

# 미사일 모델의 피치 동안정미계수 측정을 위한 강제진동기법의 적용

## Application of Forced Oscillation Technique for Pitch Dynamic Stability Derivatives of a Missile Model

김 승 필\*                  조 환 기\*\*                  백 승 옥\*\*  
Kim, Seung-Pil, Cho, Hwan-Kee, Seung-Woo

### ABSTRACT

This paper presents an application of forced oscillation technique to measure pitch dynamic stability derivatives of a missile model in the low speed wind tunnel. The missile model is oscillated by D.C. electric servo-motor with constant amplitudes and frequencies. Phase shift is determined as the difference of peak values between input and output signals from the dynamic stability balance installed at the center of gravity of the model. Stability derivatives were calculated by using phase shifts, amplitudes, forcing moments and input frequencies. Test results show the proper usage of the force oscillation technique with good damping effects.

주요기술용어 : dynamic stability derivatives(동안정 미계수), forced oscillation(강제 진동),  
wind tunnel(풍동), balance(밸런스), phase shift(위상차)

### 1. 서 론

고성능 전투기, 미사일의 비행은 고속, 고받음각 영역에서도 자유로운 기동이 필수적이며, 이러한 비행체의 고기동성 요구를 충족하기 위해서는 기존의 정적성능 예측만으로는 완벽한 제어가 불가능하므로 보다 정밀한 자세 제어에 요구되는 동력학적 공력특성에 관한 자료가 필요하게 된다. 실속 이후의 조건이나 비대칭 흐름으로 인한 비선형적 현상은 이론적으로 분석이 상당히 어려울뿐만 아니라 변화를 예측

하더라도 풍동실험에 의한 검증이 필수적이다[1]. 항공기 및 미사일과 같은 유도무기 등의 개발 단계에서 동안정성 분석의 기초 자료가 되는 동안정 미계수(dynamic stability derivatives)의 측정을 위한 실험적 연구는 60년대 이후 주목할 만하게 발전해 왔다. 풍동을 이용한 동안정미계수 실험기법의 원리는 진동하는 모델의 진동 특성을 측정하여 동안정 미계수를 구하는 것이다. 동안정미계수 측정 연구와 관련된 국외 문헌을 살펴보면, Uselton[2]은 blunt cone과 sharp nose의 형상을 갖는 미사일과 재진입 비행체(re-entry vehicles)에 대한 실험을 통하여 초음속 영역에서 진동 주파수, 진폭, 스타이 동안정성에 미치는 영향을

\* 군사과학대학원 항공우주공학과  
\*\* 공군사관학교 항공우주공학과

연구하였다. Rao[3]는 스카치 요크 방식의 가진 장치를 미사일 모델에 적용하여 요댐핑 미계수를 측정하는 등 다양한 연구가 진행되어 왔다.

국내의 동안정 미계수 측정 실험은 아직 초보적인 단계라 할 수 있으며, 최근에 이르러 표준 동역학 모델에 대한 동안정 미계수 측정실험과 미사일 모델에 대한 실험이 이루어졌으나, 이들 실험은 자유진동 실험기법에만 국한되어 있다[4,5]. 자유진동 기법은 그 방법과 절차가 간단한 반면에 큰 폭으로 진동하는 모델에는 적용할 수 없으며 댐핑 현상으로 인한 실험시간의 제한을 갖음은 물론 비선형 효과가 크거나 높은 공기역학적 모멘트 하에서는 적용하기가 어렵다는 단점이 있다. 또한, 이 기법은 초기 변위를 가해 주어야 하기 때문에 연속적인 실험 시에 외적인 간섭을 받을 수 있다. 이런 문제점을 극복하기 위해서 모델의 적당한 부분에 일정 진폭이나 주파수 변화를 갖는 진동으로 가진하는 강제진동 방식이 필요하다.

본 연구는 미사일 모델의 동적 안정성 판단을 위한 동안정미계수를 측정함으로써 적용된 강제진동기법의 타당성을 검증해보고자 한다.

