

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.912>

회전발사체 롤댐핑 특성에 관한 고속 유동장 실험연구

오세윤*, 이도관*, 김성철*, 김상호*, 안승기*

An Experimental Study on Roll-Damping 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 roll-damping data of a spinning projectile in wind-tunnel testing. In the present work, the high-speed wind-tunnel tests for the roll-damping measurements were conducted on a 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 1.05, 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.

초 록

본 연구의 목적은 풍동실험을 통해 회전발사체에서 발생하는 동적 롤댐핑 특성을 실험적으로 측정하는데 있었으며, 이를 위해 약 12,000 rpm으로 회전하는 회전발사체 실험모형에 작용하는 롤댐핑 특성의 측정을 위한 고속풍동실험을 국방과학연구소 삼중음속풍동에서 수행하였다. 실험시의 마하수는 0.7~1.05까지의 천음속 영역이었으며 이때의 받음각 구간은 -4~+10 deg이었다. 풍동실험 측정기법의 유효성 평가를 위해 동일형상 모형에 대해 기 수행하였던 롤댐핑 측정결과와의 비교검토를 수행하였다.

Key Words : Roll-Damping(롤댐핑), Spin-Stabilized Projectile(회전안정화 발사체), Spin Parameter or Reduced Frequency Parameter(무차원 회전특성인자),

1. 서 론

고속으로 비행하는 항공기나 유도탄은 비행 중에 만나는 교란(disturbance)에 의해 여러 자유도(degree-of-freedom)를 포함하는 복잡한 거동으로 반응하게 된다. 비행체의 형상을 연구하는 공력설계 단계에서는 최종 설계형상의 성능규격을

만족시키기 위해 사전에 비행체의 동적거동 특성을 적절하게 예측할 수 있어야만 좋은 비행체를 설계할 수 있다[1]. 비행체 설계자는 비행 안정성(flight stability) 데이터에 대한 해석과 더불어 통합설계시스템에 미치는 이들 데이터의 정확도와 영향성에 관심을 기울이게 된다. 비행안정성 데이터를 얻는 방법으로는 설계초기에는 이론이나 경험적인 방법을 사용하는 방법이 있을 수 있으며 설계과정이 진행됨에 따라 풍동실험(wind tunnel testing)이나 탄도학실험(aero-ballistic range testing)과 같은 실험도 수행하게 된다. 또

† 2011년 7월 20일 접수 ~ 2011년 9월 17일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail: syoh@add.re.kr

대전광역시 유성우체국 사서함 35-12, 1-2

한 궁극적으로는 최종 실물비행체의 데이터를 얻기 위해 많은 경비가 소요되는 비행실험을 수행하는 방법이 있을 수 있다.

일반적으로 예비설계(preliminary design)와 같은 초기설계단계에서는 비행체의 성능평가를 위해 이론이나 경험적인 데이터에 전적으로 의존할 수밖에 없지만 이러한 초기설계단계 이후에는 설계개념의 확정을 위해 적절한 축척을 사용하는 모형실험의 수행이 필요로 하게 된다. 또한 설계개발의 마지막 단계에서는 설계점 성능의 확인과 비행체 설계를 위해 확립된 이론과 관련 예측기법의 검증에 대한 축소모형이나 실제크기 형상에 대한 비행실험이 요구된다. 이들 방법 중 축소모형을 사용하는 풍동실험이나 탄도확실험 등의 지상모사실험은 비행체 개발과정에서 이론기반 평가기법의 검증과 비행체의 성능예측에 사용되는 공력계수 데이터의 정확도 향상을 위해 꼭 필요한 과정으로 알려져 있다.

