

## 로켓 모델의 동안정미계수에 대한 풍동시험의 적용

조환기\*, 성홍계\*\*, 김진곤\*\*

## Application of Wind Tunnel Testing on the Dynamic Stability Derivatives of a Rocket Model

Hwankee Cho\*, Hong-Gye Sung and Jin-Kon Kim

## ABSTRACT

This paper described the wind tunnel testing apparatus and technique to acquire the dynamic stability derivatives of large slenderness ratio air vehicle such as the guided missiles or rockets. There have been few difficulties in conducting wind tunnel testing for slender long rocket due to the size limitation of the test section size and the installation of oscillation equipments. In this study, the dynamic stability balance was used as the wind tunnel technique for obtaining the dynamic stability derivatives. Through the wind tunnel testing, the experimental apparatus for slender air vehicle's oscillation is established. The measured data showed that it is possible to acquire the dynamic stability derivatives of large slenderness ratio rocket, properly.

## 초 록

본 논문은 유도 무기나 로켓과 같이 세장비가 큰 비행체의 동안정미계수 획득을 위한 풍동시험장치 및 기법에 관하여 기술하였다. 세장비가 큰 로켓과 같은 비행체의 동적운동을 위한 풍동시험은 풍동 시험부의 크기와 진동 장치의 설치에 대한 문제 등의 어려움이 있어 동안정성 실험을 수행하는데 여러 가지 제약이 따르게 된다. 본 연구에서는 아음속 풍동에서 세장비가 큰 비행체의 동안정 미계수 획득을 위한 풍동시험기법으로 동안정 밸런스를 이용하는 기법이 사용되었다. 본 연구를 통하여 세장비가 큰 비행체의 자유진동 풍동시험 장치가 구축되었으며, 이 장치를 이용한 자료측정 결과는 동안정미계수가 적절하게 획득됨을 보여 주었다.

**Key Words** : Wind Tunnel Testing(풍동 실험), Dynamic Balance(동안정 밸런스), Dynamic Stability Derivatives(동안정 미계수), Free Oscillation(자유 진동)

## 1. 서 론

비행체의 동적 안정성미계수를 결정하기 위한 자유진동시험기법의 이용은 각변위 변화에 대한

† 2012년 7월 13일 접수 ~ 2012년 10월 2일 심사완료

\* 정회원, 청주대학교 항공운항학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 기계항공공학부  
교신저자, E-mail : hkee04@hanmail.net  
충북 청주시 상당구 대성로 298번지

동력학적 방정식의 가장 단순한 형태의 응용분야이며, 비행체의 실속 영역과 같이 비선형적 운동 시 동적 안정성 해석을 위하여 널리 사용되는 기법 중의 하나이다. 이 기법은 풍동 시험부에 비행 모델을 장착한 후 일정한 크기의 각변위로 초기 진동을 가해준 후에 모델의 운동에 대한 공력의 반응 거동을 측정함으로써 비행체의 동안정 미계수(dynamic stability derivatives)를 실험 자료로부터 추정해내는 방법이다[1-2]. 사실 로켓

은 발사 직후에 초음속에 도달하게 되므로 주 비행영역은 아음속 영역이 아닌 초음속 영역이다. 이 영역에서 동안정 미계수를 획득하기 위한 실험은 초음속 풍동에서 이루어져야만 한다. 그러나 이러한 실험기법을 초음속 풍동에서 실현하는 것은 매우 어려울 뿐만 아니라 초음속용 동안정 밸런스나 이에 상응하는 장치를 보유하고 있어야만 가능하다. 국내에서는 아직까지 초음속 풍동에서 동안정 밸런스 획득을 위한 실험이 많이 수행되지 않고 있다. 이는 무엇보다도 초음속에서의 동안정성에 대한 연구 필요성이 미약했으며, 이 실험을 수행하기 위해서는 많은 비용과 시간이 소모되고 고가의 초음속 실험용 동안정 밸런스의 확보가 요구되기 때문이다. 이에 비해 아음속 풍동을 활용한 실험은 비교적 용이하고 비용도 적으며 초음속 풍동에 비하여 덜 제한적인 환경을 갖게 된다[3-5].

