

요 동안정미계수 측정을 위한 자유진동기법의 적용

Application of Free Oscillation Technique for Yawing Dynamic Stability Derivatives in Yaw

조 환 기*
Cho, Hwankee

백 승 욱*
Baek, Seung-Woock

ABSTRACT

A free oscillation technique for obtaining the dynamic stability derivatives in yaw is applied to the pure yawing motion. The procedure of wind tunnel testing is to compute the derivatives after measuring deflecting angles of the model during the free oscillating motion. The charging compressed air is supplied for the initial excitation. The results of this experiment predicted feasible characteristics of the yawing motion, comparing with the data previously reported in the literature.

주요기술용어 : yaw(요), dynamic stability derivatives(동안정 미계수), free oscillation(자유진동), wind tunnel(풍동), balance(밸런스)

I. 머리말

현대의 전투기들은 고도의 기동능력을 갖출 것이 요구되고 있으므로, 높은 받음각 자세에서도 충분히 우수한 공기역학적인 특성과 항공기로서의 동적 안정성(dynamic stability)을 유지할 수 있어야만 한다. 높은 받음각에서의 동적인 특성은 심한 비선형성으로 인하여 이론적 해석의 한계가 있으므로 풍동실험을 병행하여 동적 안정성 관련 자료를 확보하는 것이 유용할 수 있다. 그러나, 국내에서 비행체의 동안정성 특성에 관련된 풍동실험기법에 대한 연구 수준은 고

등 훈련기 및 전투기의 개발을 추진하고 있는 상황에도 불구하고 아직 미흡한 상태이며, 최근에 이르러 몇몇 연구자들에 의하여 항공기 및 미사일 모델에 대한 피칭운동의 동안정성 실험을 위한 장치의 개발과 실험기법이 시도되고 있는 수준에 있다.

항공기와 같은 비행물체는 피칭운동뿐만 아니라 요잉과 롤링 운동을 하므로 이들 운동에 의한 비행체의 동적인 응답특성을 해석할 필요가 있게 된다. 실험적인 접근방법은 이론적 해석으로 예측하기 어려운 고 받음각 영역의 자료를 측정할 수 있을 뿐만 아니라, 이론적 해석자료를 검증하기 위하여서도 적절하게 사용될 수 있다.

Orlik-Rueckermann^[1]은 캐나다, 프랑스, 영국, 미

* 공군사관학교 항공우주공학과

국, 독일 등의 다양한 연구기관에서 보유한 여러 가지 동안정성 실험장치들과 항공기의 동안정미계수 측정을 위한 실험기법들을 체계적으로 정리함으로써, 이후 동안정실험 수행시 갖추어야 할 실험적 조건에 대한 방향을 제시하고 있다. Beyer^[2]는 높은 받음각에서 모델 스팅의 진동을 고려한 동안정성 실험에서 모델 지지대의 진동에 의한 영향에 관하여 연구하였으며, 실험에 의한 측정결과로부터 지지대에 의한 영향을 교정하는 기법을 제시하였다. Guglieri와 Quagliotti^[3]는 표준동역학모델(standard dynamic model)의 피치(pitch), 요(yaw), 롤(roll) 운동에 대한 동안정미계수 값을 구하기 위하여 강제진동 실험장치를 개발하고, 측정된 결과를 비교하여 실험에 사용된 동안정 실험 장치의 적합성을 주장하였다.

이처럼 풍동실험을 통한 동안정미계수 측정에 대한 연구가 아음속, 천음속 및 초음속 영역에서 다양한 모델을 이용하여 활발히 수행되어 왔으나, 최근에 국내에서 수행된 표준 동역학 모델 및 공대지 미사일 모델을 이용한 동안정미계수 측정실험은 주로 피칭운동에만 국한되어 수행되었으며^[4~8], 방향 및 가로운동에 대하여는 거의 이루어지지 않고 있다. 그 주된 이유는 이들 운동형태를 감지할 수 있는 밸런스의 부재에 있다고 할 수 있다. 실제로 항공기의 운동은 피칭, 롤 및 요잉의 회전운동을 하게 되므로, 이들 운동을 측정하기 위한 측정장치가 가지는 한계점은 동안정미계수 측정실험이 실제로 유용한 자료를 생산하는데 있어서 제한적일 수밖에 없도록 만든다. 이러한 여건하에서 항공기의 방향운동특성을 위한 실험을 위하여 항공기가 순수한 요잉운동만을 하는 것으로 가정한 후 요동 안정 미계수를 측정하는데 적용해보고자 한다.

본 연구는 표준 항공기 모델에 일정한 크기의 진폭을 가해준 후 자유진동(free oscillation) 상태를 만들

어 주어 모델의 진동 응답을 측정함으로써 요 동안정 미계수를 추출하고, 그 결과를 기존 문헌의 결과와 비교함으로써 실험기법의 유효성을 검증하여, 본 실험에 적용된 풍동실험 장치와 풍동실험기법이 타당한가를 확인하는데 있다.