회전하는 발사체(projectile)는 비행체의 표면을 따라 흐르는 공기의 흐름에 의해 여러 종류의 힘과 모멘트(forces and moments)가 발생하게 된다. 비행체에 작용하는 공기역학적인 이러한 회전비행체의 비행특성해석에 필요한 공력계수로는 항력계수와 더불어 피칭모멘트미계수, 피치댐핑계수, 수직력미계수, 롤댐핑계수 및 마그너스 모멘트미계수 등이 있다. 이러한 공력계수 중에서 롤댐핑 모멘트(roll-damping moment)는 비행체의 중심축의 회전에 대해 저항하는 롤링모멘트 특성을 나타내는 동안정미계수로서 비행안정성(flight stability) 평가를 위한 중요 공력특성요소로 해당하며 일반적으로 마그너스 효과 측정실험과 함께 수행되어진다[2-6]. 본 연구에서와 같이 고속으로 회전하는 발사체의 경우 스피너댐핑 모멘트(spin-damping moment)라고도 불린다. 일반적으로 롤댐핑과 같은 동적하중 특성은 정적하중에 비해 상대적으로 크기가 작고 회전하고 있는 모형으로부터 직접 측정해야 하기 때문에 높은 정확도로 측정하기가 매우 어려운데, 이러한 회전기반 동적특성의 부정확한 평가는 비행체의 궤적이나 비행특성에 실질적인 차이를 가져올 수 있으므로 측정을 통한 정확한 관련 특성들의 평가가 요구된다.

본 연구에서 다루고자하는 고속 유동장 영역에 대한 롤댐핑 측정실험을 위해 관련 실험장치의 개발과 관련 지상기능실험 및 저속풍동실험을 사전에 수행한바 있다. 본 논문에서는 고속으로 회전하는 회전발사체 실험모형에 작용하는 롤댐핑특성의 측정을 위해 수행하였던 고속풍동실험

방법과 연구결과에 대해 기술하고 있다. 아울러 측정된 실험결과와 적합성의 확인을 위해 동일형상모형에 대해 미국의 Arnold Engineering Development Center's Propulsion Tunnel 4T(AEDC-4T)에서 기 수행하였던 롤댐핑 측정결과[7,9]와의 비교평가를 함께 수행하였다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 롤댐핑 모멘트

모형에 회전운동이 가해질 경우 모형에 작용하는 공기역학적인 힘은 모형의 회전운동에 저항하여 회전을 감소시키려는 롤링모멘트를 발생시킨다. 일반적으로 롤댐핑 모멘트는 직접적으로 측정되지 않고 실험결과와 조합으로부터 유도되는 특징을 갖고 있다. 롤댐핑 모멘트계수(roll-damping moment coefficient) C_{lp} 는 식 (1)과 같이 모형회전특성에 대한 롤링모멘트계수(rolling moment coefficient) C_l 의 모형회전수(angular roll rate p , rad./sec)에 대한 1차 도함수로 형태로 정의한다.

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{p L_{ref}}{V}\right)} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{p d}{2V}\right)} \quad (1)$$

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

여기서 pL_{ref}/V 는 모형의 기준길이 L_{ref} 를 사용한 무차원 회전특성인자(spin parameter or reduced frequency parameter)로서 식 (2)에 해당한다. 식 (1)에서 모형의 기준길이(L_{ref})에는 그림 1에서와 같이 모형의 직경(d)과 관련하여 $d/2$ 가 주로 사용되며 V 는 풍동실험시의 속도, v 는 회전모형에 작용하는 국부 속도벡터에 해당한다.

비행체가 기체축을 회전축으로 하여 모형의 회전수 p 로 회전하고 있을 때 비행체 표면상의 각 지점들은 나선경로(helix path)[1]를 따르게 되며, 회전운동에 따라 발생하는 비행체 가로방향(span-wise) 국부 받음각 $\Delta\alpha$ 의 변화량은 그림 1과 같이 국부 수직력과 항력의 하중분포 및 양력

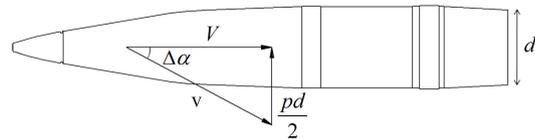


그림 1. 무차원 회전특성인자(spin parameter)

벡터의 경사짐을 초래하며 회전방향의 반대방향으로 작용하는 롤링모멘트를 발생시킨다. 이때 회전변수인 회전수 p 는 모형의 롤방향 회전으로 인해 발생하는 유효 받음각(effective angle of attack)의 접선성분(tangent)[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 기준길이 d 가 실물크기에서 일정량 축소된다면 동일한 국부 받음각의 유지를 위해 롤방향 회전속도 p 가 증가되어야함을 의미한다.