본 연구에서는 로켓이 초음속 영역에 도달하기 이전에 로켓의 비행 상황이나 아음속 상태의 비행을 가정하여 아음속 유동상태에서 세장비가 큰 로켓 모델의 동안정미계수를 추출하고 동적 안정성을 판단하기 위한 실험을 수행하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 수학적 모델

일반적으로 세장비가 큰 로켓의 세로운동은 순수 피칭운동(pitching motion)으로 표현할 수 있으며, 운동방정식은 실험장치가 가지고 있는 고유한 테어(tare) 값을 고려할 경우 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$I_{yy} \frac{d^2\theta(t)}{dt^2} - [(M_q + M_{\alpha'}) + M_{\theta'}] \frac{d\theta(t)}{dt} - (M_\theta + M_{\theta t})\theta(t) = 0 \quad (1)$$

위의 식(1)에서,  $I_{yy}$ 는 로켓 모델의 회전 관성 모멘트를 나타내며,  $[(M_q + M_{\alpha'}) + M_{\theta'}]$ 는 회전운동에 대한 공력감쇠계수를 의미하고  $M_\theta$ 는 밸런스의 강성계수를 나타낸다. 또한,  $M_{\theta'}$ 는 밸런스 자체의 감쇠(internal damping)에 의한 영향을 나타내는 유차원 계수이며,  $M_{\theta t}$ 는 밸런스 자체의 회전 강성계수의 테어 값을 나타낸다. 이 식의 변수  $\theta(t)$ 는 로켓 모델의 피치각 변화량을 나타낸다. 위의 식(1)에서 회전 운동 시스템에 의한

영향을 제외한 로켓 모델의 피칭운동에 대하여 무차원화한 피치 동안정미계수는 다음 식과 같이 간략하게 정의될 수 있다.

$$C_{M_q} + C_{M_{\alpha'}} = 2(M_q + M_{\alpha'}) \frac{V}{q_\infty S c^2} \quad (2)$$

여기서,  $c$ 는 운동 물체의 특성 길이로, 세장비가 큰 로켓의 경우에는 날개 시위선 대신에 최대 직경을 특성 길이로 사용하는 것이 일반적이다. 시간 변화에 따른 획득 자료중에서  $t = 2n\pi/w$ 인  $\theta(t)$ 의 값을 알게 되면 선형적인 대수감소(linear log decrement)기법을 이용하여 로켓모델의 전체 운동을 나타내는 식으로부터 아래와 같은 관계를 정의할 수 있다.

$$(M_q + M_{\alpha'}) + M_{\theta t} = - \frac{M_\theta + M_{\theta t}}{n\pi w} \ln\left(\frac{\theta_{p2}}{\theta_{p1}}\right) \quad (3)$$

위의 식에서,  $M_\theta = I_{yy}w^2$ 이며,  $n$ 은  $\theta_{p2}$  과  $\theta_{p1}$  사이의 사이클 수를 나타내고,  $\theta_{p1}$  과  $\theta_{p2}$ 는 각각 임의의 시간 1과 시간 2에서 진동 진폭의 국부적 최대치(local maxima)를 나타낸다. 유의해야 할 점은 식(3)에서  $\ln(\theta_{p2}/\theta_{p1})/n$ 은  $n=0$ 에서는 적용되지 않는다는 것이다. 위에서 유도된 식(3)은 각 변위  $\theta(t)$ 의 시간에 따른 거동에 대해 일정한 사이클 내에서 진폭의 국부적인 최대치 사이의 비를 이용함으로써 과학로켓 모델의 동안정미계수 계산을 가능하도록 해주는 대수감소식이 얻어진 것이다. 이 기법은 비선형적으로 감소하고 있는 최대 및 최소 진폭의 값의 변화를 일정한 구간에서 선형적이라 가정하고 선형적 추정방법을 적용하고 있기 때문에 비록 약간의 오차가 포함될 수는 있지만 상대적으로 계산이 매우 용이하다는 장점이 있다. 위의 식(3)의 선형식을 이용함으로써 발생하는 오차는 획득된 진동수와 감쇠계수를 이용하여 로켓모델의 운동 변화를 재구성하여 봄으로써 그 차이를 확인해 볼 수 있다.

