

자유진동기법을 이용한 공대지 미사일의 동안정성에 관한 연구

A Study on the Dynamic Stability of Air-to-Ground Missile Using the Free Vibration Technique

박재현* 백승욱** 조환기** 허원욱**
Park, Jae-Hyeon, Baek, Seung-Woock, Cho, Hwan-Kee, Hur, Won-Wooc

ABSTRACT

A dynamic stability test was performed to determine dynamic stability derivatives for the pure pitching motion of air-to-ground missile model in the low speed wind tunnel. The free vibration technique was employed to acquire oscillation characteristics of the model for damping coefficients. Damping coefficients are obtained by the method of logarithmic decrement. Results show good damping effects and stability capability at Mach numbers 0.1 and 0.2, with the angle of attack ranging from -15 to +20 degrees.

주요기술용어 : Dynamic Stability Derivatives(동안정 미계수), Pitching Motion(피칭운동), Free Vibration(자유진동), Stability(안정성), Damping(감쇠)

1. 서 론

비행체의 안정성에 대한 최초의 연구는 인간에 의한 최초 비행이 이루어진 시기인 1900년경부터 관심의 대상이 되었으며, 보다 정밀하고 완전한 비행안정성 분석을 위한 노력을 기울여 왔다. 이러한 연구결과는 오늘날의 동안정성에 대한 기본 원리를 형성하게 되었다. 1930년대에 이르러 비행체의 동안정 미계수 결정을 위해서 진동의 강제 모드를 공기역학적으로 묘사하기 위한 초기 실험 기술이 어느 정도 정립되기 시작하였다.

1940년대 초반에는 주로 아음속 흐름과 미소 교란 기법에 대한 연구가 수행되었으며, 이 당시의 풍동실험과 비행실험은 비행체의 정안정성과 조종성 문제에 대해 중점적으로 이루어졌다. 1950년 이후 밸런스 시스템, 실험모델 및 모델 지지 시스템의 설계, 계측기, 자료획득, 오차수정 분야 등에서 많은 실험 기술의 발전으로 1960년대에 이르러서야 비로소 풍동장비를 사용하여 동안정 미계수 측정에 대한 연구가 수행되었으며⁽¹⁾, 이때 정립된 방식이 오늘날까지 동안정 미계수 측정의 기본원리가 되고 있다.

국내에서의 동안정 미계수 측정을 위한 풍동실험은 거의 이루어지지 않았으며, 최근 AGARD-B모델에 대한 동안정미계수 측정 실험⁽²⁾과 표준 동역학 모델에

* 군사과학대학원 항공우주공학과 석사과정

** 공군사관학교 항공공학과 교수

대한 동안정미계수 측정실험⁽³⁾이 이루어졌다. 표준 동역학 모델을 이용한 실험은 실험기법, 자료획득 및 처리절차 등의 타당성이 검증된 바 있다. 본 연구에서는 표준 동역학모델의 실험을 통하여 검증된 것과 동일한 실험 장치 및 실험 기법을 이용하여 미사일 모델에 대한 동안정 미계수를 측정함으로써 공대지 미사일의 동안정 특성 분석에 필요한 기본자료를 획득하고자 한다.

2. 이론 해석

미사일과 같은 비행체의 종방향 운동 중에서 순수한 피치운동에 대해 조종면에 의한 외부입력이 없다고 가정하면 피치운동을 표현하는 운동방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$I_y \ddot{\theta}(t) - M_{\theta a} \dot{\theta}(t) - M_{\theta a} \theta(t) = 0 \quad (1)$$

여기서, I_y 는 회전관성 모멘트를 나타내며, $\theta(t)$ 는 시간함수인 피치각을 의미한다. 첨자 a는 공기역학적인 영향을 받는 항임을 나타내고, 파라미터 $M_{\theta a} = M_q + M_a$ 이며, $M_{\theta a}$ 는 밸런스의 구조적 강성도를 나타낸다.

풍동 작동(wind-on)시에, 즉 유속이 존재하는 풍동에서 식 (1)의 운동 방정식은 시스템 자체특성을 포함하여 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$I_y \ddot{\theta}(t) - (M_{\theta a} + M_{\theta tare}) \dot{\theta}(t) - (M_{\theta a} + M_{\theta tare}) \theta(t) = 0 \quad (2)$$

여기서, 첨자 tare는 밸런스 자체특성에 의한 영향이 존재함을 의미한다.

