

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.10.894>

회전발사체 미익형상 롤댐핑 특성에 관한 실험연구

오세윤*, 이도관*, 김성철*, 김상호*, 안승기*

An Experimental Study on Roll-Damping Characteristics
of a Finned Spinning Projectile

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

ABSTRACT

The purpose of this research is to investigate the dynamic roll-damping characteristics of a spin-stabilized projectile in wind-tunnel testing. In the present work, the high-speed wind-tunnel tests for the roll-damping measurements were conducted on a finned spin-stabilized projectile model in the Agency for Defense Development's Trisonic Wind Tunnel at spin rates about 8,000 rpm. The test Mach numbers ranged from 0.6 to 0.9, and the angles of attack ranged from 0 to +15 deg. The evaluation of the bearing friction parameter was also conducted to eliminate the tare damping moment from the aerodynamic damping moment.

초 록

본 연구의 목적은 풍동시험을 통해 회전발사체에서 발생하는 동적 롤댐핑 특성을 실험적으로 연구하는데 있었으며, 이를 위해 약 8,000 rpm으로 회전하는 회전발사체 실험모형에 작용하는 롤댐핑 특성의 측정을 위한 고속풍동시험을 국방과학연구소 삼중음속풍동에 수행하였다. 시험시의 마하수는 0.6~0.9까지의 천음속 영역이었으며 이때의 받음각 구간은 최대 0~15 deg에 해당하였다. 측정된 공기역학적 댐핑 특성으로부터 회전체의 마찰 특성을 공제하기 위한 베어링 마찰특성에 대한 평가도 함께 수행하였다.

Key Words : Wind-Tunnel Testing(풍동시험), Roll-Damping(롤댐핑), Spin-Stabilized Projectile(회전안정화 발사체), Spin Parameter(무차원 회전특성인자)

1. 서 론

회전하는 발사체(projectile)에는 비행체의 표면을 따라 흐르는 공기의 흐름에 의해 여러 종류의 힘과 모멘트가 발생하게 된다. 회전비행체의 비행특성해석에 필요한 공력계수중 하나인 롤댐핑 모멘트(roll-damping moment)는 비행체 중심축

의 회전에 저항하는 모멘트 특성을 나타내는 동안정미계수로서 비행안정성(flight stability) 평가를 위한 중요 공력특성요소중 하나에 해당한다. 고속으로 회전하는 발사체의 경우 롤댐핑 모멘트는 스피너댐핑 모멘트(spin-damping moment)라고도 불린다[1].

실물비행체의 롤댐핑 모멘트와 같은 비행안정성을 얻기 위해서는 많은 경비가 소요되는 비행 실험을 수행해야하므로 설계초기 단계에서는 주로 이론이나 경험적인 방법에 의존하여 이러한 비행특성을 예측하고 설계과정의 진행에 따라 풍동시험(wind-tunnel testing)과 탄도학실험(aero-

† 2012년 7월 24일 접수 ~ 2012년 9월 12일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 1-2

교신저자, E-mail : syoh@add.re.kr

대전광역시 유성우체국 사서함 35-12

ballistic range testing)을 수행하는 것이 일반적이다. 또한 축소모형이나 실제크기 형상에 대한 실험은 설계개념의 확정과 설계개발 마지막 단계인 설계점 성능의 확인과 관련 예측기법의 검증을 위해서도 요구된다. 따라서 축소모형을 사용하는 풍동시험이나 탄도학실험 등의 지상모사실험은 이론기반 평가기법의 검증과 공력계수 데이터의 정확도 향상을 위해 꼭 필요한 비행체 개발과정이라고 할 수 있다. 롤댐핑 모멘트와 같은 동적하중 특성은 정적하중에 비해 상대적으로 크기가 작고 고속으로 회전하는 모형으로부터 직접 측정해야 함으로 이를 높은 정확도로 측정하기가 매우 어렵다[1-6]. 이러한 동적특성의 부정확한 평가는 비행체의 궤적이나 비행특성의 차이를 초래할 수 있으므로 정확한 측정을 통한 관련 특성들의 평가가 요구된다.