### 2.2 풍동시험의 적용

#### 가. 실험 모델

풍동 실험 모델은 과학로켓 모델로서 주로 알루미늄 합금을 사용하여 제작하였다. 풍동에서 동안정성 실험을 위한 모델은 원래의 과학로켓과 동일한 위치에 무게중심이 위치해야 상사성이 있는 운동 형태를 얻을 수 있다. 따라서 무게 중심(center of gravity)이 회전중심과 정확히 일치될 수 있도록 조절하기 위해서 모델 내부에 이동용 무게 추를 장착하여 무게 중심점을 미세하게 조

질 가능하도록 만들어 주었다. Fig. 1은 세장비가 큰 로켓의 기하학적 형상을 나타낸 것으로 십자형의 꼬리 핀(tail fin)을 갖추고 있으며 핀의 경사각이나 변위각은 없기 때문에 발사된 후에 핀의 공력 변화로 인한 회전운동이 발생하지 않는 로켓이다. 로켓의 실험모델은 실제 로켓의 크기를 50%로 축소하여 제작하였다. 이 로켓의 후방에 장착된 십자핀의 형상은 사다리꼴형상으로 핀의 크기 역시 실제 크기의 50% 축소 모형으로 제작되었다

모델의 주 구조부 재질은 알루미늄 합금인 AL 6061을 사용하였으며 노즈(nose) 부분은 무게를 줄이고 관성 모멘트를 조절하여 일치시킬 수 있도록 가벼운 재질을 사용하여 제작한다.

과학로켓 모델의 동적 특성에 대한 실험을 수행하기 위해서는 먼저 실험모델에 대한 중량과 질량 분포 등의 자세한 정보를 획득하는 것이 필요하다. 왜냐하면 공력은 모델의 특성 면적에 비례하여 감소하는 반면 중력은 모델의 체적에 비례하여 감소하게 된다. 따라서 같은 비율로 모델을 축소할 경우 공력의 효과가 훨씬 더 커지는 결과를 초래한다. 이렇게 모델에 작용하는 공력의 효과와 중력의 효과를 같은 비율로 축소시켜주기 위해 Froude scaling 기법을 적용하였다. Froude scaling 기법은 상대적으로 커진 공력의 효과를 줄이기 위해 유속을 감소시키는 방법이다.

동력학적 실험에서는 공기역학적 힘과 모멘트만 고려하는 일반적인 풍동실험과는 달리 중력장에 의한 영향도 함께 고려해야 한다. 이때 동적 운동에 대한 상사성을 모사해야 하므로 모델의 무게 중심 및 각 축에 대한 관성 모멘트를 정확하게 맞추어 주는 것이 풍동실험의 정확도를 결정하는 매우 중요한 부분이라고 할 수 있다. 과학로켓 모델의 관성 모멘트 측정은 두 줄 연결 스윙 방법(bi-filar-swing method)을 사용하였으며 모델의 관성모멘트 측정도 동일한 방법으로 동적인 상사성을 구현하였다.

#### 나. 실험 장치 및 구성

과학로켓 모델을 장착하여 실험을 수행한 풍동 실험 장치는 시험부의 길이가 8.7m, 폭과 높이가 3.5m 및 2.45m인 단일 폐회로식의 직사각형 단면을 갖는 아음속 풍동이 사용되었다. 풍동 시험부의 최대 유속은 92m/s이며, 난류도는 74m/s에서 0.1%이내를 유지한다.

로켓 모델의 동안정미계수를 구하기 위해서는 모델의 동적 운동을 시키는 것이 필요하다. 풍동 시험부에서 비행체가 진동운동을 할 수 있도록 Fig. 1과 같이 실험 모델 및 실험 장치를 제작하

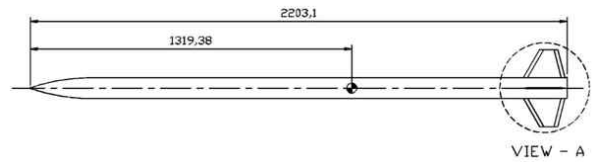


Fig. 1. 과학로켓 50% 축소 모델과 풍동 자유진동 실험장치[단위:mm]

여 설치하였다. 이 그림에서 위쪽의 그림은 로켓의 실험 모델의 형상을 보여 주고 있다. 실험 모델의 길이와 직경은 각각 2,203.1mm와 85mm이고 중심의 위치는 로켓의 선단으로부터 약 1,319mm 지점에 위치한다.