II. 수학적 모델링

항공기를 강체(rigid body)로 가정하고 수직축을 중심으로 회전하는 방향운동에 대한 운동방정식은 Newton 제2법칙에 의해 구해진다. 여기에, 비행운동에 대하여 미소교란이론(small perturbation method)을 적용하면 요잉모멘트의 변화는 $N = N_0 + \Delta N$ 로, 요각의 미소변화량은 $\Psi = \Psi_0 + \Delta\Psi$ 로 나타낼 수 있다. 여기서, N_0 와 Ψ_0 는 운동 초기의 정상상태의 값을 나타내며, ΔN 와 $\Delta\Psi$ 는 교란에 의하여 증분된 값을 나타낸다.

요잉 모멘트의 변화량은 옆미끄럼각, 옆미끄럼 각속도, 요각속도, 러더의 변위각 들만의 함수로서 나타낼 수 있다.

$$\Delta N = f(\Delta\beta, \Delta\dot{\beta}, \Delta r, \Delta\delta, \dots) \quad (1)$$

위의 식(1)을 미소 변위 증분값의 표현으로 Taylor 급수 전개를 한 후 얻어지는 값에서 모델의 무게중심이 고정된 점을 고려하면, 요각의 변화와 옆미끄럼각의 변화는 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\Delta\Psi = -\Delta\beta, \quad \Delta\dot{\Psi} = \Delta r = -\Delta\dot{\beta} \quad (2)$$

요잉운동이 가로운동과 연성되어 있지 않다고 가정

하면 항공기는 순수한 요잉운동만을 하는 것으로 가정할 수 있다. 조종면인 러더가 고정되어 있다고 가정하면, 러더의 변위에 의한 입력을 무시할 수 있으며, 유차원 안정미계수들은 다음과 같이 정의된다.

$$N_r = \frac{\partial N}{\partial r}, \quad N_{\beta} = \frac{\partial N}{\partial \beta}, \quad N_{\dot{\beta}} = \frac{\partial N}{\partial \dot{\beta}} \quad (3)$$

식(3)에서 $N_r + N_{\beta} = N_{ra}$, $N_{\dot{\beta}} = N_{\beta a}$ 라 하고, N_{β} 은 보통 무시할 수 있을 만큼 작은 값이다. 순수 요운동에 대한 방정식은 기계적 강성에 의한 테어(tare)항과 공기역학적 성분의 합으로 표현할 수 있다. 따라서, 요잉운동을 하는 항공기모델의 운동방정식은 비공기역학적 성분인 테어항을 포함하여 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$I_z \frac{d^2 \Psi(t)}{dt^2} - (N_{ra} + N_{rt}) \frac{d\Psi(t)}{dt} + (N_{\beta a} + N_{\beta t}) \Psi(t) = 0 \quad (4)$$

여기서, I_z 는 z축에 대한 모델의 회전 관성모멘트를 나타내며, N_{rt} 는 밸런스 자체 감쇠의 영향을 나타내고, $N_{\beta t}$ 는 밸런스의 회전 강성계수를 나타낸다. 일반적으로, 테어항은 자체 시스템의 영향과 정지 공기에 의한 영향을 포함하고 있는 것으로 간주하며, 이 영향을 정확하게 측정하기 위해서는 진공상태에서 실험을 수행해야 하는 것으로 알려져 있다.

식(4)로 주어지는 미분형의 운동 방정식의 일반해는 다음의 식과 같이 구해진다.

$$\Psi(t) = \Psi_0 e^{-\frac{c}{2I_z} t} \cos(\omega_d t - \phi) \quad (5)$$

여기서, ω_d 는 감쇠진동률, ϕ 는 위상각을 나타내며,

감쇠계수 $C = -(N_{ra} + N_{rt})$ 와 같이 정의된다.

모델의 운동은 서로 다른 시간 t_1 과 t_2 에서 각기 다른 크기의 진폭을 가지므로, 진폭비를 이용한다면 wind-on 혹은 wind-off 시에 이 모델의 감쇠상수 C 를 구할 수 있다. 식(4)에서 특성방정식을 이용하여 해를 구하면 감쇠비(damping ratio) ζ 및 감쇠 고유주파수(undamped natural frequency) ω_n 은 아래와 같이 구해질 수 있다.

$$\omega_n = \sqrt{N_{\beta}}, \quad \zeta = -\frac{N_r}{2\sqrt{N_{\beta}}} \quad (6)$$

여기서, 진동주파수는 비행기의 정적 방향안정성의 함수이며, 감쇠비는 공기역학적 감쇠 미계수의 함수이다. 위의 식은 모델의 응답을 측정하여 동안정미계수들을 측정할 수 있게 해주는 근거를 제시해 준다.