## 2. 수학적 모델링

아음속 풍동의 측정부에 설치된 미사일 모델의 진동시스템에서 모델은 피치운동만을 하는 1자유도의 운동을 한다. 외부에서 가진 모멘트가 작용할 때 이 모델에 대한 운동방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$I_y \ddot{\theta}(t) + C \dot{\theta}(t) + K\theta(t) = M_0(t) \quad (1)$$

여기서,  $M_0(t)$ 는 외부에서 작용하는 가진 모멘트를 나타내며,  $I_y$ 는  $y$ 축에 관한 회전 관성모멘트를 나타낸다. 감쇠계수  $C$  및 강성계수  $K$ 는 다음과 같이

정의된다.

$$C = -(M_{\dot{\theta}_a} + M_{\dot{\theta}_t}), \quad K = -(M_{\theta_a} + M_{\theta_t})$$

여기서,  $M_{\dot{\theta}_a}$ 는 순수한 공기역학적 영향만에 의한 유차원 동안정미계수  $M_{\dot{\theta}_a} = M_{\dot{q}} + M_{\dot{\alpha}}$  으로 정의되며,  $M_{\dot{\theta}_t}$ 는 테어 댐핑을 나타낸다. 식(1)에서 각 변위를  $\theta(t) = X \sin \omega t$ 로 놓고 가진 모멘트를  $M_0(t) = M_0 \sin(\omega t + \phi)$ 라 놓고 원래의 식에 대입하여 정리하면 아래의 식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} & -I_y \omega^2 X \sin \omega t - (M_{\dot{\theta}_a} + M_{\dot{\theta}_t}) \omega X \cos \omega t \\ & - (M_{\theta_a} + M_{\theta_t}) X \sin \omega t = M_0 \sin(\omega t + \phi) \quad (2) \end{aligned}$$

여기서,  $\phi$ 는 위상차(phase shift)를 나타낸다. 식(2)는 wind-on 조건을 고려하여 테어량을 포함하는 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} & -I_y \omega_w^2 X_w \sin \omega_w t - (M_{\dot{\theta}_a} + M_{\dot{\theta}_t}) \omega_w X_w \cos \omega_w t \\ & - (M_{\theta_a} + M_{\theta_t}) X_w \sin \omega_w t = M_{0w} \sin(\omega_w t + \phi_w) \quad (3) \end{aligned}$$

또한, 식(1)은 wind-off 조건을 고려하면, 공기역학적 항들이 사라진 아래의 식으로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} & -I_y \omega_t^2 X_t \sin \omega_t t - M_{\dot{\theta}_t} \omega_t X_t \cos \omega_t t \\ & - M_{\theta_t} X_t \sin \omega_t t = M_{0t} \sin(\omega_t t + \phi_t) \quad (4) \end{aligned}$$

식(3)과 (4)로부터 계수들 사이의 관계는 아래와 같이 얻어질 수 있다.

$$-(M_{\dot{\theta}_a} + M_{\dot{\theta}_t}) \omega_w X_w = M_{0w} \sin \phi_w \quad (5)$$

$$-M_{\dot{\theta}_t} \omega_t X_t = M_{0t} \sin \phi_t \quad (6)$$

Wind-on과 wind-off 실험조건에서 가진주파수를

같도록 놓는다면 공기역학적 댐핑(aerodynamic damping)을 나타내는  $M_{\dot{\theta}_a}$ 는 식(5)와 (6)으로 부터 다음과 같이 얻어진다.

$$M_{\dot{\theta}_a} = \frac{M_{0t} \sin \phi_t - M_{0w} \sin \phi_w}{\omega_w X_w} \quad (7)$$

식(7)로 표현되는 공력댐핑계수를 구하기 위해서는 가진 모멘트 ( $M_0$ ), 위상차( $\phi$ ), 응답 주파수( $\omega$ ), 시스템의 응답 진폭( $X$ )에 대한 자료들이 필요하며, 이들은 wind-on과 wind-off 조건에서 실험을 통하여 얻을 수 있다. 위의 식에서 구해진 무차원 동안정미계수는 아래 식과 같이 무차원 계수로 표현할 수 있다.