회전발사체의 롤댐핑 특성은 주로 실험적인 접근방법을 통해 측정하게 되는데 이를 구분하면 그림 2와 같이 크게 자유회전(free-spin) 방식과 구속회전(constrained-spin) 방식의 두 가지로 나눌 수 있다. 본 연구에서 다루고자하는 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 경우나에 따라 측정방식의 분류가 달라진다.

식 (3)은 단순화시킨 자유회전하는 대칭 비행체의 세로방향 축에 대한 운동방정식으로 자유회전방식의 모형의 중심축에 작용하는 모멘트와 각 운동량의 변화율을 등식화하여 얻어졌다[1,3].

$$I_x \ddot{\phi} = I_x \dot{p} = L_T = L_a + L_p p \quad (3)$$

여기서 L_a 는 편향날개(canted fins)에 의한 공기역학적인 롤링모멘트(rolling moment due to control deflection) $C_{l_s} \delta q S d$ 에 해당하며 L_p 는 단위 롤회전당 공기역학적인 롤댐핑 모멘트(damping-in-roll moment per roll rate) $C_{l_p} q S d^2 / 2V$ 에 해

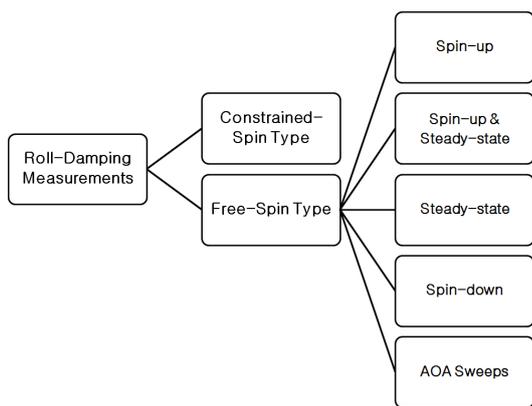


그림 2. 롤댐핑 자유회전 측정방식의 분류

당하고 L_T 는 이들을 합한 전체 롤링모멘트에 해당한다. I_x 는 모형의 회전중심축을 따라 회전하는 모형에 결합되어있는 모든 장작용에 대한 관성모멘트를 말한다. 그림 3에는 회전발사체 모형에 작용하는 롤댐핑 관련 작용력을 도시한 결과가 나타나 있다.

2.2 자유회전기법

자유회전방식은 모형과 모형지지대간에 직결링키지를 갖지 않는 모든 롤댐핑 측정기법을 포함한다[3]. 이러한 자유회전기법은 편향날개나 별도의 공압구동장치를 사용하여 모형을 강제적으로 회전시키는 방식을 말하며 회전가속 후에는 실험방식에 따라 롤회전수 p 가 일정하게 유지되거나 구동장치가 분리되어 회전수 감소(spin-down)가 일어나도록 한다. 실제 풍동실험에서는 여러 가지 실험방식에 따라 각기 다른 자료획득구간을 갖는다. 자유회전방식을 분류하면 그림 2에서와 같이 ① 회전수 증가구간의 실험(spin-up), ② 회전수 증가구간과 정상상태 구간을 포함하는 실험(spin-up & steady-state), ③ 정상상태 구간만의 실험(steady-state), ④ 회전수 감소구간의 실험(spin-down) 및 ⑤ 받음각 변화 동안 연속적인 실험(angle of attack sweeps) 등으로 나눌 수 있다. 이중 ③번 실험방식을 제외하고는 모두 시간에 따른 모형의 회전수 데이터 p 만이 롤댐핑 계수의 산출에 필요하다. ③번 실험방식에서는 정상상태의 회전수(p_s)와 더불어 정적 롤링모멘트계수 C_{l_s} 도 함께 필요하며 I_x 와 같은 관성모멘트 특성들을 필요로 하지는 않는다. 롤댐핑 모멘트 측정에는 그림 2에서와 같이 여러 가지 다양한 방식의 자유회전기법이 사용되는데 이는 모두 동일한 방식에서 분화된 실험기법으로 좀 더 정밀한 운동방정식[1-6]을 필요로 하는가의 여부에 따라 풍동실험에 적용되는 운동방정식이 약간씩

