높은 고주파 영역에서 형성된 파형들로 구성되었다. 아울러 셀의 회전수가 헤드부의 브레이킹력의 완화에 따라 증대하는 경우 낮은 주파수에서의 영향력이 증대하였다. 또한 제어를 위한 조종면의 각변위가 적은 경우에 낮은 주파수 영역에서 큰 진폭을 발생하였다. 반면에 셀의 회전수를 증대한 경우에 높은 주파수 영역에서 형성된 진폭의 크기가 상대적으로 증대하였으며 진폭의 감소율이 완화되었다.

#### 후 기

본 연구는 한화종합연구소의 지원으로 이루어졌으므로 이에 감사드립니다.

#### References

- 1) Oh, S., Kim, S., Lee, D., Choi, J. and Ahn, S., "Development of Magnus Effect Measurement Technique for Spinning Projectile," J. of KSAS, Vol. 35, No. 1, 2007, pp.79~86.
- 2) Je, S. E., "A Study on the Aerodynamics for a Spin-Stabilized Projectile with Control Surface," Gyeongang National University, PhD Dissertation, 2009.
- 3) Kim, K., "A Study on Course Correction Performance Expectation and Algorithm Implementation of 1D CCM," J. of the KIMST, Vol. 10, No. 1, 2007, pp.5~13.
- 4) Kim, K., Chung, M. and Hong, J., "A Study on Configuration Design of the 2D Course Correction Munition," J. of the KIMST, Vol. 11, No. 4, 2008, pp.5~12.
- 5) Corriveau, D., Berner, C. and Fleck, V., "Trajectory Correction Using Impulse Thrusters for Conventional Artillery Projectiles," 23rd Int. Symp. on Ballistics, Tarragona, Spain, April, 16-20, 2007.
- 6) Wernert, P., Leopold, F., Bidino, D. and Juncker, J., "Wind Tunnel Tests and Open-loop Trajectory Simulation for a 155mm Canards Guided Spin Stabilized Projectile," AIAA-2008-6881, Honolulu, Hawaii, USA, 2008.



7) Pettersson, T., Buretta, R., and Cook, D., "Aerodynamics and Flight Stability for a Course Corrected Artillery Round," 23rd Int. Symp. on Ballistics, Tarragona, Spain, April, 16-20, 2007.

8) Costello, M., Peterson, A., "Linear Theory of a Dual Spin Projectile in Atmospheric Flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, 2000, pp.789~797.

9) Wernert, P., "Stability Analysis for Canard Guided Dual-Spin Stabilized Projectiles," AIAA-2009-5843, Illinois, Chicago, USA, 2009.

10) Nygaard, A., and Meakin, L., "Aerodynamic Analysis of a Spinning Missile with Dithering Canards," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 5, 2004, pp.726-734.

11) Elmo, "Simple IQ Software Manual," Version 1.4, 2011.