식 (2)의 일반해는 영의 초기조건을 고려하면 다음과 같이 얻어진다.

$$\theta(t) = \theta_{oe} e^{-\frac{C}{2I_y} t} \cos(\omega_{dw} t - \phi) \quad (3)$$

여기서, ω_{dw} 는 유속이 존재할 때의 감쇠진동수이며, ϕ 는 위상각을 나타내고 감쇠계수는 아래와 같이 정의된다.

$$C = -(M_{\theta a} + M_{\theta tare}) \quad (4)$$

위 식 (3)으로부터 서로 다른 시간 t_1 과 t_2 에서 모델의 진폭은 각기 서로 다른 값을 가지므로, 이 값들의 비를 이용한다면 풍동작동시에 이 모델의 감쇠상수 C를 구할 수 있다. 모델의 진폭비를 표현한 관계식에 대해 자연대수 값을 취하면 동안정 미계수는 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$M_{\theta a} + M_{\theta tare} = \left[\frac{I_y \omega_{dw}}{n\pi} \ln \frac{\theta_2}{\theta_1} \right]_{wind-on} \quad (5)$$

위 식 (5)에서 ω_{dw} 와 n은 풍동작동시 시간 t_1 와 t_2 사이에 측정된 진동수와 사이클 수를 각각 나타낸다.

위의 식에서 볼 수 있듯이 풍동작동 상태에서의 실험을 통해서 측정되는 모델의 진폭은 밸런스 시스템 자체에 의한 양들을 포함하고 있으므로 공기역학적 댐핑을 알기 위해서는 측정된 값으로부터 자체 감쇠량을 제거해주어야 한다. 이를 위해 풍동을 작동하지 않아 유속이 존재하지 않는(wind-off)상태에서는 자체 감쇠운동상태를 표현할 수 있는 모델의 운동방정식이 아래와 같이 얻어진다.

$$I_y \ddot{\theta}(t) - M_{\theta tare} \dot{\theta}(t) - M_{\theta tare} \theta(t) = 0 \quad (6)$$

위 식 (6)에서 유속이 없을 경우에 감쇠 상수 $M_{\theta tare}$ 는 다음 식으로부터 구할 수 있다.

$$M_{\dot{\theta}_t} = \left[\frac{I_y \omega_{dt}}{n\pi} \ln \frac{\theta_2}{\theta_1} \right]_{wind-off} \quad (7)$$

식 (5)와 식 (7)로 부터 자체 감쇠량에 의한 영향을 제거한 동안정 미계수는 다음과 같이 얻어진다.

$$M_{\dot{\theta}_a} = M_{\dot{a}}, \quad M_{\dot{a}} = 2I_y (a_w - a_{tarc}) \quad (8)$$

여기서, $a_w = (M_{\dot{\theta}_a} + M_{\dot{\theta}_t}) / 2I_y$,

$$a_t = M_{\dot{\theta}_t} / 2I_y \text{이다.}$$

위의 식을 무차원화하면 미사일 모델의 피치운동상 태에서 동안정미계수는 다음의 식으로 얻어진다.

$$C_{M_a} + C_{M\dot{a}} = \frac{2(M_a + M_{\dot{a}})V_{\infty}}{q_{\infty} S c^2} \quad (9)$$

미사일 모델의 받음각 변화에 대한 정적 피칭모멘 트는 아래와 같이 정의될 수 있다.

$$M_{\theta_a} = I_y (\omega_{dt}^2 - \omega_{dw}^2) + I_y (a_t^2 - a_w^2) \quad (10)$$

위의 식 (10)을 무차원화하면 피칭모멘트의 기울기 계수는 아래와 같이 얻어진다.