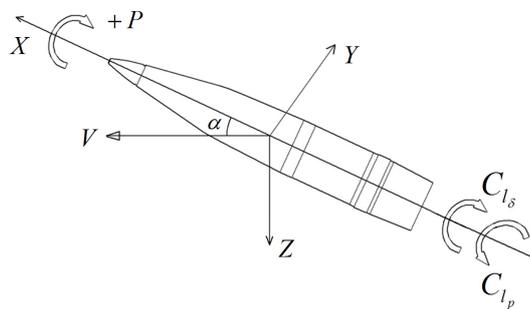


그림 3. 회전발사체 모형과 롤댐핑 관련 작용력

달라진다. 초기조건 $t = t_1$ 일 때 $\dot{\phi} = p_1$ 을 이용하여 식 (3)을 적분하면 식 (4)를 얻을 수 있다.

$$\dot{\phi} = p = \left(p_1 + \frac{I_a}{L_p} \right) e^{\frac{I_x}{L_x}(t-t_1)} - \frac{I_a}{L_p} \quad (4)$$

식 (3)에 정상상태 회전조건 $\dot{p} = 0$ 와 $p = p_s$ 를 대입하면 식 (5)와 같이 정상상태 회전변수 p_s 를 구할 수 있으며 이를 이용하면 C_{l_s} 와 C_{l_p} 의 관계도 함께 구할 수 있다.

$$p_s = - \frac{L_a}{L_p} \quad (5)$$

$$C_{l_s} = - C_{l_p} \frac{p_s d}{\delta 2V}$$

식 (4)와 식 (5)를 이용하여 롤댐핑 모멘트계수 C_{l_p} 에 대해 정리하면 다음의 식 (6)을 얻을 수 있다.

$$C_{l_p} = \frac{I_x}{(t_2 - t_1)} \ln \left(\frac{p_2 - p_s}{p_1 - p_s} \right) \left(\frac{2V}{q S d^2} \right) \quad (6)$$

따라서 I_x 와 p_s 와 각기 다른 두 가지 상태의 (p_1, t_1) , (p_2, t_2) 값을 알 수 있다면 C_{l_p} 와 C_{l_s} 를 계산할 수 있게 된다. $p_s = 0$ 인 일반적인 상황에서는 $C_{l_s} = 0$ 가 되어 식 (6)은 식 (7)과 같이 간략하게 표현될 수 있다.

$$C_{l_p} = \frac{I_x}{(t_2 - t_1)} \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \left(\frac{2V}{q S d^2} \right) \quad (7)$$

시스템의 댐핑특성이 지수함수 형태적 (exponentially-damped)라고 가정할 수 있고 베어링 마찰력에 의한 영향을 무시할 수 있다면 단지 두개의 지점에 대한 롤변수들(p, t)의 획득만으로도 식 (6)을 곡선적합(curve fitting)하여 롤댐핑 모멘트계수를 쉽게 구할 수 있다. 베어링 마찰력에 의한 영향을 감안해야할 경우에는 진공상태 [2,4]에서 모형을 회전시켜 얻은 측정데이터(p, t)를 곡선적합하여 얻은 롤댐핑특성을 풍동실험에서 획득한 롤댐핑 모멘트로부터 공제시켜 베어링 마찰력이 포함되지 않은 순수한 롤댐핑 모멘트를 획득할 수 있으며 이 경우 식 (6)은 베어링의 마찰효과가 포함된 좀 더 복잡한 형태로 바뀌어야 한다.

