論文

회전발사체 마그너스 특성에 관한 고속 유동장 실험연구

오세윤*, 이도관*, 김성철*, 김상호*, 안승기*

An Experimental Study on Magnus Characteristics of a Spinning Projectile at High Speed Region

Se-Yoon Oh*, Do-Kwan Lee*, Sung-Cheol Kim*, Sang-Ho Kim* and Seung-Ki Ahn*

ABSTRACT

The purpose of this research is to determine the dynamic Magnus effect data of a spinning projectile in wind-tunnel testing. In the present work, the high-speed wind-tunnel tests for the Magnus effect measurements were conducted on a 155-mm spin-stabilized projectile model in the Agency for Defense Development's Tri-Sonic Wind Tunnel at spin rates about 12,000 rpm. The test Mach numbers ranged from 0.7 to 2.0, and the angles of attack ranged from -4 to +10 deg. The validity of the wind-tunnel measurement techniques was evaluated by comparing them with the previous test results on the same configuration. The experimental results show that fair to good agreement is obtained with resonable accuracy.

초 록

본 연구의 목적은 풍동시험을 통해 회전발사체에서 발생하는 동적 마그너스 효과를 실 험적으로 측정하는데 있었으며, 이를 위해 약 12,000 rpm으로 회전하는 155-mm 회전발 사체 실험모형에 작용하는 마그너스 특성의 측정을 위한 고속풍동실험을 국방과학연구소 삼중음속풍동에서 수행하였다. 실험시의 마하수는 0.7~2.0까지였으며 이때의 받음각 구간 은 -4~+10 deg이었다. 풍동실험 측정기법의 유효성 평가를 위해 동일형상 모형에 대해 기 수행하였던 마그너스 측정결과와의 비교검토를 수행하였으며, 기존 연구결과들과 잘 부합됨을 확인하였다.

I.서 론

본 연구의 목적은 고속으로 회전하는 발사체 실험모형에 작용하는 마그너스 효과(Magnus effect or derivatives)[1-5]를 고속 유동장 조건에 서 측정하고 이를 해외 실험시설에서 동일형상 모형을 사용하여 측정한 실험결과[6]와 함께 비 교함으로서 두 실험결과 간의 상관관계(correlation) 특성을 확인하는 데에 있었다. 마그너스 효과나 롤감쇄(spin-damping or roll damping) 특성과 같은 회전동안정미계수(rotational dynamic derivatives)[7-9] 특성은 회전하는 유도탄이나 발 사체의 타격정밀도의 결정에 중요한 역할을 하지 만 중요 풍동실험항목인 정적안정성과 항력성능

Key Words : Magnus Effect(마그너스 효과), Spin-Stabilized Projectile(회전안정화 발사체), Spin Parameter or Reduced Frequency Parameter(무차원 회전특성인자), Uncertainty(불확도), Dynamic Stability(동안정성)

^{★ 2011}년 1월 31일 접수 ~ 2011년 4월 26일 심사완료
★ 정회원, 국방과학연구소 1-2 교신저자, E-mail:syoh@add.re.kr 대전광역시 유성우체국 사서함 35-12

자료에 대한 우선적인 실험요구와 제한된 예산 등 으로 인해 대개의 경우 마그너스 특성을 직접 측 정하기보다는 추정하여 사용하고 있는 실정이다.

일반적으로 이러한 동적하중 특성은 정적하중 에 비해 상대적으로 크기가 작고 회전하고 있는 모형으로부터 직접 측정해야 하기 때문에 높은 정확도로 측정하기가 매우 어려운데, 이러한 회 전-기반 동적특성의 부정확한 평가는 비행체의 궤적이나 비행특성에 실질적인 차이를 가져올 수 있으므로 측정을 통한 정확한 관련 특성들의 평 가가 요구된다. 회전 발사체의 비행 안정성(flight stability)을 나타내는 척도로는 일반적으로 정안 정성(static stability)과 회전안정성(gyroscopic stability) 및 동안정성(dynamic stability)이 있으 며, 자이로스코픽운동을 하는 비행체의 안정성은 회전안정계수(gyroscopic stability factor, Sg)와 동안정성계수(dynamic stability factor, S_d)를 사 용하여 평가할 수 있다. 그러나 회전안정계수 S_a 는 단지 피칭모멘트미계수(pitching moment derivative coefficient, C_m)만을 고려하기 때문에 미처 고려하지 못한 다른 공력계수의 영향으로 인한 불안정성이 발생할 수 있어 보다 엄격한 비 행안정성의 판단을 위해서는 동안정성계수 Sa를 주로 사용한다[2]. 회전하는 발사체는 표면을 따 라 흐르는 공기흐름에 의해 여러 종류의 힘과 모 멘트(forces and moments)가 발생하는데, 이러한 회전비행체의 비행특성해석에 필요한 공력계수에 는 일반적인 항력계수와 더불어 피칭모멘트미계 수, 피치댐핑계수, 수직력미계수, 롤감쇄계수 및 마그너스 모멘트미계수 등이 있다. 이중 마그너 스 특성은 회전비행체의 비대칭 경계층으로 인한 압력차이로 인해 발생하는 유동특성으로서 특히 마그너스 모멘트는 비행안정성 평가를 위한 동안 정성계수 S_g의 중요 입력요소에 해당한다.