$$C_{M_{\theta_a}} = \frac{M_{\theta_a}}{q_{\infty} S c} \quad (11)$$

3. 실험장치 및 구성

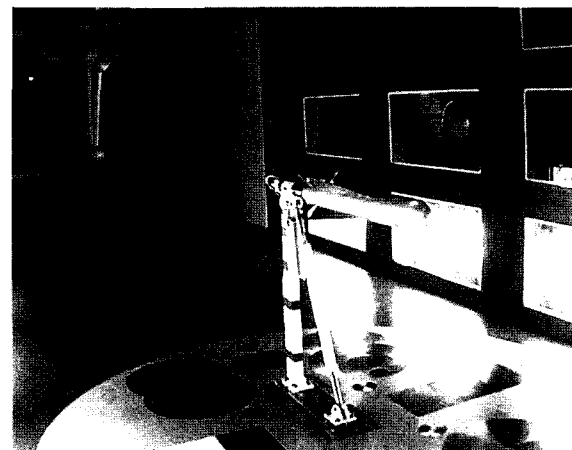
본 실험에 사용된 아음속풍동은 단일 폐쇄회로식 풍동으로 측정부는 폭 3.7m, 높이 2.45m, 길이 8.7 m 이며 경계층 제거장치를 갖추고 있다. 유로 길이는 144.4m 이며 측정부의 수축비는 7.26:1이다. 최대 유속 은 92m/s이며 유속의 안정성은 평균 유속의 0.11% 이 다. 난류도는 74m/s에서 0.1%이내이다.

3.1 미사일 모델

그림 1은 공대지 미사일 모델의 평면도를 나타낸 것으로 십자형의 두께가 거의 동일한 주날개(main fins) 및 동체 끝부분에 십자형 대칭에어포일 단면의 조종용 핀이 부착되어 있다. 미사일 모델의 전체 길이는 0.968m이며, 무게는 9.4kg이다. 주날개는 81.3°의 앞전 후퇴각(leading-edge sweep angle)을 가진 델타형 날개(delta fin)이고, 날개 면적은 0.0434m²이다. 평균 공력시위는 0.611m이며, 모델의 직경은 0.119m이다.



[그림 1] 미사일 모델의 평면도



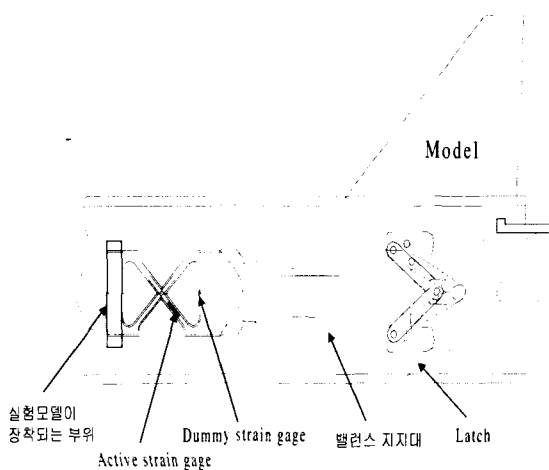
[그림 2] 측정부에 장착된 미사일 모델

실험모델의 중력중심이 동안정 밸런스의 회전축과 정확히 일치해야하므로 모델내부에 이동추를 장착함으로써 중심점을 미세하게 조절할 수 있도록 만들어졌다. 그림 2는 풍동의 측정부에 장착된 미사일 모델을 보여주고 있다.

3.2 동안정 밸런스

풍동실험에서 공력측정을 위하여 일반적으로 사용되는 밸런스에는 두 가지의 기본형태가 있는데, 하나는 실험모델에 가해지는 하중을 풍동 밖에서 측정하는 외부 밸런스(external balance)이고, 다른 하나는 모델의 내부에 장치되어 있으면서 계측장치로 신호를 보내주는 내부 밸런스(internal balance)이다. 동안정 실험용은 내부 밸런스가 적절하다. 그림 3은 동안정 밸런스의 형상 및 지지대 메커니즘을 보여준다.

이 그림에서 X자형 구조물이 밸런스 부분이며 이 부분에서 발생하는 기계적 변형이 측정될 수 있도록 스트레인 게이지가 접착되어 있으며, 변형이 일어나지 않는 곳에는 온도 보상을 위한 게이지가 부착되어 있다.