Figure 1의 아래 그림은 아음속 풍동 시험부 내부에서 모델의 지지대와 실험 모델이 지지대 위에 장착된 모습을 나타낸 것이다. 실험 로켓모델의 무게 중심 위치와 일치되는 지점에 동안정 밸런스의 피봇(pivot)이 자리할 수 있도록 장착하여 모델의 진동이 이 지점에서 이루어질 수 있도록 만들어 주었다.

Figure 2는 풍동 시험부에 설치된 동안정성 실험 장치의 전체 구성도를 나타낸 것이다. 실험 장치는 모델과 지지부, 모델을 가진시키는 장치 및 자료획득시스템으로 구성되어 있다.

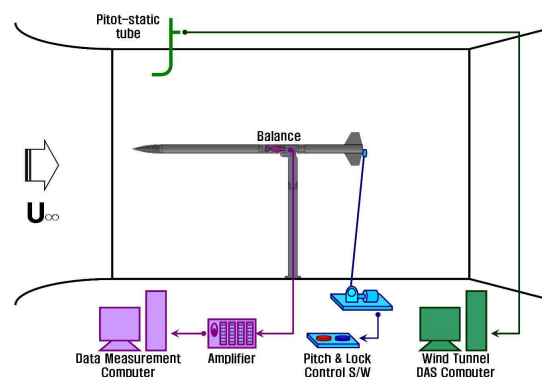


Fig. 2. 과학로켓 동안정성 실험 장치 구성도

과학로켓 모델의 지지는 외부 지지물에 의한 도움 없이 모델의 무게 중심 위치에서 동안정 밸런스만으로 지지된다. 동안정 밸런스는 Fig. 2에서 볼 수 있는 것처럼 모델 지지대의 구조물에 장착되어 있으며 이 지지대 구조물은 풍동의 바닥면에 고정되어 있다. 여기서, 동안정 밸런스는 로켓 모델의 내부에 삽입되어야 하므로 불가피하게 로켓 모델의 아래 부분을 절단하여 모델의 운동이 자유롭게 이루어지도록 만들어 주었다. 또한 모델 지지부에는 로켓 모델의 피치각을 변화시킬 수 있도록 피치각 조절 지지대가 별도로 장착되어 있다. 피치각의 조절은 로켓 모델의 받음각을 변화시키기 위한 것으로 실험 중에 풍동을 정지시킨 상태에서 조절할 수 있도록 되어 있다.

동안정 실험용 로켓 모델의 가진장치는 풍동을 작동하는 중에도 모델을 가진시킬 수 있도록 하는데 큰 어려움이 없어야 한다. 풍동 작동 시에 로켓모델을 가진시킬 수 있는 초기 변위는 Pitch & Lock 제어 스위치를 제작하여 활용하였다. 이 장치는 교류 모터로 초기 변위를 위한 힘을 전달해 주고 풀림(unlock)상태가 되도록 모델 고정 장치를 공압(pneumatic pressure)을 이용하여 제거해줌으로써 진동이 발생할 수 있도록 해준다. 이 장치는 모델의 변위를 준 상태에서 풀림(unlock)상태가 되기 이전에는 모델이 불필요하게 움직이지 못하도록 고정해주는 역할도 담당한다. 매 실험마다 모델에 동일한 크기의 힘을 가하여 줄 수 있도록 고안하였으며, Locking cable은 공기압을 이용하여 분리시켜 줌으로써 모델이 스스로 진동할 수 있도록 만들어 주었다. 여기서 공기압은 외부 압축기로부터 압축된 공기를 솔레노이드 밸브를 이용하여 제어한다.