만일, 모델의 진동 변위와 감쇠 주파수가 측정될 수 있다면, 위의 관계로부터 요 감쇠계수는 아래와 같이 구할 수 있게 된다.

$$N_{ra} = \left[\frac{I_z \omega_{dw}}{n\pi} \ln \frac{\Psi_2}{\Psi_1} \right] \quad (7)$$

위 식에서 ω_{dw} 와 n은 wind-on시 시간 t_1 에서 t_2 사이에 측정된 진동수와 사이클 수를 각각 나타내며, Ψ_1 과 Ψ_2 는 시간 t_1 과 t_2 에서 각각의 진폭을 의미한다. 또한, 모델의 강성도, $N_{\beta a}$ 는 실험자료로부터 아래와 같이 얻어질 수 있다.

$$N_{\beta a} = I_z (\omega_{dt}^2 - \omega_{dw}^2) + I_z (a_t^2 - a_w^2) \quad (8)$$

여기서, $a_w = N_{ra}/2I_z$, $a_t = N_{rt}/2I_z$ 으로 정의

된다.

식(7) 및 식(8)로 얻어진 유차원 미계수들은 아래의 식을 이용하면 무차원화된 요 감쇠미계수와 강성계수로 표현된다.

$$C_{nr} = \frac{2 N_{ra} V_{\infty}}{q_{\infty} S b^2}, \quad C_{n\beta} = \frac{I_z}{Q S b} N_{\beta a} \quad (9)$$

III. 실험장치 및 방법

3.1 실험 장치

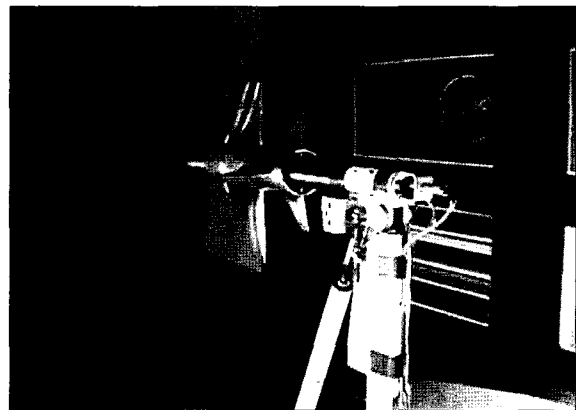
본 실험에 사용된 공군사관학교의 중형 아음속풍동은 단일폐쇄회로식(closed circuit type)으로, 측정부의 크기는 폭 3.5m, 높이 2.45m, 길이 8.7m 이며, 시험부 바닥면의 경계층 성장을 제거하기 위한 경계층 제거장치(boundary layer removal system)를 갖추고 있다. 풍동 시험부의 수축비는 7.26 : 1이다. 시험부에서 최대 유속은 92 m/s이며 유속 제어(speed control) 기능을 갖추고 있어서 유속의 정속성(speed steadiness)은 평균 유속의 0.11% 이하에서 유지된다. 시험부의 난류도(turbulence level)는 74 m/s에서 0.1%이내이다. 측정부에서 모델이 측정부 전체 면적에서 차지하는 비율(blockage)은 표준모델의 경우 약 0.22%이하 이다.

본 실험에 사용된 항공기 모델은 표준 동역학 모델이라 불리며, 동안정성 실험을 위하여 1978년에 NRC/IAR(National Research Council/Institute Aerospace Research, Canada)에 의해 특별히 고안된 보정(calibration)용 모델이다[15]. 본 연구에서는 동안정 밸런스의 직경을 고려하여 모델의 크기를 적절하게 축소하여 제작하였다. 모델의 동체는 알루미늄

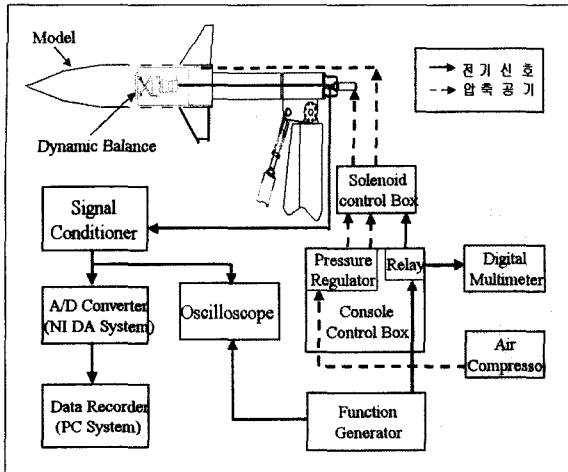
재료가 사용되었으며, 날개는 무게중심을 고려하여 강(steel)을 재료로 사용하였다. 밸런스를 제외한 모델의 무게는 13.3kg이며, 모델의 전체 길이는 0.856m이다. 모델의 날개는 40도의 후퇴각을 가진 평판형의 사다리꼴 모양이며, 날개 길이(wing span)는 0.553m, 날개끝 시위(wing tip chord)는 0.068m, 날개뿌리 시위(wing root chord)는 0.3m이다. 날개의 평균공력시위(mean aerodynamic chord)는 0.209m이며, 날개 면적(wing area)은 0.116m²이다. 모델의 무게중심(center of gravity)은 동안정 밸런스의 회전피봇(pivot)과 정확히 일치해야 하므로, 모델 내부에 이동형 무게 추를 장착하여 무게 중심점을 미세하게 조절할 수 있도록 해주었다. 스트레이크(strake)와 stabilator는 탈착이 가능하도록 만들었다.