본 연구에 앞서서는 동체 기본형상(body alone)에 관한 롤댐핑측정 실험연구를 이미 수행한바 있다[7-9]. 본 연구에서는 기존의 연구대상이 미익(tail fin)이 없이 동체만으로 구성된 기본형상 회전체에 국한되었으므로 이에 미익이 장착된 회전발사체 형상[10-11]에 대한 연구를 추가로 수행하게 되었다. 본 논문에서는 천음속으로 비행하며 초고속으로 회전하는 미익형상 회전발사체 실험모형에 작용하는 롤댐핑 특성의 측정을 위해 수행하였던 고속 풍동시험방법과 측정결과에 대해 기술하고 있다. 측정된 실험결과와 비교를 위해 동체 기본형상에 대한 실험도 함께 수행하였으며 실험적합성의 확인을 위해 시뮬레이션 예측결과(simulation prediction)와의 비교를 수행하고, 측정된 공기역학적 댐핑 측정결과로부터 회전체 실험모형이 가지고 있는 회전마찰 특성을 제거시키기 위해 실험모형의 베어링 마찰특성에 대한 평가도 함께 수행하였다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 롤댐핑 모멘트

모형에 회전운동이 가해질 경우 모형에 작용하는 공기역학적인 힘은 모형의 회전운동에 저항하여 회전의 반대 방향으로 회전수를 감소시키려는 작용력(롤댐핑모멘트)을 발생시킨다. 일반적으로 롤댐핑 모멘트는 측정센서로부터 직접 측정되지는 않고 실험결과와의 조합으로부터 수학적으로 유도되는 특징을 갖고 있다. 롤댐핑 모멘트계수(roll-damping moment coefficient) C_b 는 식 (1)과 같이 모형회전특성에 대한 롤링모멘트계수

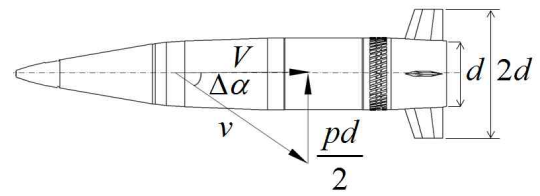


Fig. 1. 무차원 회전특성인자(spin parameter)

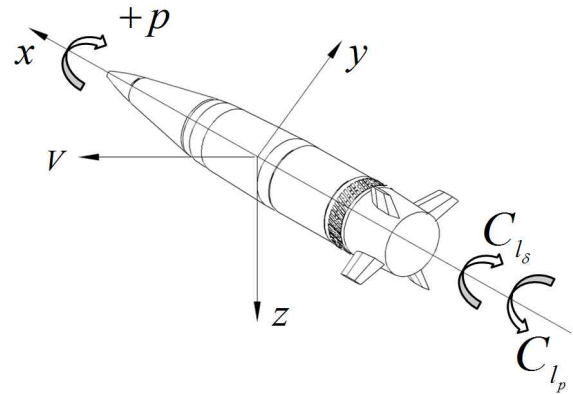


Fig. 2. 회전발사체 모형과 롤댐핑 관련 작용력

(rolling moment coefficient) C_l 의 모형회전수(angular roll rate p , rad./sec)에 대한 1차 도함수로 형태로 정의한다.

$$C_b = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{p L_{ref}}{V}\right)} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pd}{2V}\right)} \quad (1)$$

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{pd}{2V} \approx \frac{pd}{2V} \quad (2)$$

여기서 pL_{ref}/V 는 모형의 기준길이 L_{ref} 를 사용한 무차원 회전특성인자(spin parameter)[1-3,9]로서 식 (2)에 해당한다. 식 (1)에서 모형의 기준길이(L_{ref})에는 Fig. 1에서와 같이 모형의 직경(d)과 관련하여 $d/2$ 가 주로 사용되며 V 는 풍동시험시의 속도, v 는 회전모형에 작용하는 국부 속도벡터에 해당한다.

비행체가 회전수 p 로 회전하고 있을 때 회전운동에 따라 발생하는 비행체 가로방향 국부 받음각 $\Delta\alpha$ 의 변화량은 Fig. 1과 같이 국부 수직력과 항력의 하중분포와 양력벡터의 경사짐을 초래시키며 Fig. 2에서와 같이 회전방향의 반대방향으로 작용하는 롤댐핑 모멘트를 발생시킨다. 이때 회전변수인 회전수 p 는 모형의 롤방향 회전으로 인해 발생하는 유효 받음각의 접선성분[2]

에 해당하며 p 가 포함된 식 (2)의 무차원 회전특성인자는 실물크기 비행체의 실험조건에 해당하는 롤방향 회전수를 결정하는데 있어서 반드시 일치시켜야하는 상사변수(*scaling parameter*)에 해당한다. 따라서 축소 실험모형의 제작을 위해 실물의 기준길이 d 가 일정량만큼 축소된다면 동일한 국부 받음각 $\Delta\alpha$ 의 유지를 위해서는 롤방향 회전속도 p 가 증가되어야 한다.