실험 자료의 획득을 위한 컴퓨터는 일반적으로 많이 사용되는 고성능의 IBM PC를 이용하였다. 자료 획득용 컴퓨터 내부에는 자료 획득모듈이 장착되어 있다. 증폭기(amplifier)는 내장 밸런스에서 감지되는 미약한 모델의 각 변위 자료신호를 적당한 크기의 신호로 증폭하여 아날로그-디지털 변환기(analog-to-digital convertor, NI-1050)로 보내주는 역할을 한다. 일종의 계측기인 동안정 밸런스로부터 측정된 자료는 증폭기에서 증폭하고 증폭된 아날로그 신호를 디지털 신호로 변환시켜 컴퓨터의 보조 기억장치에 디지털 수치를 저장하여 추후 측정 자료의 처리에 사용한다.

#### 다. 실험 방법 및 자료 획득 절차

비행체의 동안정 미계수 측정을 위한 실험 기법은 물체에 운동 에너지를 가해 주기 위한 가진 여부에 따라 두 가지로 구분될 수 있다. 실험모

델에 외부로부터의 가진력을 지속적으로 공급하여 주면서 운동 특성의 변화를 측정하는 강제진동(forced oscillation)기법과 운동 물체의 초기 변위 상태에서 외력을 차단시킴으로써 운동 물체가 자유로운 상태에서 진동을 할 수 있도록 하면서 진동 특성을 측정하게 되는 자유진동(free oscillation)기법이다. 본 연구에서는 로켓 모델의 동안정 미계수를 구하여 운동 특성을 파악하기 위해서 실험장치의 제작 및 실험절차가 비교적 간단한 자유진동기법을 사용하였다.

풍동시험부에서 진동모델에 대한 댐핑효과는 순수한 공기역학적 댐핑(damping)만으로 구성되어 있지 않으며 모델의 구조적 특성으로 인하여 바람이 없는 경우에도 댐핑효과가 나타나게 되는 구조댐핑(structural damping)이 존재한다. 실험 모델은 인위적인 댐핑 요소인 댐퍼가 장착되어 있지 않다. 따라서 실험모델의 운동은 이론상 공기력의 작용에 의한 댐핑이 없다면 진폭의 변화 없이 지속적인 운동형태를 보여야 한다. 그러나 실제로는 점차적으로 시간이 경과하면서 모델의 운동이 멈춰지게 된다. 이러한 현상 때문에 실험장치 자체가 가지고 있는 댐핑 효과인 테어를 측정하는 것이 필요하다. 실험모델의 공력에 의한 댐핑은 전체 댐핑의 일부로서 측정되기 때문에 별도로 측정할 수 있는 방법은 없다. 그러므로 순수한 공력댐핑은 전체 댐핑과 테어 댐핑과의 차이를 구하는 간접적인 방법으로 얻는다.

실험자료의 획득은 National Instrument사의 자료획득장치와 상용 프로그램인 Labview를 이용하였다. 정확한 자료를 획득하기 위하여 400 Hz의 샘플링 율(sampling rate)로 30초 동안 측정하였고, 실험모델의 진동 시 상하 최고/최저(peak)점에서의 변위도 측정하였다. 본 실험을 통해 측정하고자 하는 값은 궁극적으로 공기의 흐름으로 인해 발생하는 공력 댐핑(aerodynamic damping) 효과이므로 동일한 받음각에서 wind-off 실험과 wind-on 실험을 병행하여 실시하였다. 즉, wind-on 실험을 할 때 측정되는 감쇠력에는 공력 댐핑 값과 테어 댐핑(tare damping) 값이 모두 포함되어있고, wind-off 실험을 할 때에는 순수한 테어 댐핑 값만 측정되므로, wind-on 실험에 의하여 측정된 댐핑 값에서 wind-off 실험에서 측정된 테어 댐핑 값을 제거함으로써 공력 댐핑 값을 구할 수 있다.