(그림 3) 동안정 밸런스 및 밸런스 지지대의 형상

측정 메커니즘을 자세히 살펴보면, 동안정 밸런스가 장착된 실험모델이 진동할 때 밸런스 앞부분의 X자형 구조물에 인장 및 압축 변형이 발생하게 되므로 이에 따른 구조물의 변형정도를 측정하여 각변위로 환산함으로써 변위각을 측정할 수 있는 것이다.

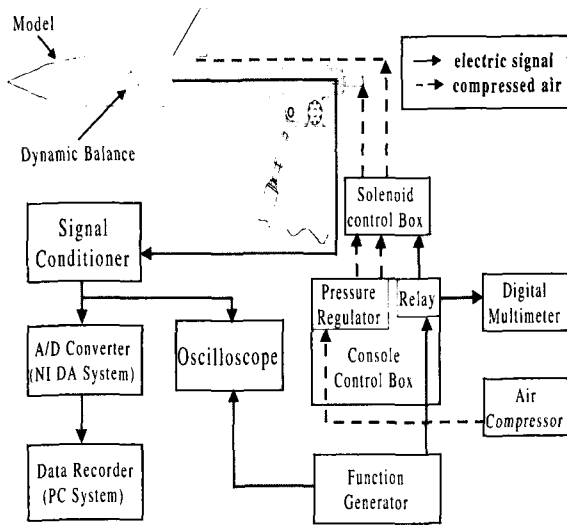
3.3 실험장치의 구성

본 연구에 사용된 실험장치는 그림 4와 같이 가진 장치와 계측 장치로 두 계통으로 분류할 수 있다.

- 가진 장치
 - Function generator
 - Relay switch 및 Solenoid
 - Air compressor 및 Pressure regulator
- 진동계측 장치
 - Digital multimeter
 - Oscilloscope
 - Signal conditioner
 - PC with analog-to-digital convertor

가진 장치는 모델에 초기변위를 주기 위해서 공기 압축기로부터 제어판에 있는 압력조절기를 거쳐 솔레노이드 밸브로 제어하여 모델의 후미 공동벽(cavity)에 공급하는 역할을 수행한다. 여기서, 압축공기는 밸런스를 보호하기 위해 고정 래치(latch)를 동작시키기 위해서도 사용된다.

계측장치계통은 모델의 각변화를 시간변화에 따라 측정하기 위한 계통으로써 밸런스로부터 나오는 아날로그 신호를 증폭하고 디지털 신호로 변환하여 컴퓨터에 기록하는 시스템을 말하며, 이들 신호가 정상적으로 전달되는지 점검하고 확인하는 장치들도 여기에 포함된다.



(그림 4) 실험 장치 구성도

4. 실험 방법

진동실험기법은 강제진동기법과 자유진동기법의 두 가지 방법으로 수행할 수 있다. 강제진동실험은 외부에서 가진력을 공급해주면서 이에 대한 반응을 측정하여 분석하는 기법이며, 초기 변위 상태에서 외부 입력의 도움없이 진동시키면서 시스템의 반응을 측정하여 분석하는 것이 자유진동기법이다. 본 실험에서는 실험장치의 제작 및 실험절차가 비교적 간단한 자유진동기법을 사용하였다. 자료의 측정을 위해 수행해야 할 기본적인 실험 절차와 자료의 처리방법은 다음과 같다.

4.1 자체 감쇠량(tare damping)의 측정

공기역학적 감쇠량은 전체 감쇠량의 일부로써 측정되기 때문에 직접 측정할 수 없으나 전체 감쇠량과 자체 감쇠량 사이의 차이로 간접적으로 구할 수 있다. 즉, wind-on 및 wind-off 실험을 수행하여 wind-on시의

감쇠량에서 wind-off시의 감쇠량을 빼줌으로서 순수한 공기역학적 감쇠량을 구할 수 있다.