$$C_{mq} + C_{m\dot{a}} = \frac{2 V_\infty}{q_\infty S c^2} M_{\dot{\theta}_a} \quad (8)$$

식(7)을 이용하면 식(8)의 무차원 동안정미계수는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$C_{mq} + C_{m\dot{a}} = \frac{2 V_\infty}{q_\infty S c^2} \frac{M_{0t} \sin \phi_t - M_{0w} \sin \phi_w}{\omega_w X_w} \quad (9)$$

식(9)로 표현되는 동안정미계수를 계산하기 위해서는 풍동실험을 통하여 wind-off 및 wind-on 조건에서 입력에 대한 출력의 위상차를 결정하는 것이 필요하다.

### 3. 실험장치 및 구성

본 실험에 이용한 공군사관학교 이음속 풍동은 단일 폐쇄회로식으로 측정부에서 최대유속이 92m/sec이다. 측정부의 크기는 폭 3.5m, 높이 2.45m, 길이 8.7m이며, 측정부의 난류도는 74m/sec의 속도에서

0.1%이내이다. 약 받음각 0도에서 모델의 단면적은 측정부 단면적에 대하여 0.2% 이하의 단면적비를 갖고 있으며, 받음각을 크게 하여도 벽면의 영향을 받지 않을 만큼 충분한 크기를 가지고 있다.

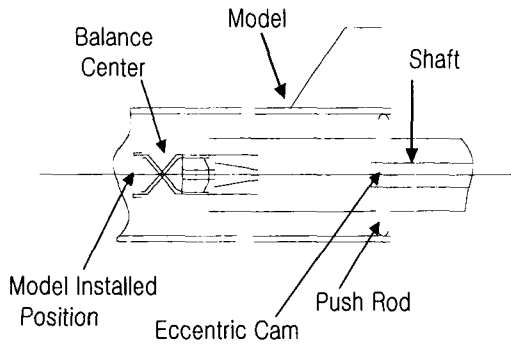
미사일 모델의 전체 길이는 0.97m이며, 무게는 9.4kg이다. 주날개(main fin)는 81도의 후퇴각을 가진 델타(delta)형이고, 날개 면적은 0.043m<sup>2</sup>이며, 평균 공력시위는 0.611m, 모델의 직경은 0.12m이다. 모델의 무게중심은 동안정 밸런스의 회전축과 정확히 일치해야 하므로 모델내부에 이동용 추를 장착하여 중심점을 미세하게 조절할 수 있도록 모델을 만들었다.

본 실험에서 모델의 자세측정을 위하여 사용한 동안정 밸런스(dynamic stability balance)는 X자형 구조물(flexure)의 표면에 스트레인 게이지가 부착되어 있는 내부 밸런스의 일종이다.

동안정 밸런스가 장착된 실험 모델이 상하로 진동할 때 밸런스 앞부분의 X자형 구조물에 인장 및 압축 변형이 발생하게 되고, 실험 모델이 평형상태에서 아래 방향(pitch-down)으로 회전하면 압축 변형이 일어나 부(-)의 전압 값이 얻어지며, 위쪽 방향(pitch-up)으로 움직이면 인장 변형이 일어나 정(+)의 전압 값이 각각 나타난다. 이때 전압과 각 변위의 관계식을 이용하면 실험모델이 진동시의 전압의 변화에 따른 각 변위를 구할 수 있게 된다.

실험모델의 회전운동을 위한 가진 장치(driving apparatus)는 전기적으로 제어가 가능한 직류형 서보모터를 이용하였다. 이 모터는 1,000 펄스의 신호를 받으면 1회전한다. 최대 회전수는 2,700 rpm이며, 모터가 움직이는 최소 전압은 5V이다. 모터의 시정수(time constant)는 8ms 이며, 정격 토크는 9.5 kg<sub>f</sub>·cm이다.

모델 후방에 장착된 가진용 모터는 모델과 수직인 방향으로 연결하였으며, 안정된 회전 운동을 할 수



(그림 1) 밸런스 및 모델에 연결된 캠 장치

있도록 10:1의 기어비를 갖는 감속 기어를 장착하였다. 가진 모터에 의한 회전축의 회전 운동은 편심을 주어 제작한 캠 장치를 이용하여 push rod의 직선운동으로 전달되고 이 운동이 모델의 회전운동을 유도하도록 구성되어 있다.