#### 2.3 실험 결과 및 해석

본 연구에서는 아음속 유동조건에서 실제 크기의 50%로 축소하여 제작한 과학로켓의 실험모델에 대한 자유진동실험을 수행하여 동적 피치운동

특성을 관찰하였다. 관성효과를 고려한 동력학적 상사성(dynamic similarity)를 갖도록 풍동실험조건은 유속 $M=0.2(48m/sec)$ ,  $M=0.25(60m/sec)$ 에서 이루어졌다. 이들 실험조건은 표준대기로 가정한다면 각각 레이놀즈수가  $2.383 \times 10^5$ ,  $3.177 \times 10^5$ 의 유동조건에 해당한다.

풍동실험을 통하여 측정된 피치각의 시간에 따른 변화로부터 댐핑계수와 고유 주파수를 구하기 위하여 식(3)과 같이 선형대수 감소기법(linear logarithmic reduction technique)을 적용하고 자료를 처리하면 다음과 같이 무차원화된 동안정미계수를 구할 수 있다.

Figure 3은 공기 유속이 다른 경우에 받음각의 변화에 따른 무차원 피치 동안정미계수의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 동안정미계수 값은 받음각에 따른 변화는 크게 나타나지만 속도 변화에 대하여는 전 받음각 영역에서 큰 변화를 보이지 않고 있다. 동안정 미계수 값은 전체적으로 음(-)의 값을 나타내며, 기울기는 받음각에 따라서 변화되고 있다. 피치 동안정미계수 값은 받음각이 증가함에 따라 받음각 5도 이후에 지속적으로 증가되는 경향을 나타내고 있다.

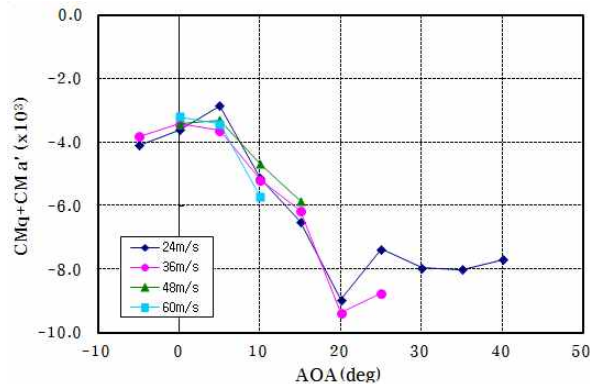


Fig. 3. 받음각의 변화에 따른 피치 동안정미계수의 변화

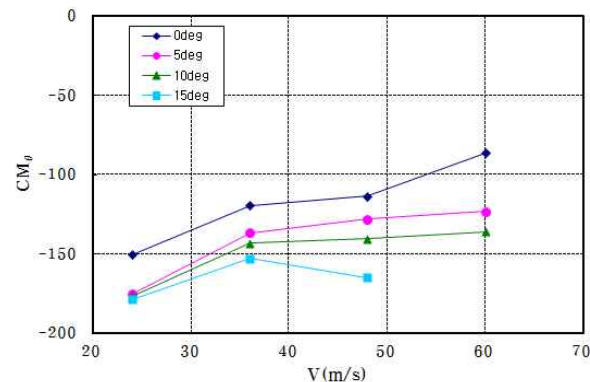


Fig. 4. 유속 변화에 따른 피칭 모멘트 계수

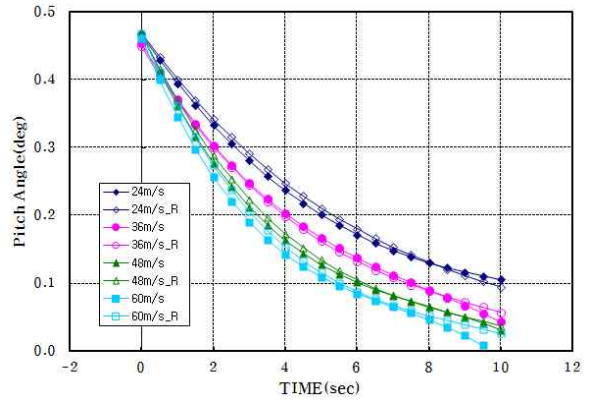


Fig. 5. 실험 측정치 및 재구성된 모델의 거동 사이의 피치각 변위차

Figure 4는 유속 변화에 따른 무차원 피칭 모멘트 계수의 변화를 받음각 0도에서 15도까지 증가하는 동안 나타낸 것이다. 이 그림에서 피칭모멘트 계수의 크기가 속도의 증가에 따라 절대값이 감소되는 것을 볼 수 있다. 특정한 속도에서 받음각에 의한 영향을 관찰해보면 받음각이 증가함에 따라 무차원 피칭 모멘트 계수도 증가하는 경향을 나타내고 있다. 이것은 받음각이 커지면 모델의 자세각이 증가되는 것을 의미하므로 밸런스에 큰 회전 모멘트가 걸리기 때문이다.