자체 감쇠는 계(system)로부터 운동의 저항과 에너지 흡수에 의한 비공기역학적(non-aerodynamic) 영향 때문에 나타나고 운동의 진폭을 감소시킨다. 만일 감쇠력이 존재하지 않는다면 일정한 진폭의 진동은 계속적으로 존재할 것이다. 자체 감쇠력은 기계시스템 감쇠와 재료 감쇠(material damping), 그리고 정체공기 감쇠(still air damping) 등으로 인하여 발생한다. 기계적 시스템 감쇠는 시스템을 구성하는 장치의 접합면 사이에서 미끄러짐(slip) 현상과 경계의 전단 효과(shear effects)로 발생한다. 재료 감쇠는 스프링 역할을 하는 동안정 밸런스의 구조가 완전한 탄성체(elastic materials)로서의 역할을 다하지 못함으로써 나타나는 에너지 소실(energy losses)에 의하여 발생하는 것이다. 정체공기 감쇠는 실험모델이 진동할 때 모델 주위의 정체공기가 모델의 움직임을 간섭하여 진동을 감소시키기 때문에 발생한다. 이러한 영향을 제거하기 위해서는 진공상태에서 실험이 이루어져야 하지만 본 연구에서는 진공상태의 구현이 어려우므로 단지 유속이 존재하지 않는 상태에서 실험을 하였다. 따라서, 자체 감쇠값에 정체공기와 기계 및 재료 감쇠값이 모두 포함되어 있다. 일반적으로 정체공기에 의한 감쇠값은 공기역학적인 감쇠값에 비해 2~4%로서 매우 작은 값이므로 정체공기 감쇠값을 무시하기로 하였다.

4.2 밸런스의 보정(Calibration)

모델이 진동할 때 내부 밸런스의 스트레인 게이지로부터 전압이 출력되므로 이 전압 값을 각변위로 변환시켜 주어야 한다. 또한, 각변위를 이용하여 스프링 강성도를 계산한다. 따라서, 좌우 대칭이며 무게 중심이 잘 잡힌 보정용 막대 모델을 밸런스에 장착하고

5kg과 10kg의 추를 각각 매달아 각변위와 하중의 관계를 파악함으로써 현 실험조건에서의 전압과 변위의 관계를 구하였다.

4.3 자료획득 및 처리

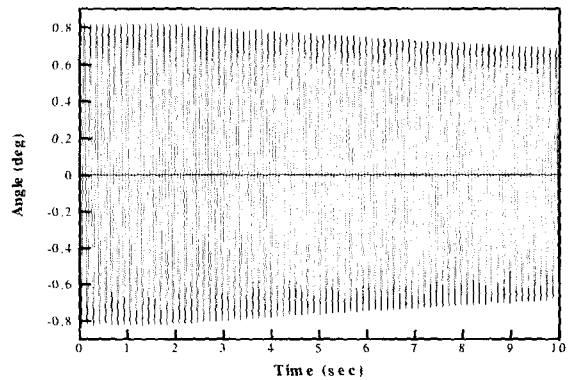
고압압축공기를 사용하여 모델이 초기 변위를 갖도록 만든 후 고압공기를 차단하면 모델은 자유롭게 진동하게 된다. 이 순간부터 자료를 측정하기 시작한다. 자료획득은 상용제품인 NI(National Instrument)사의 자료획득장치와 상용프로그램인 Labview를 사용하였다. 가급적 정확한 자료를 획득하기 위하여 초당 400개의 자료를 30초 동안 측정하였고 자료의 처리는 이론에 제시된 바와 같이 대수적 감소 기법을 이용하여 처리하였다.

5. 실험 결과 및 토론

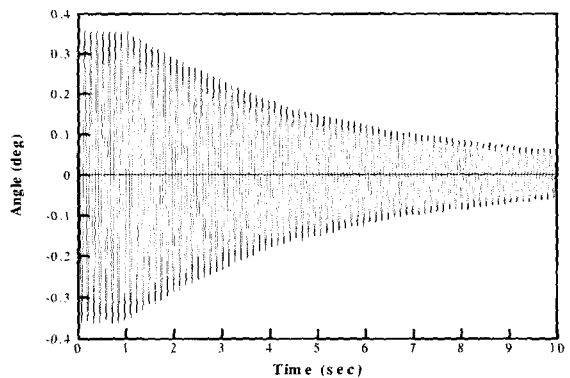
공대지 미사일 모델에 대한 풍동실험은 마하수 0.1 (레이놀즈수 1.4×10^6)인 경우와 마하수 0.2(레이놀즈수 2.8×10^6)인 경우의 두 가지 유동조건에서 받음각을 변화시키면서 수행하였으며, 일정한 받음각 상태에서 유속을 변화시키면서도 실시하였다.