2.2 자유회전 측정방식

롤댐핑 특성 측정기법을 구분하게 되면 크게 자유회전(*free-spin*) 방식과 구속회전(*constrained-spin*) 방식으로 나눌 수 있다. 본 연구에서 다루고 있는 자유회전 실험방식의 범주에서는 모형의 중심축에 대한 운동방정식에서 롤각(*roll angle*, ϕ)방향의 가속이 존재하는 $\dot{p} \neq 0$ 인 경우와 $\dot{p} = 0$ 인 정상상태 경우인가에 따라 여러 가지의 롤댐핑 측정방식이 있을 수 있다. 실제 풍동시험에서는 풍동시험장치마다의 고유특성에 따라 각기 다른 실험방식을 선택하게 되며 이에 따라 서로 다른 자료획득 프로세스를 갖게 된다. 자유회전방식 측정방식을 분류하자면 Fig. 3에서와 같이 대략 다섯 가지 방식으로 분류할 수 있으며 이러한 실험방식분류에는 모형과 모형지지대간에 직결링 키지를 갖지 않는 거의 대부분의 롤댐핑 측정기법이 포함된다.

자유회전 측정방식은 편향날개(*canted fins*)나 공압터빈과 같은 별도의 구동장치를 사용하여 모형을 강제적으로 회전시키고 원하는 회전수를 얻게 되는 회전가속 후에는 실험방식에 따라 회전수 p 가 일정(*steady-state rotation*)하게 유지되거나

나 실험모형을 강제로 회전시킨 구동장치가 분리되어 회전감소(*spin-down*)가 일어나도록 한다.

2.3 스핀감소시험

식 (3)은 자유회전하는 대칭 비행체의 세로방향 축에 대해 단순화시킨 운동방정식으로 자유회전방식 모형의 중심축(x)에 작용하는 모멘트와 각 운동량의 변화율을 등식화하여 얻어진다[1,3].

$$I_x \ddot{\phi} = I_x \dot{p} = L_T = L_a + L_p p \tag{3}$$

여기서 L_a 는 편향날개에 의한 공기역학적인 롤링모멘트(*rolling moment due to control deflection*) $C_{l_\delta} \delta q S d$ 에 해당하고 L_p 는 단위 롤방향 회전 당 공기역학적인 롤댐핑 모멘트(*damping-in-roll moment per roll rate*) $C_{l_p} q S d^2 / 2V$ 에 해당하며 L_T 는 이들 축방향 모멘트를 모두 합한 전체 롤링모멘트에 해당한다. 또한 I_x 는 모형의 회전중심축을 따라 회전하는 모형에 결합되어 있는 모든 장착물에 대한 관성모멘트를 말한다.

Fig. 3에서 3)번 실험방식을 제외하고는 모두 시간 t 에 따른 모형의 회전수 데이터 p 만이 롤댐핑 모멘트계수의 산출에 사용되며 이 경우는 동체 기본형상이나 자체 회전능력이 없는 미익형상(*un-canted fins*)의 경우에 해당한다. 초기조건 $t = t_1$ 일 때 $\dot{\phi} = p_1$ 을 이용하여 식 (3)을 적분하고, 정상상태 회전속도 $p_s = 0$ 이고 $C_{l_\delta} = 0$ 인 일반적인 경우를 가정하면 다음의 식 (4)와 같이 간략하게 표현할 수 있다.

$$C_{l_p} = \frac{I_x}{(t_2 - t_1)} \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \left(\frac{2V}{q S d^2} \right) \tag{4}$$

주어진 시스템의 댐핑특성이 지수함수 형태적(*exponentially-damped*)라고 가정할 수 있다면 단지 두개의 지점에 대한 롤변수들(p, t)의 획득만으로도 식 (4)를 곡선적합(*curve fitting*)하여 롤댐핑 모멘트계수를 쉽게 구할 수 있다. 롤댐핑 측정결과에 회전모형의 베어링 마찰에 의한 영향을 감안하기 위해서는 진공상태[2,4]에서 모형을 회전시켜 얻은 마찰력 기반 롤댐핑모멘트 특성을 풍동시험에서 획득한 전체 롤댐핑 모멘트로부터 공제시켜 베어링 마찰이 포함되지 않은 순수한 롤댐핑 모멘트를 획득할 수 있다.