본 연구에서 다루고자하는 고속 유동장 영역 에 대한 실험을 위해 마그너스 효과 실험장치의 개발과 관련 지상기능시험 및 저속풍동실험을 사 전에 수행한바 있다[10-11]. 본 논문에서는 고속 으로 회전하는 회전발사체 실험모형에 작용하는 마그너스 효과의 측정을 위해 수행하였던 고속풍 동실험 연구결과에 대해 기술하고 있다. 아울러 측정된 실험결과의 적합성의 확인을 위해 동일형 상모형에 대해 미국의 Arnold Engineering Development Center's Propulsion Tunnel 4T(AEDC-4T)에서 기 수행하였던 마그너스 측정 결과와의 상관관계 검토와 측정의 불확도 평가를 함께 수행하였다.

Ⅱ. 실험장치 및 방법

2.1 마그너스 효과

마그너스 효과란 그림 1에서와 같이 받음각 (α)을 갖고 고속으로 회전하는 비행체의 비대칭 경계층이나 높은 받음각에서의 박리점 비대칭으 로 인해 측력(side force)이 발생하는 현상을 말 하며 모형의 회전수(p, rad./sec)와 자유류 속도 (V)간의 벡터외적 방향으로 작용력이 발생한다. 한다. 이러한 마그너스 효과는 다음의 식과 같이 측정된 측력계수(side force coefficient, C_Y)와 요 잉모멘트계수(yawing moment coefficient, C_n)의 모형회전수에 대한 1차도함수 형태로 정의한다.

$$C_{Y_p} = \partial C_Y / \partial (pd/2V)$$
 (1)

$$C_{n_p} = \partial C_n / \partial (pd/2V)$$
 (2)

여기서 pd/2V는 모형의 기준길이(d)를 사용한 무차원 회전특성인자(spin parameter or reduced frequency parameter)에 해당한다[6-9]. 이외에도 경사진 꼬리날개(canted fin)나 회전구동 꼬리날 개(driven fins with zero cant angles) 및 비대칭 꼬리날개의 기저압력(base pressure) 등으로 인한 유사 마그너스 효과[9]가 있을 수 있으나, 본 연 구에서는 꼬리날개의 효과 없는 경계층이나 박리 점 비대칭으로 인한 마그너스 현상에 초점을 두 었다.

일반적으로 마그너스 효과를 측정하기 위한 풍동실험에서는 고속에서 비행하는 회전 비행체 의 공력특성을 모사하기 위해 모형을 고속으로 회전시킨 후 가속이나 감속시키면서 모형의 회전 수 변화에 따른 측력과 모멘트의 변화를 측정한 다. 따라서 모형의 회전에 따른 가/감속 시간과 최대회전수와 같은 실험장치의 가속특성과 감속 성능을 사전에 아는 것이 매우 중요하므로 지상 기능시험 등을 통해 이러한 실험장치 고유의 특 성과 구성품의 작동성능을 사전에 파악해야한다.