본 실험에서는 그림 1에서 볼 수 있듯이 요잉운동에 대한 측정이 가능하도록 표준동역학 모델을 90도 회전시킨 상태로 밸런스에 장착하여 요잉운동이 가능하도록 해주었다.

자유진동실험이란 모델에 임의의 초기 변위를 가해진 후 모델의 운동변화를 측정하여 그 특성을 찾아내는 실험방식을 적용하므로 초기에 적정량의 변위를



[그림 1] 풍동시험부에 장착된 표준동역학 실험모델



[그림 2] 자유진동 실험장치의 구성도

주기 위한 장치가 필요하게 된다. 초기 변위를 주기 위한 방식에는 여러 가지 형태가 고려될 수 있으나, 본 실험에서는 압축공기를 연속적으로 모델에 분사시켜서 모델이 일정한 진폭으로 진동하게 한 후에 압축공기의 공급을 차단함으로써 모델이 자유롭게 진동할 수 있도록 만들어 주는 방식을 사용하였다. 이 방식은 풍동작동 중에도 연속적으로 차단과 재동작이 가능하다는 이점이 있다.

그림 2에서 볼 수 있듯이 압축공기는 두 개의 압력선으로 분리하여 공기압축기로부터 130psi로 압축된 공기를 공급하여 준다. 하나는 동안정 밸런스의 손상방지를 위하여 실험모델을 상하로 고정시켜주는 래치(latch)를 풀어주는 역할을 하고, 다른 하나는 압력조절기를 통해 일정한 압력을 유지하면서 솔레노이드를 거쳐 실험모델 후방의 실린더 안쪽에 제트 분사함으로써 모델에 힘을 가하게 되어 모델을 진동시키게 된다.

모델이 진동함에 따라 발생하는 변위는 밸런스 본체에 부착된 스트레인 게이지 변환기에 의해 감지되며, 감지된 신호는 증폭 아날로그-디지털 변환기를 통

해 디지털 신호로 변환된다. 체계적 절차에 따른 실험 수행 신호의 발생과 자료의 측정 및 저장은 상용프로그램인 Labview를 기반으로 작성된 전용 프로그램을 이용하였다.

3.2 실험 방법 및 절차

본 실험을 수행하기 위한 측정센서의 보정은 무게 2kg의 추를 사용하여 밸런스 중심을 기준으로 일정한 간격을 두고 얻어지는 전압과 각도를 측정 후 이 결과로부터 선형적인 함수 관계를 찾아서 밸런스의 스프링 강성을 계산하여 사용하였다.

풍동 실험에서 순수 공기역학적 댐핑 성분은 유동이 있는 상태에서의 전체 댐핑 성분과 유동이 없을 때의 테어 댐핑 성분의 차이로 구할 수 있다. 이때 테어 댐핑 성분은 실험장치에 따라서 달라지는데 기계장치의 구성에 좌우되는 기계적 시스템에 의한 댐핑 (mechanical system damping)과 탄성체의 특성과 관계 있는 재료 댐핑(material damping), 공기라는 매질성분이 진동하면서 받는 에어 댐핑(air damping)으로 나눌 수 있다. 테어 댐핑은 유동이 없는 정지상태의 공기 중에서 실험을 수행하여 구할 수 있으며, 기계적 시스템에 의한 댐핑과 재료 댐핑만 제거해 주면 정지공기의 영향으로 인한 댐핑이 얻어지게 된다. 특히, 마하수가 커질수록 공력 댐핑의 크기가 상대적으로 감소하여 마하수가 10정도 되면 에어 댐핑과 거의 같은 크기가 되므로 극초음속 시험에서는 테어 댐핑 측정을 진공 환경에서 측정하여 에어 댐핑을 제거해 주어야 하는 것으로 알려져 있다. 그러나, 본 실험은 아음속 영역에서 이루어 졌기 때문에 에어 댐핑은 테어 댐핑에 포함되어 공기역학적 댐핑 계산 시 별도로 고려하지 않았다. 본 실험에서 공기역학적 댐핑은 전체 댐핑의 일부로써 측정되기 때문에 전체 댐핑으

로부터 테어뎀핑을 제거함으로써 간접적으로 구할 수 있다. 다시 말해서, wind-on 및 wind-off 실험을 각각 수행하여 wind-on시의 감쇠량에서 wind-off시의 감쇠량을 빼줌으로써 순수한 공기역학적 감쇠량만을 구할 수 있게 되는 것이다.