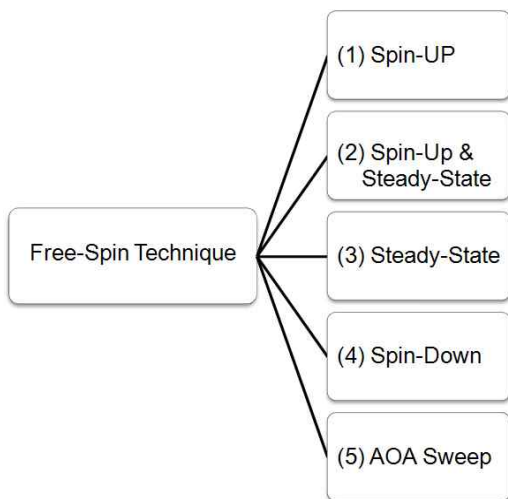


Fig. 3. 자유회전 방식 롤댐핑 측정방법의 분류

2.4 정상상태 스핀시험

Figure 3의 3)번 실험방식에서는 정상상태의 회전수 p_s 와 더불어 정적 롤링모멘트계수 $C_{l\delta}$ 을 필요로 하지만 I_x 와 같은 관성모멘트 특성을 필요로 하지는 않는다. 식 (3)에 가속이 없는 정상상태 회전조건 $\dot{p}=0$ 와 $p=p_s$ 를 대입하고 무차원화하면 다음의 식 (5)에서와 같이 $C_{l\delta}$ 와 C_{lp} 의 관계를 구할 수 있다. 따라서 편향날개를 갖는 정상상태 스핀시험의 경우 정적 롤링모멘트($C_{l\delta}$)와 정상상태 회전수(p_s)를 측정하게 되면 목표로 하는 롤댐핑 모멘트 계수를 구할 수 있다.

$$0 = L_a + L_p p_s$$

$$C_{lp} = -C_{l\delta} \delta \frac{2V}{p_s d} \tag{5}$$

정상상태 스핀시험의 경우에도 베어링 마찰력에 의한 영향을 감안해야 하며 이 경우 식 (5)는 베어링의 마찰효과가 포함된 좀 더 복잡한 형태로 바뀌어야 한다.

2.5 실험장치

고속으로 회전하는 미익형상 회전발사체 모형에 작용하는 롤댐핑 모멘트의 측정을 위한 실험 연구를 국방과학연구소 삼중음속풍동(Fig. 4)에서 수행하였다. 이때의 실험 마하수(M)는 0.6~0.9이었으며 모형의 받음각(α) 구간은 0~15 deg이었다. 고속실험에 사용된 삼중음속풍동은 불어내기(blow-down) 방식으로 가변노즐을 사용하여 실험부의 마하수를 0.4~4.0까지 연속적으로 변화시킬 수 있으며 실험부의 크기는 폭과 높이가 각각 1.2 m이다. 또한 실험 마하수가 0.6~1.4 사이의 천음속(transonic speed)인 경우에는 별도의 타공벽면(porous wall) 실험부를 사용하며, 실험유효가동시간은 마하수에 따라 약 15초에서 45초까지 가능하다. 간헐(intermittent)식 풍동의 일종인 국

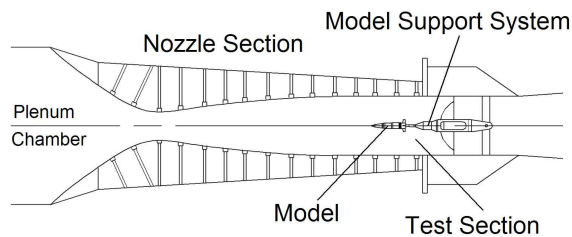


Fig. 4. 국과연 삼중음속풍동 (ADD-TSWT)