그림 5는 밸런스 자체의 감쇠량을 구하기 위하여 유속이 존재하지 않는 상태에서 자유진동하는 모델의 거동을 측정하였다. 유속으로 인한 감쇠특성을 비교하기 위하여 실험모델의 자유진동 운동을 10초간 측정하였다. 유속이 없는 상태에서 실험모델이 자유진동하는 동안 시간 경과에 따른 피치각의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 각 변화가 시간경과에 따라서 서서히 감소되고 있는 것을 볼 수 있는데 이는 외부로부터의 작용력이 없어도 시스템 자체에 감쇠력이 존재함을 의미한다.

그림 6은 유속이 존재할 때 모델의 진동 특성을 나타낸 것으로 유속이 없을 경우와는 다르게 시간의 경과에 따라 변위각의 변화가 매우 빠르게 감소됨을 볼 수 있다. 이것은 유속에 의한 공기력이 모델의 진폭을 감소시키도록 작용하였음을 의미하며, 이 감소의 정도가 동안정 특성을 결정하는 요인이 된다.



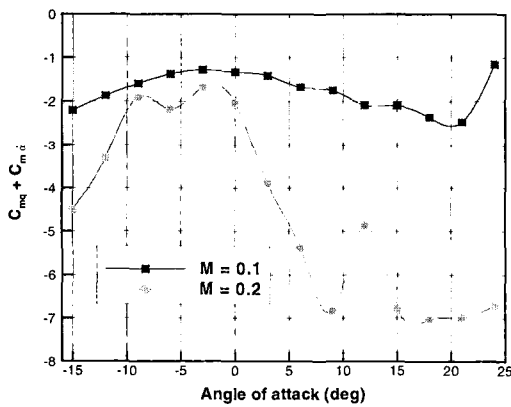
(그림 5) Wind-off 상태에서 모델의 진동



(그림 6) Wind-on 상태에서 모델의 진동

그림 7은 미사일 모델의 받음각에 따른 동안정 미계수의 변화를 보여주고 있다. 마하수 0.1일 때의 동안정 미계수는 -1과 -2.5사이에서 큰 폭의 변화없이 매우 완만한 증감상태를 보이고 있음을 알 수 있다. 마하수 0.2일 때의 동안정 미계수는 받음각에 따라 매우 큰 폭으로 변화하고 있다. 미계수 값의 절대크기는 받

음각 -3도 부근에서 가장 작은 값을 갖고, +15도와 +21도 사이에서 가장 큰 값이 나타난다. 위의 결과를 볼 때 미사일 모델은 마하수 0.1에서보다는 마하수 0.2에서 훨씬 큰 절대값의 미계수로 보아 동안정 특성이 향상된다는 것을 알 수 있으며, 미사일의 받음각이 0도 이외의 받음각에서 보다 큰 동안정 미계수를 갖 받음각이 존재할 때 동안정성이 증가함을 알 수 있다. 그러나, 마하수 0.1과 0.2에서 뚜렷한 경향성이 나타나고 있지 않는 것을 볼 수 있는데, 그림 9에서도 확인할 수 없어서 이에 대한 추가 실험이 필요할 것으로 판단된다.