2.3 실험장치

롤댐핑 측정장치는 모형의 회전에 의해 발생되는 공기역학적인 롤댐핑 모멘트를 측정하는 장치를 말한다. 고속으로 회전하는 회전발사체 모형에 작용하는 롤댐핑 모멘트의 측정을 위한 고속풍동실험을 국방과학연구소 삼중음속풍동 (Tri-Sonic Wind Tunnel, ADD-TSWT)에서 수행하였다. 이때의 실험 마하수(M)는 0.7~1.05이었으며 모형의 받음각(α) 구간은 -4~+10 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, 실험유효 가동시간은 마하수에 따라 약 15초에서 45초까지 가능하다. 간헐(intermittent)식 풍동의 일종인 국방과학연구소 삼중음속풍동에서 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.

그림 4는 마그너스/롤댐핑 측정용 회전체 모형[10-14]이 삼중음속풍동에 장착된 형상을 보여주고 있다. 실험모형에 작용하는 공기역학적인 힘과 모멘트는 후방지지봉 지지대(rear sting support)를 통해 모형내부에 장착된 6분력 내장형밸런스(6-component internal balance)를 이용하여 50 Hz의 샘플링 속도로 획득되었다. 마그너스 효과 측정에 사용된 내장형밸런스(KB-41-1.50-A)의 축력(직경 1.5 inch, 축력 최대 하중 1,200 lbs (5,338 N)) 측정에 관한 교정정밀도는 ± 1.27 lbs (± 5.65 N)였으며, 자체 고압공기 설비를 이용해 공급되는 고압의 공기가 모형후방 내부에 장착되어있는 공압터빈을 구동하여 모형을 회전시키도록 되어있다.

고속풍동실험에 사용된 동적 회전실험장치(그림 5)는 최대 20,000 rpm까지 회전이 가능한 자

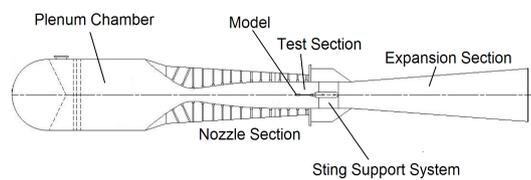


그림 4. 국과연 삼중음속풍동 (ADD-TSWT)