그림 1은 동안정 밸런스와 모델을 지지하고 있는 스텝 내부의 캠 장치와 push rod를 세부적으로 보여준다. 가진운동의 전달은 모터의 회전축에 연결된 캠이 회전함에 따라 두 개의 push rod가 상하 운동을 하면서 모델의 후방내벽을 밀어줌으로써 모델이 피치운동을 할 수 있도록 고안되었다. Push rod는 그림 1에서와 같이 모델 내벽에 거의 닿아 있으며 정지 중에는 밸런스를 보호해주는 잠금장치 역할도 한다.

#### 4. 실험 방법

동안정 미계수 측정을 위한 강제 진동 기법은 일정한 조화함수 형태로 외력을 가하여 모델을 가진시키면서 모델의 자세 변화를 측정하여 동특성을 파악할 수 있는 동안정 미계수 및 조종 미계수를 구하는 방법이다.

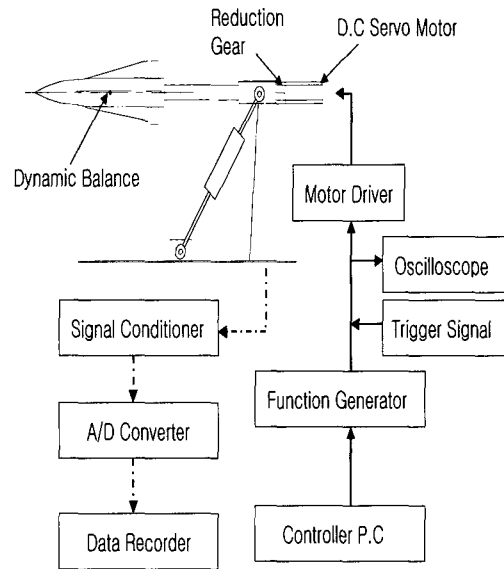
본 실험에서는 일정한 진폭과 주파수로 모델을 가진시키면서 모델이 회전운동한 각 변위를 측정하고, 측정된 값을 기준입력과 비교하여 위상차를 결정한

다. 함수발생기( function generator)에서 일정한 sine 파형의 신호를 발생시켜 모터 드라이버로 보내 주면, 모터를 구동하여 모델이 상, 하 0.56도 범위 내에서 피칭 운동을 할 수 있도록 만들어 그 변화각을 측정하였다.

모델의 구동에 사용되는 직류형 서보 모터는 입력 신호를 받아 일정한 속도로 회전하여 모델을 초기 0도 상태에서부터 모델을 진동하도록 만드는 역할을 한다. 모델이 진동하면 모델의 자세 변화에 따른 밸런스의 전압 변화가 생기고 이 변화량은 증폭기와 아날로그/디지털 변환기를 거쳐 자료 획득용 컴퓨터에 저장된다.

그림 2는 풍동 측정부에 설치된 실험 장치의 구성도를 보여준다. 실선 방향은 모델을 가진하는 신호의 흐름을 나타내며, 일점쇄선은 모델의 피치운동으로 인해 밸런스에서 발생하는 전압이 출력되는 흐름을 보여 주고 있다.

자료 획득은 NI(National Instrument)사의 자료획득 장치와 상용 프로그램인 Labview를 이용하여 이루어



(그림 2) 실험장치 구성도

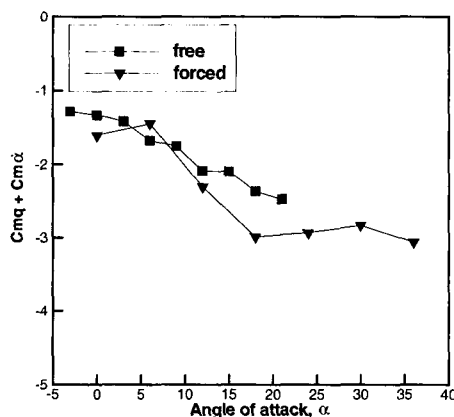
졌다. 측정자료는 한 사이클당 1,000개의 샘플로 25 사이클 동안 저장하였다.