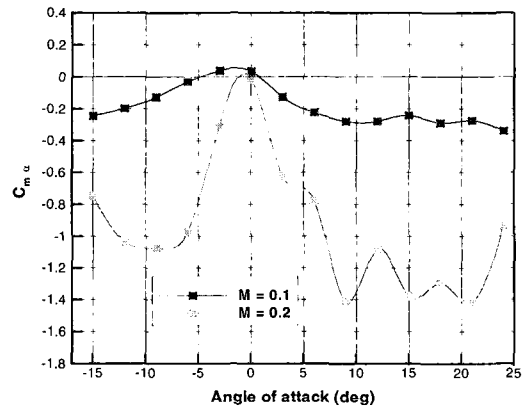


(그림 7) 미사일 모델의 받음각에 변화에 따른 동안정 미계수

그림 8은 미사일 모델의 받음각에 따른 정적 피칭 모멘트 기울기 변화를 나타낸 것이다. 마하수가 0.1일 때는 받음각 -5도와 +1도 구간에서만 정(+)의 값을 보이고, 그 외에서는 모두 부(-)의 값을 보이고 있다. 마하수 0.2일 때는 0도 부근을 제외한 모든 받음각에서 모두 부(-)의 값으로 나타나고 있다. 잘 알려져 있다시피 피칭 모멘트의 기울기는 비행체의 운동에서 정적인 안정성을 판별하는 기준이 되고 있다. 이 그림의 결과로 유추할 때 본 연구에 사용된 미사일 모델은 마하수가 0.1인 경우에는 받음각 0도 부근의 작은 받음각 자세보다 약간의 받음각이 존재하면 더욱 바람직

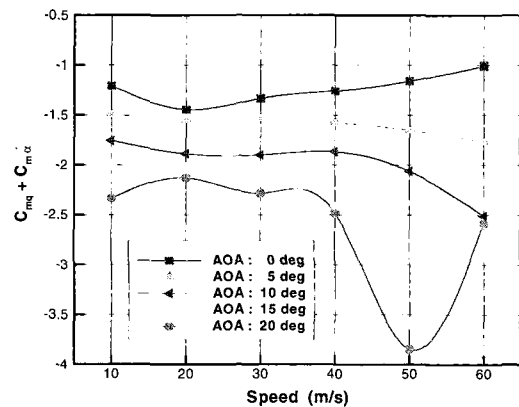
하며 큰 마하수에서 보다 큰 세로 정안정성이 존재함을 알 수 있다.

이 마하수 0.1일 때보다는 마하수 0.2일 때 더욱 안정적이며 받음각이 커질수록 정적안정 정도도 향상된다고 볼 수 있다.



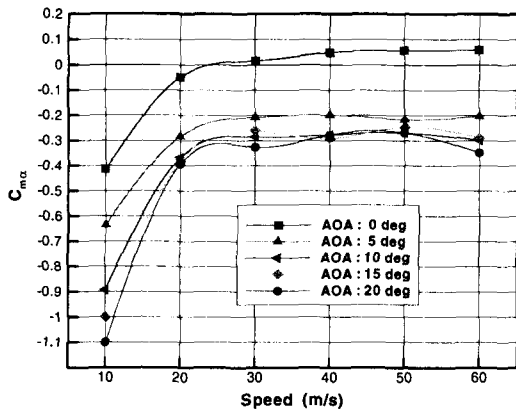
(그림 8) 미사일 모델의 받음각에 따른 피칭 모멘트 기울기

그림 9는 일정한 받음각 상태에서 속도를 증가에 따른 동안정 미계수의 변화를 나타낸 그림이다. 이 그림에서 받음각이 0도에서 20도로 증가할수록 동안정 미계수도 증가하고 있으며, 속도가 증가하면 동안정 미계수의 변화가 매우 커짐을 예측할 수 있다.



(그림 9) 미사일 모델의 속도에 따른 동안정 미계수

그림 10은 유속의 변화에 따른 피칭모멘트의 기울기 변화를 나타낸 것으로, 받음각 0도에서 속도 30m/sec 이상일 때 피칭 모멘트 기울기가 정(+)의 값을 보이는데, 이 조건에서 미사일 모델이 정적 불안정한 것으로 볼 수 있으며, 받음각이 증가할수록 피칭 모멘트의 기울기도 어느 정도 증가하고 일정한 값에 수렴하는 경향으로 보아 정적 안정성이 증가되어 유지되는 것을 알 수 있다.