자유진동실험을 위한 초기 변위는 일정한 사이클로 압축공기를 주기적으로 제트분사시켜 일정한 진폭에 도달되도록 한 후 압축공기의 공급을 중단하여 모델의 운동을 위한 외력의 작용없이 자유롭게 진동이 이루어지도록 해주는 방식이 사용되었다.

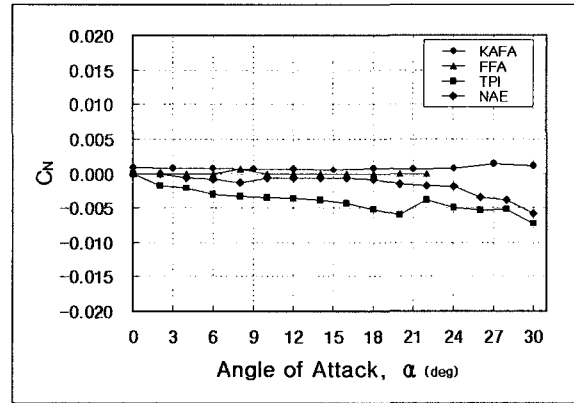
실험자료의 획득은 모델이 자유롭게 진동하는 순간부터 모델의 회전 변화각을 측정하는 것으로, 자료의 획득을 위하여 National Instrument사의 자료획득장치를 사용하였으며 자동제어를 위하여 상용프로그램인 Labview를 이용하여 작성된 전용 프로그램을 이용하여 초당 400개의 자료를 30초동안 기록하였다.

획득된 자료의 처리는 대수감소기법을 적용하였는데, 이 방법은 자유진동이 시작되는 최대 진폭값과 임의의 사이클이 진행된 후의 최대 진폭값을 비교하여 감쇠비를 구하고 이로부터 동안정미계수를 계산하는 것이다.

IV. 결과 및 토론

본 연구는 표준동력학 모델의 요잉운동에 대한 동안정미계수를 측정하기 위하여 수행된 것으로, 동안정미계수 측정을 위한 풍동실험은 비교적 실험기법의 적용이 간편한 자유진동기법을 적용하였다.

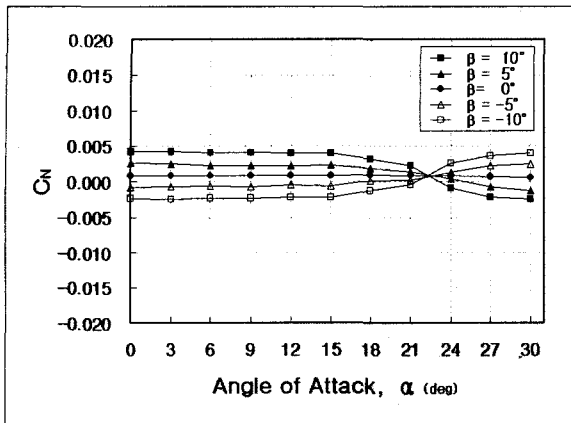
그림 3은 동안정미계수 측정 실험에 사용된 표준동력학 모델의 요잉운동에 대한 정적특성(static characteristics)을 분석하기 위해서, 옆미끄럼각이 없



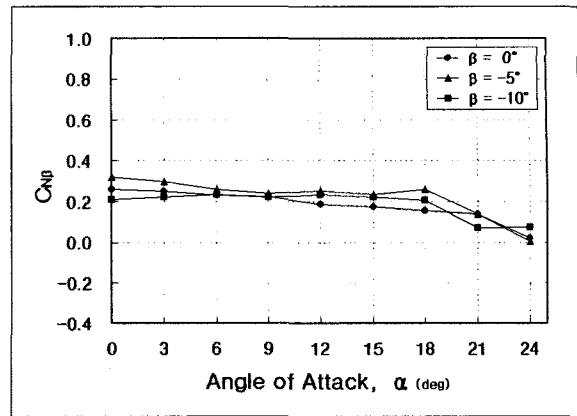
[그림 3] 받음각 변화에 따른 요잉 모멘트 계수의 비교

는 상태에서 받음각의 변화에 따른 요잉 모멘트 계수를 측정하여, 참고문헌^[3]에 제시된 TPI, NAE 및 FFA의 실험결과와 비교한 것이다. 이 그림에서 본 실험의 결과는 TPI나 NAE의 결과들에 비하여 받음각에 따른 요잉 모멘트 계수의 변화가 매우 작음을 보여주고 있는데, 이는 다른 실험에 사용된 모델의 대칭성이나 계측장치의 정확도에 비하여 본 실험에 사용된 모델의 대칭성 및 계측장치의 정확도가 더 우수함을 보여주는 것으로 비대칭 적 요소가 더 적다는 것을 의미한다.