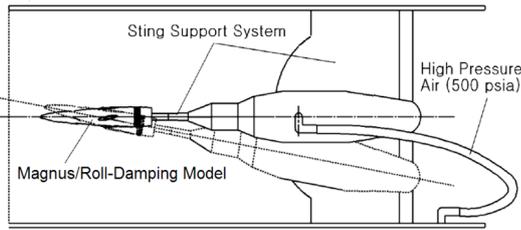


그림 5. 마그너스/롤댐핑 실험장치

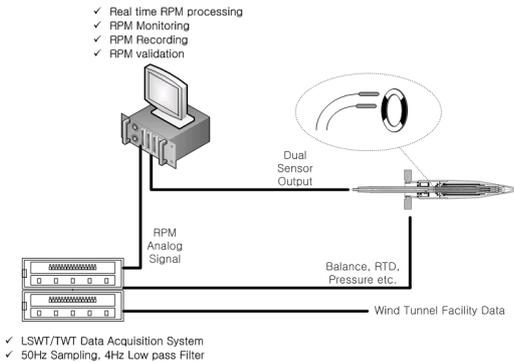


그림 6. 회전수 측정장치

유-회전-감소(free-spin-decay) 시스템을 채택하고 있다. 마그너스 효과의 측정을 위해 설치한 내장형 밸런스를 두 개의 볼베어링이 지지하고 있으며 회전모형의 기저면에 설치된 공압구동 터빈을 통해 고압의 공기가 모형의 기저면을 통해 후방의 후류영역으로 배출되는 구조이다. 마그너스 실험장치의 회전구동토크는 500 psia의 공압조건에서 약 30 in·lbs이었다. 본 연구에서는 풍동실험 시의 안전성을 기하기 위해 실험모형의 최대 회전수를 12,000 rpm까지로 제한하였으며 이때의 회전수는 무차원 회전특성인자 $pd/2V = 0.157$ 에 해당한다. 회전 실험장치에서 발생할 수 있는 고속회전으로 인한 회전진동이 발생하지 않도록 모형을 동적균형잡기(± 0.03 in·gm)를 시켰으며, 대부분의 경우 실험 시의 레이놀즈수는 2.99×10^6 (직경 기준)가량이었다[10-12].

고속 유동장 실험에 사용된 마그너스 실험모형은 전방동체와 보트-테일(boat-tail) 형상의 후방동체 및 회전밴드(rotating band)로 구성된 일반적인 발사체 형상에 해당한다. 여기서 모형후방에 위치한 회전밴드는 비행체 발사 시에 생긴 강선을 모사하기 위해 모형표면에 가공한 홈(groove)들을 말한다. 마그너스 모형은 모형회전을 위한 회전구동장치와 필요에 따라 모형의 회전 여부를 선택할 수 있는 잠금장치 및 회전수

측정장치 등의 구성품으로 구분된다. 모형의 회전수는 그림 6에서와 같이 두 개의 비접촉식 광학센서(optical sensor)와 회전수 측정면(RPM pick-up plate)을 통해 측정된다. 이러한 광학센서는 협소한 내부공간에도 장착이 가능하고 기계적인 연결이 없이 비접촉방식으로 회전수의 측정이 가능하므로 롤댐핑 계수에 영향을 주지 않는 장점을 가진다. 광학센서를 사용하여 검출된 패턴신호(pattern signal)로부터 회전모형의 속도, 위치 및 방위각(azimuth angle)의 측정을 수행하며, 두 개의 다른 측정 알고리즘을 동시에 적용하여 측정의 정확도를 높이고, 측정결과의 유효성을 실시간으로 검출한다.

III. 실험결과 및 검토

3.1 측정의 불확도 평가

고속풍동실험 측정결과에 대한 불확도 평가(uncertainty estimates)를 불확도 표준서인 AIAA Standard S-017A-1999[15]에 따라 수행하였다. 표 1에는 본 연구에서 수행한 회전발사체 시험모형에 대한 정적 힘과 모멘트계수에 대한 불확도 평가결과(U_r)가 제시되어 있다. 여기서 나타난 공력계수들은 실험모형의 면적($\pi d^2/4$)과 침두부(nose tip)의 위치를 기준으로하고 있으며 5번의 반복실험을 통해 얻어진 반복성(repeatability values)은 $C_{l_p} = \pm 0.0004$ 이었다.

3.2 결과분석 및 비교평가

롤댐핑 측정의 유효성과 실험적합성의 검증을 위해 동일형상모형에 대해 미국 AEDC-4T 풍동에서 기 수행하였던 롤댐핑 측정결과[7,9]와의 비교검토를 수행하였다. 롤댐핑계수의 측정은 마하수와 받음각을 고정한 후 고속으로 회전시킨 롤

표 1. 불확도 평가결과 ($M = 0.9, \alpha = 3.97$ deg)

Response	Uncertainties(U_r)	Name
C_A	± 0.0471	Axial force
C_Y	± 0.0416	Side force
C_N	± 0.0625	Normal force
C_l	± 0.0173	Rolling moment
C_m	± 0.3133	Pitching moment
C_n	± 0.2189	Yawing moment
M	± 0.0010	Mach number
α	± 0.0583 deg	Angle of attack

댐핑 모형의 회전수 p 가 감속(spin-decay)되는 실험구간으로부터 식 (7)을 사용하여 수행하였으며 이때의 실험결과들은 동등비교를 위해 베어링 마찰력에 의한 영향을 포함시키지 않은 경우에 해당한다.