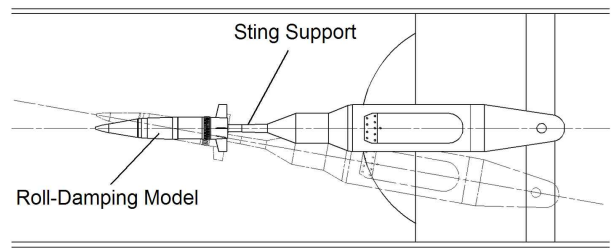


Fig. 5. 시험부 장착 롤댐핑 실험장치 구성

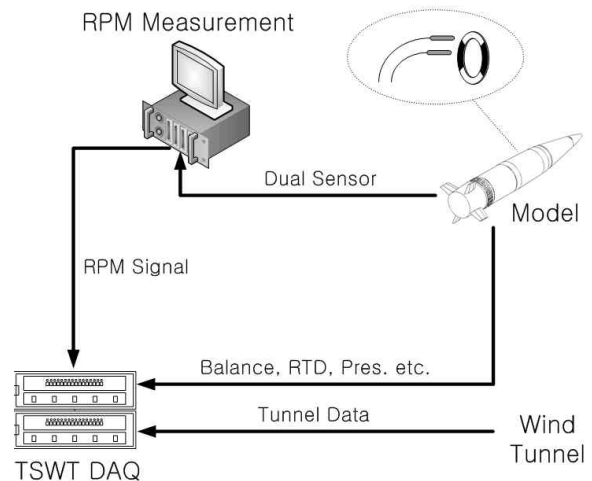


Fig. 6. 회전수 측정시스템의 구성

방과학연구소 삼중음속풍동[7-9]에서 적용이 가능한 회전모형의 설계를 위해서는 불어내기식 풍동에서 발생하는 풍동시동하중(starting-load), 실험부 봉쇄도(blockage)의 제한과 실험부 내부에서 발생하는 반사충격파의 영향 및 모형의 동적균형을 종합적으로 고려해야만 한다.

Figure 5는 롤댐핑 측정용 회전체 미익형상 모형이 삼중음속풍동에 장착된 형상을 보여주고 있다. 회전모형(봉쇄도 0.95%)은 Fig. 5에서와 같이 전방동체와 보트-테일(boat-tail) 형상의 후방동체 및 회전밴드(rotating band)와 회전제어용 미익으로 구성되어있다[9]. 고속풍동시험에 사용된 동적 회전실험장치[9]는 최대 20,000 rpm까지 회전이 가능한 자유-회전-감소(free-spin-decay) 시스템을 채택하고 있으며 두개의 볼베어링(TIMKEN Corp., P/N:S3342BMTE5P5115L01)이 회전모형을 지지하고 있다. 모형의 회전구동은 모형기저면에 설치된 공압구동 터빈을 통해 고압의 공기가 모형 후방의 후류영역으로 배출되는 구조이다. 실험모형의 회전구동은 자체 고압공기설비를 이용해 공급되는 고압의 공기가 모형후방 내부에 장착되어있는 공압터빈을 구동하여 모형을 회전시키도록 되어있다.

모형의 회전수는 Fig. 6에서와 같이 두 개의 비접촉식 광학센서(optical sensor)와 회전수 측정면(RPM pick-up plate)을 통해 측정된다[9]. 이러한 광학센서(OMRON Corp., E32-D11, E3X-F21)는 협소한 내부공간에도 장착이 가능하고 기계적인 연결이 없이 비접촉방식으로 회전수의 측정이 가능하므로 롤댐핑 계수에 영향을 주지 않는 장점을 가진다. 광학센서를 사용하여 검출된 패턴 신호(pattern signal)로부터 회전모형의 속도, 위치 및 방위각(azimuth angle)의 측정을 수행하며, 두 개의 다른 측정 알고리즘을 동시에 적용하여 측정의 정확도를 높이고, 측정결과와 유효성을 실시간으로 검출한다.

III. 실험결과 및 검토

본 연구에서는 풍동시험 시의 안전성을 기하기 위해 실험모형의 최대 회전수를 8,000 rpm까지로 제한하였으며 실제비행체의 비행조건에 해당하는 회전수는 무차원 회전특성인자 약 $pd/2V = 0.157$ 에 해당하며 대부분의 경우 실험 시의 레이놀즈수는 2.99×10^6 (직경 기준)가량이었다.