자료 획득 과정에서 수반되는 원하지 않는 기계·전기적 노이즈를 제거하기 위하여 디지털 필터를 사용하였다. 필터를 통과한 자료는 입력 신호와 출력 신호의 시간차를 상하 정점에서 얻어내어 위상차로 변환해 주었다.

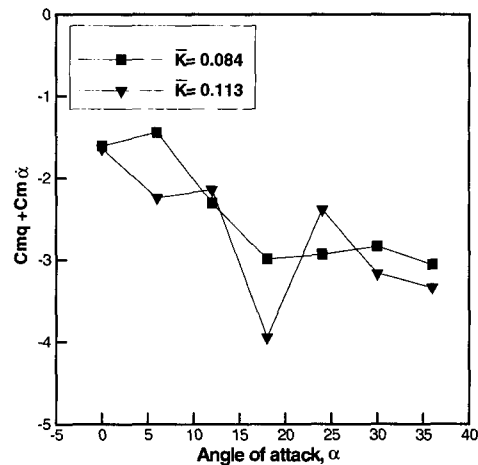
### 5. 실험 결과 및 고찰

본 연구에서 강제진동기법을 이용한 미사일 모델의 풍동실험은 레이놀즈수  $1.4 \times 10^6$ 인 조건과 레이놀즈수  $2.8 \times 10^6$ 인 두 유동 조건에서 받음각을 변화시키면서 수행하였다. 또한, 입력 주파수의 변화가 동안정 미계수의 변화에 미치는 영향을 분석하기 위하여 서로 다른 가진 주파수에서 실험을 수행하였다. 모델 진동을 위한 가진 입력 주파수는 무차원화된 진동수 ( $\bar{K} = \omega c / 2V_\infty$ )를 기준으로  $\bar{K} = 0.084$ 와  $\bar{K} = 0.113$ 을 적용하였다.

그림 3은 자유진동 기법으로 측정한 기존의 동안정 미계수와 강제진동기법에 의한 결과를 비교하여



(그림 3) 자유진동기법 및 강제진동기법에 의한 동안정 미계수의 비교

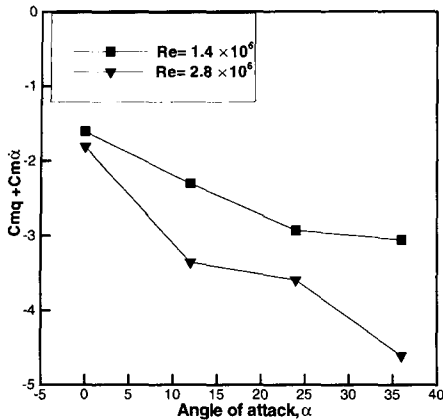


(그림 4) 입력 주파수 변화에 따른 동안정 미계수의 변화

나타낸 것이다. 낮은 받음각 영역에서는 강제진동 기법을 이용한 결과가 참고문헌[5]에 제시된 결과 값의 크기가 유사하나 전체적으로 약간 증가되어 나타났다. 이 그림에서 볼 수 있듯이 강제진동 실험 기법에 의한 측정 결과가 자유진동기법에 의한 결과와 매우 유사하며, 받음각의 변화에 따라 미계수가 증가되는 경향성은 서로 같음을 알 수 있다.

그림 4는 입력 주파수를 변화시켰을 때 동안정 미계수의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 주파수 변화에도 불구하고 동안정 미계수가 받음각 증가에 따라 비슷한 크기로 증가하고 있음을 보여 준다. 다만, 무차원 진동수  $\bar{K} = 0.113$ 인 조건에서 받음각 18도와 24도의 결과치가 큰 변화를 보이는 것은 측정상의 오차에 의한 영향이거나 테이 값의 불규칙한 변화량 때문에 발생한 것이라 판단된다.