그림 7은 롤댐핑 모멘트계수의 산출과정을 보여주고 있는데 그림에 나타난 t_1 에서 t_2 사이의 구간은 회전감속 구간에서의 롤댐핑계수 측정구간을 나타내며 작은 점으로 나타낸 개별 측정 데이터(raw data)가 모여서 가는 실선처럼 보이고 있다. 여기서 실험모형의 관성모멘트 I_x 을 미리 알 수 있고 측정을 통해 각기 다른 두 가지 상태의 $(p_1, t_1), (p_2, t_2)$ 값을 알 수 있게 된다면 이때 측정된 회전체의 회전수 p 와 시간 t 간의 관계로부터 지수함수에 관한 곡선적합 과정을 통해 롤댐핑계수 C_{lp} 를 구할 수 있다.

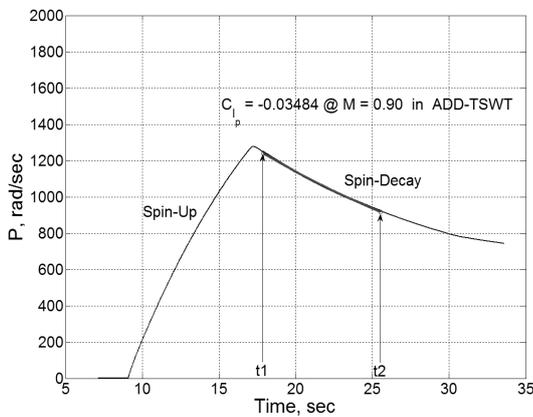


그림 7. 롤댐핑 측정과정 ($M = 0.9, \alpha = 0 \text{ deg}$)

표 2. 롤댐핑계수(C_{lp}) 측정결과와의 비교

Mach No.	α (deg)	ADD-TSWT	AEDC-4T
0.70	0	-0.04032	-0.04671
	8	-	-
0.85	0	-0.03578	-0.04393
	8	-0.03605	-
0.90	0	-0.03484	-0.04735
	8	-0.03595	-
1.0	0	-0.03216	-0.04865
	8	-0.03370	-
1.05	0	-0.03288	-0.04725
	8	-0.03408	-
Re	-	$7.3 \sim 8.0 \times 10^6/\text{ft}$	$3.0 \sim 5.0 \times 10^6/\text{ft}$
U_r	-	± 0.00040	± 0.00500

표 2는 미국 AEDC-4T와 ADD-TSWT 두 실험 시설에서 측정된 롤댐핑계수의 측정결과를 함께 보여주고 있다. 두 시험시설에서 측정된 롤댐핑계수 측정결과들은 모두 마하수와 받음각 변화에 대해 큰 변화특성을 보이지는 않았으며 국과연의 불확도(U_r) 평가결과가 상대적으로 좀 더 좋은 것으로 나타났다. 그림 8에서는 마하수 변화에 따른 롤댐핑 특성의 변화를 보여주고 있다. 그림 으로부터 마하수 증가에 따라 롤댐핑특성이 약간 량 감소하여 회전감소구간의 기울기가 완만해지는 특성을 확인할 수 있다.