3.1 측정의 불확도 평가

고속풍동시험 측정결과에 대한 불확도 평가(uncertainty estimates)를 불확도 표준서인 AIAA Standard S-017A-1999[12]에 따라 수행하였다. 표 1에는 스피ن감소시험 중에 획득한 힘과 모멘트계수에 대한 불확도 평가결과(U_r)가 제시되어 있다. 여기서 나타난 공력계수들은 실험모형의 면적($\pi d^2/4$)과 첨두부(nose tip)의 위치를 기준으로하고 있다. 마하수 0.7, 받음각 5 deg 조건에서 4회 반복 실험하여 얻어진 동체 기본모형

Table 1. 불확도 평가결과 (M = 0.60, $\alpha = 10$ deg)

Coefficient	Uncertainties	Name
C_A	± 0.0481	Axial force
C_Y	± 0.0603	Side force
C_N	± 0.0924	Normal force
C_l	± 0.0373	Rolling moment
C_m	± 0.4766	Pitching moment
C_n	± 0.2214	Yawing moment
M	± 0.00	Mach number
α	± 0.06 deg	Angle of attack

에 대한 롤댐핑 반복성(repeatability values) 평가결과는 $C_{l_p} = -0.03091 \pm 0.00110$ 이었다.

3.2 베어링 마찰특성 평가

Fig. 7은 회전모형에 장착된 베어링 마찰특성을 평가한 결과로 실험여건상 진공상태가 아닌 지상 정지 조건에서 획득된 결과이다. 이러한 측정결과에는 베어링 마찰력뿐 아니라 정체공기(still air)로 인한 댐핑이 포함되었으나 이에 대한 영향은 순수한 댐핑효과에 비해 상대적으로 작다고 평가한 참고문헌[1,6]의 평가결과를 참고하여 마찰특성을 평가하였다. Fig.으로부터 베어링 마찰 모멘트는 시간이 경과함에 따라 일정한 크기로 작용함을 알 수 있었다. 이러한 베어링 마찰효과는 동체형상에서 발생하는 전체 댐핑특성 $L_{X_{Body}}$ 의 약 20%이었으며 미익형상 전체 댐핑특성 $L_{X_{Body + Tail}}$ 의 약 0.3%로 댐핑특성이 큰 미익형상에서는 동체형상에 비해 상대적으로 적은 양에 해당하였다. 따라서 마찰특성의 측정오차로 인한