그림 1. 155-mm 회전발사체 실험모형

2.2 실험장치

고속으로 회전하는 회전발사체 모형에 작용하 는 마그너스 효과의 측정을 위한 고속풍동실험을 국방과학연구소 삼중음속풍동(Tri-Sonic Wind Tunnel, ADD-TSWT)[11-14]에서 수행하였다. 이 때의 실험 마하수(M)는 0.7~2.0이었으며 모형의 받음각 구간은 -4~+10 deg이었다. 고속실험에 사용된 삼중음속풍동은 불어내기(blow-down) 방 식으로 가변노즐을 사용하여 시험부의 마하수를 0.4~4.0까지 연속적으로 변화시킬 수 있으며 시 험부의 크기는 폭과 높이가 각각 1.2 m이다. 또 한 실험 마하수가 0.6~1.4 사이의 천음속 (transonic speed)인 경우에는 별도의 타공 벽면 (porous wall) 시험부를 사용하며, 시험유효가동 시간은 마하수에 따라 약 15초에서 45초까지 가 능하다. 그림 2는 마그너스 측정용 155-mm 회전 체 모형[11-14]이 삼중음속풍동에 장착된 형상을 보여주고 있다. 실험모형에 작용하는 공기역학적 인 힘과 모멘트는 후방지지봉 지지대(rear sting support)를 통해 모형내부에 장착된 6분력 내장 형밸런스(6-component internal balance)를 이용 하여 50 Hz의 샘플링 속도로 획득되었다. 마그 너스 측정에 사용된 내장형밸런스(KB-41-1.50-A) 의 측력(φ = 1.5 inch, 측력 최대하중 1,200 lbs) 측정에 관한 교정정밀도는 ±1.27 lbs (±5.65 N)였 으며, 자체 고압공기설비를 이용해 공급되는 고 압의 공기가 모형후방 내부에 장착되어있는 공압 터빈을 구동하여 모형을 회전시키도록 되어있다. 간헐(intermittent)식 풍동의 일종인 국방과학

연구소 삼중음속풍동에서 적용이 가능한 회전모 형의 설계를 위해서는 불어내기식 풍동에서 발생 하는 풍동시동하중(starting-load), 시험부 봉쇄도 (blockage)의 제한과 시험부 내부에서 발생하는 반사충격파의 영향 및 모형의 동적균형 등을 종 합적으로 고려해야만 한다. 고속 유동장 실험에 사용된 마그너스 실험모형은 그림 1에서와 같이 전방동체와 보트-테일(boat-tail) 형상의 후방동체 및 회전밴드(rotating band)로 구성된 일반적인발 사체 형상에 해당한다. 여기서 모형후방에 위



그림 2. 마그너스 시험장치 (ADD-TSWT)





치한 회전밴드는 비행체 발사 시에 생긴 강선을 모사하기 위해 모형표면에 가공한 홈(groove)들 을 말한다. 마그너스 모형은 그림 3과 같이 모형 회전을 위한 회전구동장치와 필요에 따라 모형의 회전 여부를 선택할 수 있는 잠금장치 및 회전수 측정장치 등의 구성품으로 구분된다.

고속풍동실험에 사용된 동적 회전실험장치는 최대 20,000 rpm까지 회전이 가능한 자유-회전-감소(free-spin-decay) 시스템을 채택하고 있다. 마그너스 효과의 측정을 위해 설치한 내장형 밸 런스를 두 개의 볼베어링이 지지하고 있으며 회 전모형의 기저면에 설치된 공압구동 터빈을 통 해 고압의 공기가 모형의 기저면을 통해 후방의 후류영역으로 배출되는 구조이다. 마그너스 시 험장치의 회전구동토크는 500 psia (3,447 kN/m²)의 공압조건에서 약 30 in·lbs이었다. 모 형의 회전수는 두 개의 비접촉식 광학센서 (optical sensor)와 회전수 측정면(RPM pick-up plate)을 통해 측정된다. 이러한 광학센서는 협 소한 내부공간에도 장착이 가능하고 기계적인 연결이 없이 비접촉방식으로 회전수의 측정이 가능한 정점을 갖고 있다. 광학센서를 사용하여 검출된 패턴신호(pattern signal)로부터 회전모형 의 속도, 위치 및 방위각(azimuth angle)의 측정 을 수행한다.

본 연구에서는 풍동실험 시의 안전성을 기하 기 위해 실험모형의 최대 회전수를 12,000 rpm 까지로 제한하였으며 이때의 회전수는 무차원 회 전특성인자 pd/2V = 0.157에 해당한다. 회전 실 험장치에서 발생할 수 있는 고속회전모형으로 인 한 회전진동이 발생하지 않도록 모형을 동적균형 잡기(±0.03 in·gm)[10]를 시켰으며, 실험 시의 레 이놀즈수는 대부분의 경우 7.6×10⁶/foot 가량이었 다. 실험모형에 작용하는 축력계수(axial force coefficient)는 모형의 기저면과 모형내부에 설치 된 공압관에서 측정된 기저압력과 공극압력 (cavity pressure)을 사용하여 보정(correction)하 였다.