표 2에서 제시된 AEDC-4T의 측정결과를 AEDC 실험장치의 동적 불안정성으로 인한 실험 실패(모형파손) 이후에 1년 후 일부 다시 수행하여 획득된 결과로서 여러 제한조건(AEDC 실험 인력 변동, 모형 재제작일정 부족, 납품지연 등)을 고려하여 참고적인 목적으로만 사용하게 되었다. AEDC-4T 실험결과와 비교할 때 ADD-TSWT의 측정결과가 약 0.00640~0.01440 가량 작게 측정되었음을 알 수 있는데 이러한 차이는 두 실험 시설 간의 설비차이나 레이놀즈수와 같은 실험조건 등의 차이 등으로부터 비롯되었다고도 할 수 있다. 그러나 각 실험시설간의 차이점과 실험재현성 측면(모형 형상 일치성 등)에서 확인하기 어려운 많은 불확실성 요소가 다수 존재한다는 점과 표 2의 하단에 나타낸 AEDC-4T의 동적 불확도 평가결과 및 이후 수행되어진 유사형상 비행체의 연구결과(롤댐핑 실험결과 및 이론해석)[14] 등을 종합적으로 고려할 때 국과연 삼중 음속풍동이 갖고 있는 불어내기식 풍동 고유의 실험제약조건에도 불구하고 롤댐핑 특성의 측정을 위한 고속 풍동실험의 수행이 성공적이었다고 판단된다.

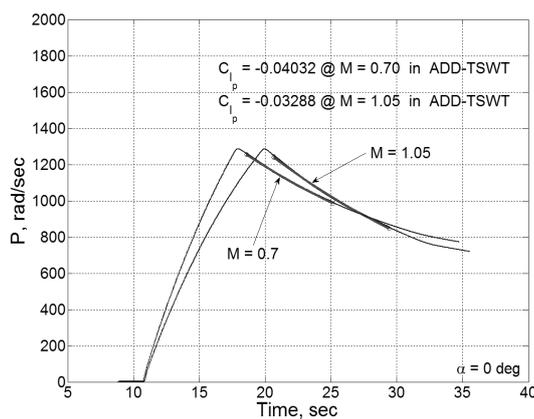


그림 8. 마하수에 따른 롤댐핑특성 비교

IV. 결 론

회전발사체 형상의 중요 동적 공력특성의 하나인 롤댐핑 특성의 측정과 측정된 롤댐핑계수 측정결과와 실험적합성 확인을 위한 고속 풍동실험을 수행하였으며 유사 연구결과와의 비교를 통한 고속 유동장 롤댐핑 측정결과와 유효성 검토를 수행하였다. 고속회전이 가능한 회전체모형과 관련한 고속 유동장 측정기법의 개발을 통해 회전발사체의 타격정밀도 향상에 필요한 롤댐핑 동안 정성 실험기법을 확보하여 향후 풍동실험 소요에 대한 사전 대비를 할 수 있게 되었다. 향후 다른 비행체 형상에 대한 비교실험수행과 베어링 마찰력 등에 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) Ng, Chiu H. and Han, Seungeuk, "155-mm Korean Extended Range Artillery Projectile Wind Tunnel Test Results", ARDEC (AEDC), Aug., 1996.
- 8) 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.
- 9) 안성호, "신형 155밀리 NUB형 장사정탄 풍동시험", GSWD-519-961507, 국방과학연구소, 1996, 12.
- 10) 오세윤, 김성철, 이도관, 최준호, 안승기, "국과연 회전발사체용 마그너스 측정기술 개발", 국방과학연구소 제 15회 지상무기 학술대회, 2007.11.
- 11) 오세윤, 김성철, 이도관, 김상호, 안승기, "회전발사체 마그너스 특성에 관한 고속 유동장 실험연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회, KSAS09-2108, 49~51 p., 2009. 11.
- 12) 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.
- 13) 오세윤, 김성철, 이도관, 김상호, 안승기, "회전발사체 마그너스 특성에 관한 고속 유동장 실험연구", 한국항공우주학회지, 제39권 제5호, 385~390, 2011. 5.
- 14) 오세윤, 김성철, 이도관, 최준호, 안승기, "국과연 회전발사체용 롤댐핑 측정기술 개발", 국방과학연구소 제 19회 지상무기 학술대회, 2011. 7.
- 15) AIAA, "Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing", AIAA Standard, AIAA S-017A-1999, 1999.