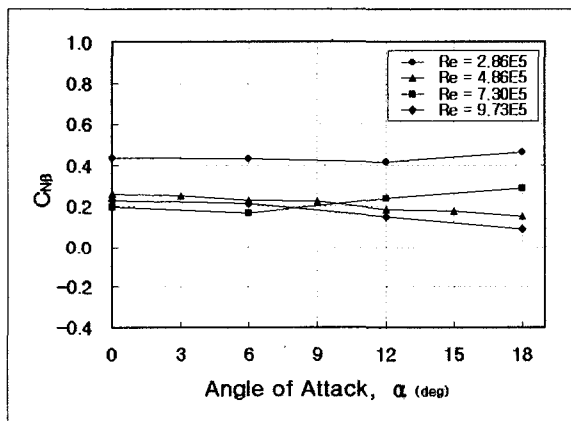
그림 4는 옆미끄럼각 -10° 에서 $+10^\circ$ 까지 5° 간격으로 요잉 모멘트 계수를 받음각 변화에 따라 나타낸 것으로 받음각 0° 를 중심으로 계수의 변화가 대칭으로 잘 나타나고 있음을 볼 수 있다. 여기서, 주목할만한 현상은 항공기가 옆미끄럼각을 가지는 경우에 받음각이 21° 까지는 정적 방향안정성이 보장되는 특성이 있으나, 받음각이 더 증가함에 따라 요잉 모멘트의 부호가 역전되기 시작하여 정적으로 불안한 방향안정성 특성을 갖게됨을 알 수 있다. 이러한 정적 방향안정성의 변화는 옆미끄럼각이 존재하는 상태에서 받음각이 커지면 공기흐름의 비대칭적 특성이 크게 증가



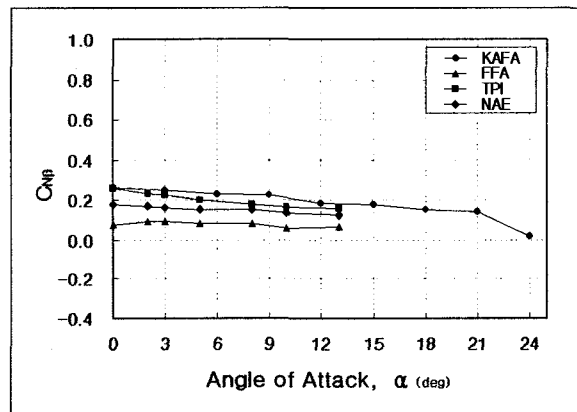
[그림 4] 받음각 변화에 따른 요잉 모멘트 계수의 옆미끄럼각 효과



[그림 6] 받음각 변화에 따른 요 강성계수의 옆미끄럼각 효과



[그림 5] 레이놀즈 수의 변화에 따른 요 강성계수의 비교



[그림 7] 받음각 변화에 따른 요 강성계수의 비교

하게 되고, 주날개 및 동체 때문에 발생하는 후류의 영향으로 인하여 수직안정판의 안정성 증대 기능이 상실되기 때문으로 추정된다.

그림 5는 유속조건의 변화에 따른 요 강성계수를 받음각의 변화에 따라 나타낸 것이다. 이 그림에서 레이놀즈수가 증가하면 요 강성계수가 전체적으로 감소되는 경향을 보임을 알 수 있으며, 어느 한계에 도달하면 수렴되는 현상을 보이고 있음을 알 수 있다. 레이놀즈수 $Re = 7.30 \times 10^5$ 에서는 받음각이 커지면서

강성계수값이 오히려 증가되는 경향을 보이는데 이는 이 속도 영역에서 흐름의 특성이 급격하게 변화하기 때문으로 파악된다.

그림 6은 받음각의 증가에 따른 요 강성계수를 옆미끄럼각 변화에 따라 나타낸 것이다. 받음각이 작을 경우에는 받음각이나 옆미끄럼각이 증가함에 따라 요 강성계수가 큰 변화를 보이지 않고 있으나, 받음각이 18도 이상 되면 계수값들이 전체적으로 감소하는 경향을 보임을 알 수 있다.