Ⅲ. 시험결과 및 검토

회전체 모형에 작용하는 마그너스 특성을 마 하수와 받음각을 고정한 후 고속으로 회전시킨 회전모형의 회전수가 감속(spin-decay)되는 실험 구간으로부터 획득하였다. 이 때 측정된 마그너 스 힘과 모멘트 특성과 무차원 회전특성인자 간 의 기울기를 최소자승법을 통한 곡선적합(curve fitting) 과정으로부터 구하였다. 이러한 기울기는 힘과 모멘트에 대한 측정자료의 배제과정을 수행 하여 산출한 기울기로 곡선적합 후에 발생한 잔 차의 표준편차(σ)가 ±3σ 이상인 데이터를 잠재 적인 배제점(outlier)으로 간주하여 산출한 결과 이다. 실험결과간 상관관계 특성의 확인을 위해 기존에 수행하였던 마그너스 측정결과와의 검토 를 수행하였으며 기존 연구결과들과 잘 부합됨을 확인할 수 있었다.

3.1 측정의 불확도 평가

고속풍동실험 측정결과에 대한 불확도 평가 (uncertainty estimates)를 불확도 표준서인 AIAA Standard S-017A-1999[15]에 따라 수행하 였다. 표 1에는 본 연구에서 수행한 155-mm 회 전발사체 시험모형에 대한 정적 힘과 모멘트계수 에 대한 불확도 평가결과 (U_r) 가 제시되어 있다. 여기서 나타난 공력계수들은 실험모형의 면적 $(\pi d^2/4)$ 과 첨두부(nose tip)의 위치를 기준으로하 고 있으며 5번의 반복실험을 통해 얻어진 반복성 (repeatability values)은 $C_{Y_p} = \pm 0.01107$, $C_{n_p} = \pm 0.02237$ 이었다.

$\alpha = 9.92 \text{ deg}$

Response	Uncertainties(U_r)	Name
C _A	±0.0039	Axial force
C _Y	±0.0197	Side force
C _N	±0.0206	Normal force
Cl	±0.0093	Rolling moment
C	±0.0359	Pitching moment
C _n	±0.0475	Yawing moment
М	±0.0012	Mach number
α	± 0.0587 deg	Angle of attack

3.2 측정결과의 분석 및 비교평가

마그너스 측정의 유효성과 실험적합성의 검증 을 위해 동일형상모형에 대해 미국 AEDC-4T 풍 동에서 기 수행하였던 마그너스 측정결과와의 상 관관계 검토를 수행하였다. 그림 4부터 그림 7까 지는 미국 AEDC-4T와 ADD-TSWT 두 실험시설 에서 측정한 마그너스 측정결과를 함께 보여주고 있다. 이 결과는 시험부 마하수 0.7~2.0 조건에 서 모형의 받음각이 -4~+10 deg인 경우에 측정 한 힘과 모멘트계수를 무차원 회전특성인자에 대 해 나타낸 것으로 이때의 기울기가 구하고자하는 마그너스 효과에 해당한다.

그림에 나타난 실선은 마그너스 특성을 나타 낸다. 이러한 측정결과는 기존의 저속실험 연구 결과[10]와 비교할 때 고속풍동실험조건의 제약 과 더불어 측정센서의 교정정밀도 차이 등으로 인해 측정된 회전수의 범위가 상대적으로 좁고 마그너스 효과의 산포가 크다는 것을 알 수 있 다. 그림으로부터 고속풍동실험에서 측정된 마그 너스 효과가 무차원 회전특성인자에 대해 선형적 변화특성을 보임을 알 수 있는데, 이러한 선형성 은 마그너스 힘과 모멘트 미계수가 실험이 실시



그림 4. 마그너스 측정결과 (M=0.7, α=10 deg)



그림 5. 마그너스 측정결과 (M=0.9, α=4 deg)



그림 6. 마그너스 측정결과 (M = 1.0, α = 8 deg)



그림 7. 마그너스 측정결과 (M = 2.0, α = 8 deg)



그림 8. 받음각에 따른 마그너스 효과 (M=1.0)