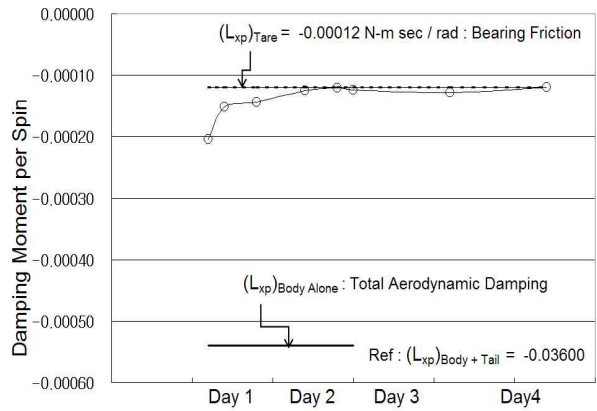


Fig. 7. 베어링 마찰력 변수 측정결과

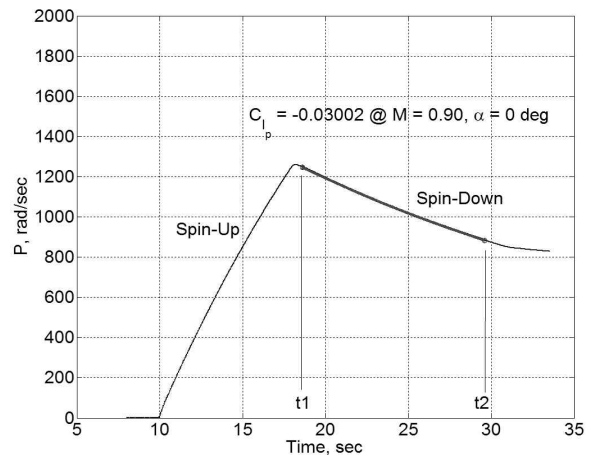


Fig. 8. 동체기본 형상 롤댐핑

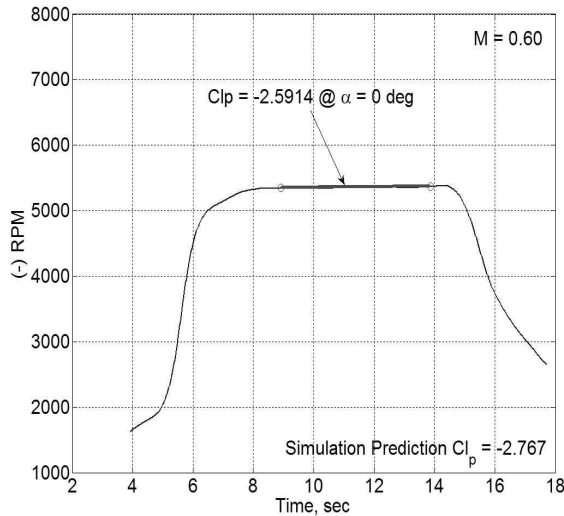


Fig. 9. 미익형상 롤댐핑 ($M = 0.60$)

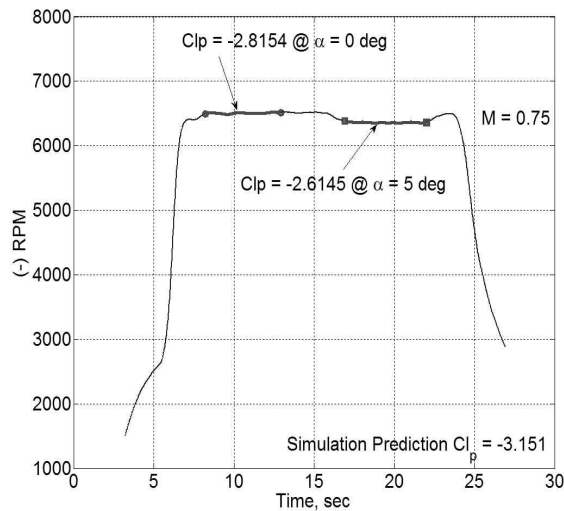


Fig. 10. 미익형상 롤댐핑 ($M = 0.75$)

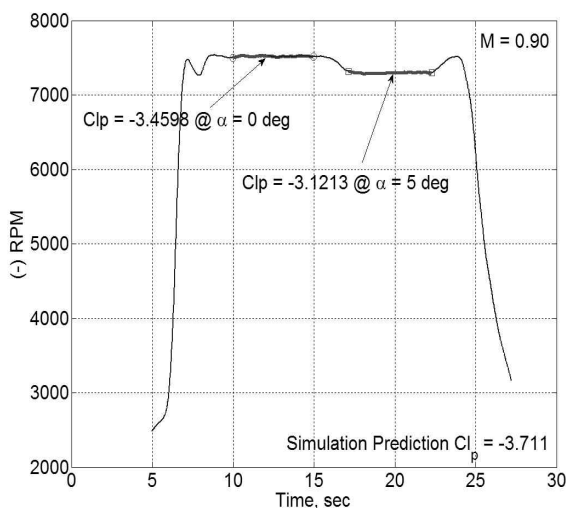


Fig. 11. 미익형상 롤댐핑 ($M = 0.90$)

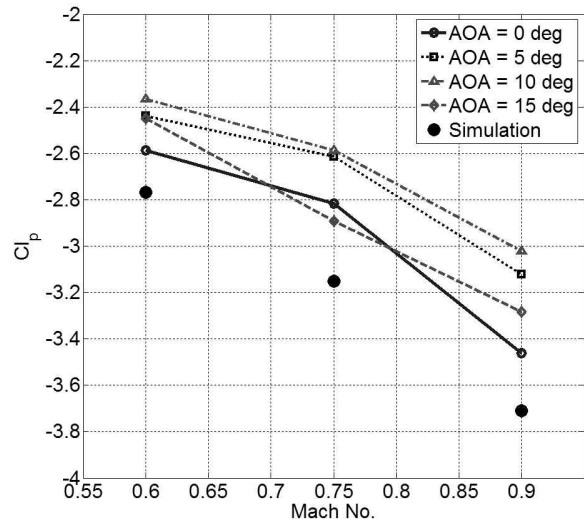


Fig. 12. 마하수-받음각 변화에 따른 롤댐핑 특성

롤댐핑 측정결과의 영향은 미익장착 형상의 경우 크지 않을 것으로 판단된다.