Figure 5는 과학로켓의 받음각이 0도인 상태에서 풍동실험으로 측정된 피치각의 최대 및 최소치(peak value)를 실험 측정치로부터 구한 감쇠계수와 감쇠 고유주파수를 이론식에 적용하여 얻어진 피치각의 최대 및 최소치를 비교하여 그 오차를 나타낸 것으로 진동 초기 및 말기에는 오차가 크게 나타나지 않고 거의 일치되고 있음을 알 수 있다. 이 그림에서 각 속도영역에서 피치각 차이는 진동 초기의 진폭보다 일정한 시간이 경과하여 진폭의 감소가 현저해진 시점에서 그 차이가 더욱 커짐을 알 수 있는데 이는 감쇠계수의 추출을 위하여 선형 대수 감소법을 사용하였기 때문이다. 즉 선형 대수 감소법이 비선형 감쇠영역을 충분히 반영하지 못하였기 때문에 기인된 것이다. 따라서 보다 정확한 감쇠계수의 추출을 위해서는 비선형 대수감소법을 적용해야 하지만 본 연구에서는 모델의 진동 감쇠율의 비선형성이 그다지 크게 나타나지 않기 때문에 선형 대수감소법을 적용하여 자료를 처리하였다.

### III. 결 론

아음속 풍동에서 세장비가 큰 로켓과 유사한 비행체에 대한 동안정미계수의 획득을 위한 자유

진동실험을 수행한 결과 아래와 같은 결론을 얻었다.

먼저 로켓과 같이 세장비가 큰 운동물체의 자유진동실험을 위한 동안정 밸런스를 설계하고 자체 제작하여 실험을 수행해 본 결과 자유진동실험에 적용 가능한 장치임을 확인하였다.

로켓의 모델에 대한 자유진동실험으로 얻어진 동안정미계수 및 받음각 변화에 따른 계수 값들은 항공기 모델에 비하여 비교적 큰 값으로 얻어졌는데 이는 세장비가 커서, 즉 비행체의 길이에 비해 직경이 작은 값을 가짐으로써 얻어진 것으로 판단된다.

마지막으로 로켓 모델의 동적 안정성을 위한 공력댐핑 효과는 유속 및 받음각에 따라 변화되지 만 진동의 감소는 아주 빠르게 이루어짐을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 국가지정연구실사업(과제번호 : R0A-2007-000-10034-1)의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) Orlik-Rueckemann, K., "Review of Techniques for Determination of Dynamic Stability Parameters in Wind Tunnel", AGARD-LS-114, 1981.
- 2) Uglieri, G., Quagliotti, F.B., "Determination of Dynamic Stability Parameters in Low Speed Wind Tunnel", AIAA-CP-91-3245.
- 3) 박재현, 조환기, 백승욱, 허원욱, "공대지 미사일 모델의 동안정 특성에 관한 연구", 한국군사과학기술학회지, 제2권 2호, pp. 110-120, 1999.
- 4) 김승필, 조환기, 백승욱, "미사일 모델의 피치 동안정미계수 측정을 위한 강제진동기법의 적용", 한국군사과학기술학회지, 제3권 2호, pp. 81-87, 2000.
- 5) 조환기, 백승욱, 과학로켓모델의 피치 동안정미계수 획득을 위한 풍동실험기법, 제15차 유도무기학술대회 논문집, pp. 172-176, 2009.
- 6) 조환기, 세장비가 큰 비행체의 동안정미계수 획득을 위한 풍동실험기법, 국과연 창설 40주년기념 학술대회 논문집, pp. , 2010.