된 무차원 회전인자 구간 내에서 일정[1-4]하다는 것을 의미하며, AEDC-4T 풍동에서 수행하였던 마그너스 측정결과와의 비교에서도 유사한 경향 을 보이고 있음을 알 수 있다. 이에 따라 삼중음 속풍동이 갖고있는 불어내기식 풍동 고유의 실험 제약조건에도 불구하고 마그너스 측정을 위한 고 속 풍동실험의 수행이 성공적이었다고 판단된다. 그림 8은 여러 가지 받음각 변화에 따른 마그 너스 특성(Magnus derivative)을 나타낸 결과이 다. 보다 정밀하고 동등한 측정결과들 간의 비교 를 위해 받음각 α=0°인 지점에서는 마그너스 효과가 존재하지 않는다는 점을 감안하여 측정된 실험결과들을 마그너스 효과가 없는 α=0°인 지점을 기준으로 보정하였다[14]. 마하수 1.0일 때의 마그너스 특성들(C_{Yp}, C_{np})에 대한 95% 신 뢰수준의 불확도는 각각 ±0.0216과 ±0.0546인 것으로 평가되었다. 이러한 측정결과간의 비교와 관련 불확도 평가결과를 고려할 때 만족할 만한 수준의 정확도로 고속 유동장에서의 마그너스 특 성측정이 수행되었다고 판단하였다.

받음각을 갖는 고속회전발사체의 비대칭 경계 층으로 인해 발생하는 마그너스 효과의 측정과 측정된 마그너스 측정결과의 실험적합성 확인을 위한 고속 풍동실험을 수행하였다.

고속회전이 가능한 회전체모형과 관련한 고속 유동장 측정기법의 개발을 통해 회전안정화 발사 체의 타격정밀도 향상에 필요한 기본요소 실험기 법을 확보하여 향후 풍동실험 소요에 대한 사전 대비를 할 수 있게 되었다. 또한 유사 연구결과 와의 비교를 통해 본 연구를 통해 수행된 고속 유동장 마그너스 측정결과의 유효성을 입증할 수 있었으며, 향후 보다 정밀도가 높은 센서의 적용 을 통해 측정의 정밀도와 신뢰성을 높일 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

1) Marquart, E. J., "Re-Engineering of the Spin-Damping and Magnus Measurement Technique at AEDC", AIAA-1998-0611, Jan. 1998.

2) Wincey, R. T., "Techniques for Determining Missile Parameters from a Wind Tunnel", Defense Intelligence Agency, MSC2-TM-95-001, Oct., 1995.

3) Marquart, E. J., "Free-Spin Damping Measurement Techniques", AIAA Paper 1993 -3457, 1993.

4) Prieur, J. and Sangnier, Ph., "New Testing Capabilities for the Supersonic Wind Tunnel S3MA of the ONERA MODANE Test Center", STA Meeting, April, 2001.

5) Malcom, G. N., "Rotary and Magnus Balances", AGARD, LS-114, 1981, Chap. 6.

6) Ng, Chiu H. and Han, Seungeuk, "155-mm Korean Extended Range Artillery Projectile Wind Tunnel Test Results", ARDEC (AEDC), Aug., 1996.

7) Jenke, L. M., "Experimental Roll-Damping, Magnus and Static-Stability Characteristics of Two Slender Missile Configurations at High Angles of Attack(0 to 90 deg) and Mach Number 0.2 through 2.5", AEDC-TR-76-58, June 1976.

8) Jacobson, I. D., "Magnus Characteristics of Arbitrary Rotating Bodies", AGARD-AG-171, 1973.

9) Schueler, C. J., "Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities", AGARD-AG-121, 1967.

10) 오세윤, 김성철, 이도관, 최준호, 안승기, "회전 발사체용 마그너스 효과 측정기법의 개 발", 한국항공우주학회지, 제35권 제1호, 2007, pp. 79-86.

11) 오세윤, 김성철, 이도관, 최준호, 안승기, "국과연 회전발사체용 마그너스 측정기술 개발", 제15회 지상무기 학술대회, 2007.

12) 오세윤, 김성철, 이도관, 김상호, 안승기, "회전발사체 마그너스 특성에 관한 고속 유동장 실험연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2009.11.12~13, pp. 49~52.

13) Se-Yoon Oh, Sung-Cheol Kim, Do-Kwan Lee, Sangho Kim and Seung-Ki Ahn, "Magnus Measurements of Spin-Stabilized Projectile Using Design of Experiments", AIAA-2009-5844, Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, Illinois, August 10~13, 2009.

14) Se-Yoon Oh, Sung-Cheol Kim, Do-Kwan Lee, Sangho Kim and Seung-Ki Ahn, "Magnus and Spin-Damping Measurements of a Spinning Projectile Using Design of Experiments", AIAA, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 47, No. 6, Nov.-Dec. 2010, pp. 974~980.

15) AIAA, "Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing", AIAA Standard, AIAA S-017A-1999, 1999.