그림 7과 8은 요 강성계수를 기존의 자료와 비교한

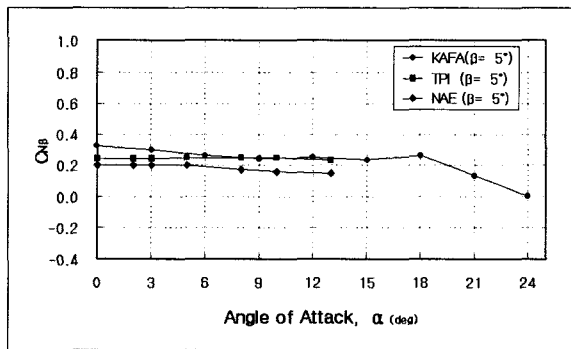
것으로, 본 실험의 결과가 타 기관에서 측정된 결과와 부분적인 차이를 나타내고 있으나 각기 다른 실험장치와 실험조건을 고려할 때 현저한 차이를 보이고 있지 않는 것을 알 수 있다. 이 실험의 특성으로 항공기 모델의 받음각이 18도를 넘어서면 모델의 진동이 불규칙해지기 시작하였으며, 고받음각에서 더욱 심해지는 현상을 보였다. 그 이유는 실속과 큰 받음각에 의한 불규칙한 후류가 수직안정판에 영향을 미치기 때문으로 생각되며 연성효과에 의한 롤운동의 영향도 밸런스를 불규칙하게 변형하도록 만들 것으로 판단된다. 따라서, 18도 이후의 고받음각 영역에서 측정된

값들은 어느 정도 정밀도가 저하될 것으로 예측되지만 여기 제시된 그림에서 보듯이 급격한 변화를 나타내지는 않고 있다.

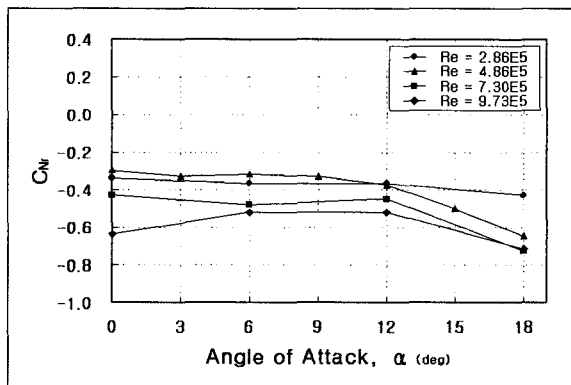
그림 9는 받음각의 증가에 따른 요 댐핑계수의 변화를 나타낸 것으로, 레이놀즈수 증가에 따른 계수의 변화효과를 보여준 것이다. 레이놀즈수가 증가하면서 감쇠계수의 절대치가 약간 증가되는 경향을 보이나, $Re=4.86 \times 10^5$ 인 경우에는 가장 낮은 값을 갖으며 받음각이 증가하면 요 감쇠계수도 증가함을 보여 주므로 감쇠능력이 커짐을 의미한다. 큰 레이놀즈수에서 받음각이 클 경우에는 공기력에 의한 모델의 진폭 감소가 급격하게 이루어졌다.

그림 10은 받음각 증가에 따른 요 감쇠계수의 변화를 나타낸 것으로, 받음각이 커지면서 요감쇠계수가 증가되어 가고 있음을 알 수 있으며, 계수 크기 변화는 옆미끄럼각의 변화에 의한 효과임을 보여 준다. 받음각 10도 이내의 범위에서는 옆미끄럼각의 증가에 따라 요 감쇠계수가 증가되는 경향을 보이는데 이는 큰 옆미끄럼각에서 더 큰 요 감쇠가 요구됨을 의미한다.