3.3 결과분석 및 비교평가

Figure 8은 동체형상 모형의 롤댐핑 모멘트계수 산출과정을 보여주고 있다. 동체모형 스피ن감속실험의 경우 마하수와 받음각을 고정한 후 식 (4)를 사용하여 롤댐핑계수의 측정을 수행한다. 본 연구의 경우 별도로 평가된 베어링 마찰 영향을 전체 측정값으로부터 제거하여 최종적인 롤댐핑 특성을 구하였다. 그림에서 굵은 선으로 나타난 t_1 에서 t_2 사이의 구간은 회전감속 구간에서의 유효 롤댐핑계수 측정구간을 나타내며 실험을 통해 각기 다른 두 가지 상태의 (p_1, t_1) , (p_2, t_2) 값을 알 수 있게 된다면 이 때 측정된 회전체의 회전수 p 와 시간 t 간의 관계로부터 지수함수에 관한 곡선적합 과정[9]을 통해 롤댐핑계수 C_{lp} 를 구할 수 있다.

Figure 9부터 Fig. 11까지는 식 (5)의 정상상태 회전수 p_s 와 정적 롤링모멘트 $C_{l\delta}$ 의 관계를 이용하여 변위각 $\delta_{Tail} = -15$ deg인 미익형상에 대한 롤댐핑 특성을 측정된 결과로 베어링 마찰특성이 제거된 순수한 댐핑특성에 해당한다. Fig.에서 굵은 선으로 표시된 부분은 받음각과 마하수가 유지되는 유효측정구간에 해당하며 실험 여건에 따라 1회 시험시 최대 두 가지 조건의 받음각에 대한 공동시험을 수행하였다. 이러한 측정결과는 시뮬레이션 예측결과와는 약 6.3~10.7% 가량의 차이를 보였으나 이러한 차이는 시뮬레이션 예측결과가 설계 초기의 자료임을 감안할 때

허용할만한 수준이라고 판단된다.

Figure 12는 마하수와 받음각 변화에 따른 $\delta_{\text{Tail}} = -15 \text{ deg}$ 인 미익형상의 롤댐핑 특성을 나타낸 결과로 마하수가 증가함에 따라 댐핑량이 점차 증가하였으며 받음각이 증가함에 따라 댐핑량이 감소하다가 받음각 10 deg이후에는 다시 증가하는 특성을 보이고 있음을 알 수 있었다.

IV. 결 론

회전발사체 미익형상의 중요 동적 공력특성의 하나인 롤댐핑 특성의 측정과 베어링 마찰특성의 평가를 위한 실험연구가 수행되었다. 베어링 마찰특성을 반영한 동체 기본형상과 미익형상에 대한 롤댐핑 특성의 비교연구를 통해 회전감소 및 정상상태 회전방식 시험기법의 유효성을 확인 할 수 있었다. 미익형상의 경우 베어링 마찰력의 영향이 미미하지만 동체 기본형상의 경우 마찰특성의 영향이 약 20% 가량 차지함을 알 수 있었다. 향후 다른 비행체 형상에 대한 비교실험수행과 마찰력 특성에 대한 추가적인 연구를 통해 롤댐핑 측정의 정밀도와 신뢰성을 좀 더 높일 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) Schueler, C. J., Ward, L. K. and Hodapp, A. E. Jr., "Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities", AGARDograph 121, Oct. 1967, Chap 1~Chap 3..
- 2) Marquart, E. J., "Re-Engineering of the Spin-Damping and Magnus Measurement Technique at AEDC", AIAA-1998-0611, Jan. 1998.
- 3) Wincey, R. T., "Techniques for Determining Missile Parameters from a Wind Tunnel", Defense Intelligence Agency,

MSC2-TM-95-001, Oct., 1995.

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

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

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

- 7) 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.

- 8) 오세윤, 이도관, 김성철, 김상호, 안승기, "국과연 회전발사체용 롤댐핑 측정기술 개발", 국방과학연구소 제 19회 지상무기 학술대회, 2011. 7.

- 9) 오세윤, 이도관, 김성철, 김상호, 안승기, "회전발사체 롤댐핑 특성에 관한 고속 유동장 실험연구", 한국항공우주학회지, 제39권 제10호, 912~918, 2011. 10.

- 10) 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.

- 11) 오세윤, 이도관, 김성철, 김상호, 안승기, "회전발사체 미익형상 롤댐핑 특성에 관한 실험연구", 군사과학기술학회 2012년 종합학술대회, 경주, 2012. 6.

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