$\bar{K} = 0.0084$ 인 조건에서는 동안정미계수가 미소한 차이를 보이나, 가진 주파수가 변화될지라도 미사일 모델의 동안정 미계수는 큰 변화없이 전체적으로 유사한 경향을 보여주고 있다. 피칭 운동에서 가진 주파수가 동안정 미계수에 미치는 영향이 비교적 적다는 사실은 참고문헌<sup>(6)</sup>의 결과에서도 보여주고 있다.



(그림 5) 레이놀즈수의 변화에 따른 동안정미계수의 변화

그림 5는 레이놀즈수가 다른 두 유동 조건에서 측정한 동안정미계수를 나타낸 것이다. 레이놀즈수가  $2.8 \times 10^6$ 인 조건에서의 동안정 미계수가  $1.4 \times 10^6$ 인 조건에서의 결과보다 증가되었으며, 받음각이 증가함에 따라 그 차이도 점진적으로 증가되고 있음을 알 수 있다. 이는 레이놀즈수의 증가가 미사일 모델의 동안정성 증가에 영향을 미치고 있음을 의미하며, 받음각이 증가함에 따라 그 크기도 점차 증가함을 보여 주고 있다.

## 6. 결 론

강제진동 기법에 의한 미사일 모델의 동안정성 풍동실험을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 자유진동실험 결과와 매우 유사함을 보여주었으며, 받음각이 증가함에 따라서 피치 동안정 미계수가 점차적으로 증가하였다.

둘째, 미사일 모델의 동안정 미계수는 가진 주파수 변화에 의한 영향이 적음을 확인하였다.

셋째, 레이놀즈수가 증가할수록 미사일 모델의 동안정 미계수는 증가되며 받음각 증가에 따라 그 차

이가 점진적으로 증가하는 것을 확인하였다.

결론적으로, 강제진동기법에 의한 실험 결과를 자유진동기법의 실험결과와 비교할 때 본 연구에서 적용한 강제진동 실험기법 및 장치구성이 비교적 적절하여 새로운 형태의 모델에 대한 본 실험기법의 적용이 가능할 것으로 판단된다. 그러나, 장비 및 실험 시설 여건상 미사일의 실제 비행 속도 영역이 아닌 저 이음속 영역에서 얻어졌으므로 본 연구결과는 속도에 대한 한계성을 갖고 있다.

## 후 기

본 논문은 공군사관학교 항공우주연구소의 연구지원과제(KAFA 00-2-4-22)에 대한 연구결과의 일부이며, 이에 감사드립니다.

## REFERENCES

1. Orlik-Rueckemann, K., "Review of Techniques for Determination of Dynamic Stability Parameters in Wind Tunnel", AGARD-LS-114, 1981.
2. Uselton, J. C., "Validity of Small Amplitude Oscillation Dynamic Stability Measurement Technique", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 13, No. 5, 1976, pp. 266-270
3. Rao, B. R., "A Three Degree of Freedom Dynamic Stability Rig for Measurement of Direct and Coupling Derivatives", Journal of Aero. Soc. of INDIA, Vol. 45, No. 3, 1993. pp.258-279.
4. 조환기, 박재현, 백승욱, 허원욱, 장조원, "표준 동역학 모델의 피치 동안정미계수 측정연구", 한국항공우주학회지, 제28권 5호, 2000, pp.1-7.
5. 박재현, 조환기, 백승욱, "공대지 미사일 모델의

- 동안정 특성에 관한 연구”, 한국군사과학기술학회지. 제2권2호, 1999. pp. 110-120.
6. Schmidt, E., “Standard Dynamics Model Experiments with the DFLVLR/AVA Transonic Derivative Balance”, AGARD-CP-386, 1985, pp. 21.1-21.16
7. Hanff, E. S., “Direct Forced Oscillation Techniques for the Determination of Stability Derivatives in Wind Tunnel”, AGARD-LS-114, 1981, pp.4.1-4.23.
8. Schueler, C. J. and Ward, L. K., “Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities”, AGARD-121, 1967, pp.43-47.
9. Guglier, G. and Quagliotti, F. B., “Determination of Dynamic Stability Parameters in a Low Speed Wind Tunnel”, AIAA 91-3245-CP, 1991.