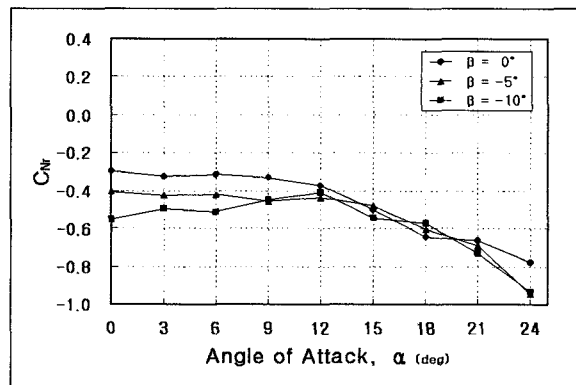
그림 11은 받음각에 따른 요 감쇠계수를 기존의 결



[그림 8] 옆미끄럼각 $\beta=5^\circ$ 에서 받음각 변화에 따른 요 감쇠계수의 비교



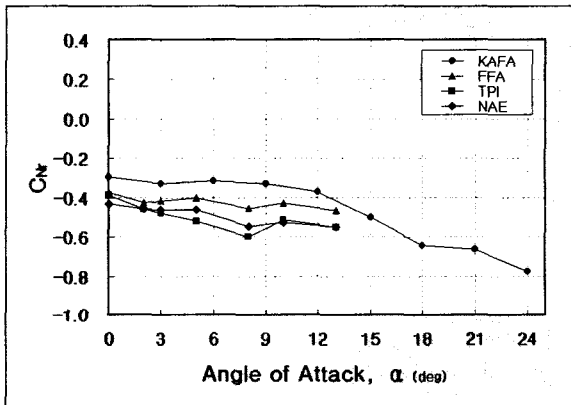
[그림 9] 받음각 변화에 따른 요 감쇠계수의 레이놀즈수 효과



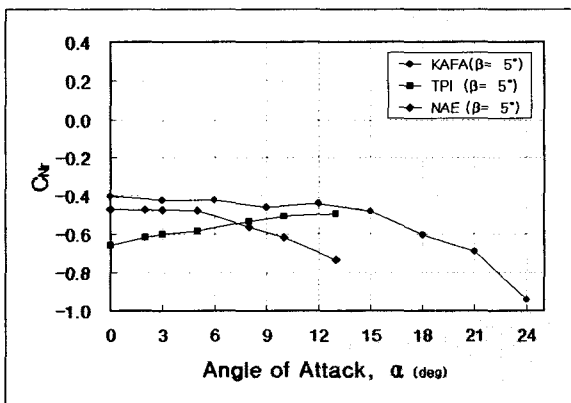
[그림 10] 받음각 변화에 따른 요 감쇠계수의 옆미끄럼각 효과

과와 비교하여 나타낸 것이다. 이 그림에서 볼 수 있듯이 본 실험에 의한 감쇠계수는 낮은 받음각 영역에서 기존의 결과보다 조금 낮게 얻어졌으나, 받음각 12도 이상에서는 유사한 크기가 됨을 알 수 있다.

그림 12는 옆미끄럼각 $\beta=5^\circ$ 에서 받음각의 변화에 따른 요 댐핑계수의 변화를 기존의 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 본 실험의 결과는 받음각 24도까지 계수의 변화를 나타내고 있으며, 낮은 받음각 영역에서는 전체적으로 약간 낮은 값이 얻어졌다. 그러나,



[그림 11] 받음각 변화에 따른 요 감쇠계수의 비교 ($U_\infty = 34m/sec$)



[그림 12] 옆미끄럼각 $\beta=5^\circ$ 에서 받음각에 따른 요 감쇠계수의 비교

이들 계수들은 전체적으로 유사한 크기의 영역 내에 위치하고 있으며, 그 변화는 NAE의 결과와 유사한 경향성을 가지고 있음을 알 수 있다.

V. 맺음말

본 연구에서 표준 동역학 모델에 대한 방향 동안정 미계수를 측정 하기 위한 자유진동 실험을 수행한 결과 아래와 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, 자유진동 기법을 표준 동역학 모델에 적용하여 얻은 방향 동안정미계수의 크기범위 및 변화 경향성은 기존의 실험 결과와 비교하여 큰 차이를 보이지 않고 있다.

둘째, 본 실험에 사용된 동안정 밸런스 및 실험장치는 단순 요잉운동으로 가정한 경우에도 동안정미계수의 경향을 예측하는데 큰 오차없이 이용 가능함을 알았다.

따라서, 본 실험에 사용된 실험장치 및 실험 기법이 새로운 형태의 비행체 모델에 대한 방향 동안정 미계수의 경향성을 파악하는데 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

향후, 항공기 개발 시에 모든 동안정 미계수를 정확히 예측하기 위해서는 피칭 및 롤-요 운동성을 측정할 수 있는 다자유도 운동의 동안정미계수 측정 실험장치의 확보와 실험기법의 개발이 이루어져야 할 것이다.

후 기

본 논문은 공군사관학교 항공우주연구소의 연구지

원과제(KAFA 01-2-4-17)에 대한 연구결과이며, 이에 감사드립니다.

REFERENCES

- [1] Orlik-Rueckemann, K., "Review of Techniques for Determination of Dynamic Stability Parameters in Wind Tunnel", AGARD-LS-114, 1981.
- [2] Beyers, M. E., "Influence of Support Oscillation in Dynamic Stability Tests", Journal of Aircraft, Vol.25, February, 1988.
- [3] Guglier, G. and Quagliotti, F. B., "Determination of Dynamic Stability Parameters in a Low Speed Wind Tunnel", AIAA 91-3245-CP, 1991.
- [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] 김재무, 권기정, 장병희, "아음속 풍동을 이용한 AGARD-B 모델의 동안정 계수 측정 시험", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1999, pp.268~274.
- [8] 김승필, 조환기, 백승욱, 노용규, "피치 동안정 미계수 측정을 위한 강제진동 기법 연구", 한국항공우주학회 추계학술 발표회 논문집, pp.580~583.
- [9] Coulter, S. M., "Cross and Cross-Coupling Derivatives Measurements on the Standard Dynamics Model at AEDC", AIAA 82-0596-CP, 1982.