(그림 10) 미사일 모델의 속도에 따른 피칭 모멘트 기울기

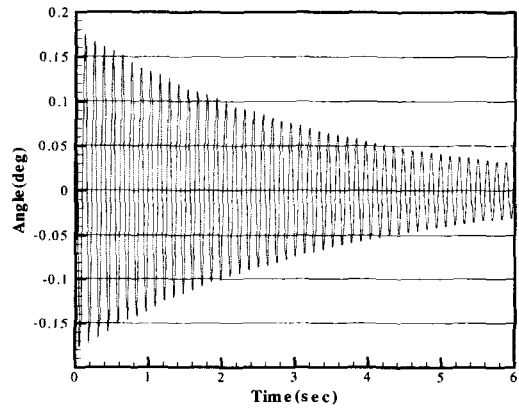
마지막으로, 동안정 미계수 측정에 대한 실험 결과의 타당성을 검토해보기로 한다. 본 연구에서는 결과를 비교할 수 있는 어떠한 자료도 확보하지 못하였지만 실험을 통하여 얻어진 감쇠비(ζ), 비감쇠 고유진동수(ω_n) 및 감쇠 고유진동수(ω_d)를 일반해를 나타내는 식에 대입하여 계산한 각 변위와 실험시 모델의 거동을 직접적으로 측정된 시간에 따른 각 변위를 비교함으로써 측정하고 계산된 결과가 정확한가를 판단하였다. 식 (3)을 감쇠비 및 고유진동수의 향으로 정리하면 다음과 같이 표현된다.

$$\theta(t) = \theta_0 e^{-\zeta \omega_n t} \cos(\omega_d t - \phi_0) \quad (12)$$

여기서, 시간 $t=0$ 일 때 초기진폭 θ_0 가 정점에서 시

작되므로 위상각(ϕ_0)은 0이 된다.

그림 11은 미사일 모델이 마하수 0.2에서 받음각 0 일 때 구한 감쇠비, 비감쇠 고유진동수 및 감쇠 고유진동수를 식 (12)에 대입하여 계산한 모델의 각 변위를 나타낸 것이다. 실험시 시간 $t=4.09$ 일 때 측정된 각 변위는 0.053도였다. 그림 11에서 동일한 시간 $t=4.09$ 일 때 각 변위가 0.054도이므로 매우 작은 오차내에서 일치하는 것을 알 수 있다. 이것은 본 연구에 사용된 자료 처리기법에 의해서 구해진 감쇠비, 고유진동수 및 동안정 미계수 값이 타당한 값을 의미한다.



(그림 11) 측정된 감쇠비 및 고유진동수로 계산된 모델의 시간에 대한 거동

6. 결 론

본 논문은 아음속 풍동실험을 통하여 공대지 미사일의 동안정 특성 분석을 위한 자유진동기법에 의한 동안정 미계수 측정에 관하여 주로 논의하였으며, 얻어진 결론은 다음과 같다.

첫째, 공대지 미사일 모델은 우수한 동력학적 감쇠 특성을 갖추고 있으나, 동안정 미계수는 동일한 받음각 상태에서도 유속의 변화에 따라 서로 매우 다른 값의 차이를 나타내고 있음을 확인하였다.

둘째, 공대지 미사일 모델의 감쇠특성 및 정적안정성은 받음각이 증가함에 따라 증대되는 경향을 갖는다.

본 논문에서는 얻어진 결과와 비교할 수 있는 어떠한 자료도 확보하고 있지 못하여 비교분석하지 못하였음을 밝힌다. 또한, 장비 및 실험조건의 제약으로 인하여 미사일 동특성 실험이 실제 운영속도영역에서 이루어지지 않았으나 저속에서의 미사일의 동적 거동은 속도증가로 더욱 안정화될 것이므로 미사일의 동특성에 관한 기본적 자료획득에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. Schuelier, C. J. and Ward, L. K., Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities, AGARD-121, 1967.
2. 김재무, 권기정, 장병희, “아음속 풍동을 이용한 AGARD-B 모델의 동안정 계수 측정 시험”, 유도무기 학술대회 논문집, 1999, pp. 268-274.
3. 조환기, 허원욱, 강치행, 손명환, 윤용현, 김주연, 백승욱, “피치 동안정 미계수 측정을 위한 자유진동기법”, 한국항공우주학회지, 제27권 6호, 1999, pp. 18-26.
4. Guglier, G. and Quagliotti, F. B., “Determination of Dynamic Stability Parameters in a Low Speed Wind Tunnel” AIAA Paper 91-3245-CP, 1991.
5. 박재현, 백승욱, 조환기, 허원욱, “공대지 미사일 모델의 동안정 미계수 측정에 관한 연구”, 한국군사과학기술학회 추계학술대회 논문집, 1999, pp. 354-359.
6. 박재현, 백승욱, 조환기, 허원욱, “피치 동안정 미계수 측정을 위한 아음속 풍동실험”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1999, pp. 587-591.