

論文

항공기의 롤운동 동안정미계수 측정에 관한 연구

조환기*

A Study on the Measurement of Dynamic Stability Derivatives in the Rolling Motion of Aircraft

Hwan-Kee Cho*

ABSTRACT

This paper deals with an experimental technique for the measurement of dynamic stability derivatives in the roll motion of aircraft. Experimental acquisition method for aircraft's dynamic stability derivatives is conducted on the oscillation condition of aircraft model in the subsonic wind tunnel. The oscillation of aircraft model was forced by the oscillation apparatus. The forced oscillation technique is the method getting data from the internal balance inserted into the aircraft model during oscillating it. Dynamic stability derivatives of rolling motion were calculated by data reduction from the measurements of rolling moment, frequency and amplitude of aircraft model due to forced oscillation under wind conditions. Results of experiment is obtained similar one with those of roll dynamic stability derivatives measured in other institutes.

초 록

본 논문은 항공기의 롤운동에 대한 동안정미계수 측정을 위한 실험적 기법에 관하여 기술하였다. 항공기 동안정미계수의 실험적인 추출 방법은 항공기 모델을 이용하여 풍동에서 진동실험을 수행하는 것이다. 항공기 모델의 진동은 강제진동기법이 적용되었다. 강제진동기법은 항공기 모델의 내부에 밸런스형의 측정장치를 설치하고 모델을 풍동 시험부 내에 고정된 후에 강제로 진동시키면서 밸런스로부터 측정값을 획득하는 방법이다. 롤링 운동에 대한 동안정미계수는 풍속이 있는 상태에서 강제진동에 의한 항공기 모델의 모멘트와 진동 주파수 및 진폭을 측정된 후에 자료처리를 통하여 계산되었다. 풍동실험의 결과는 타 기관에서 측정된 표준동역학모델의 롤 동안정미계수와 유사한 결과가 얻어짐을 확인하였다.

Key Words : Roll Motion(롤운동), Dynamic Stability Derivative(동안정 미계수), Wind Tunnel(풍동), 강제진동(Forced Oscillation), 표준동역학 모델(Standard Dynamic Model)

1. 서 론

항공기의 정확한 제어를 위해서는 모든 비행상

2013년 11월 21일 접수 ~ 2013년 12월 18일 심사완료
논문심사일 (2013.11.22, 1차), (2013.12.11, 2차)

* 청주대학교 항공운항학과

연락처, E-mail, hkee04@hanmail.net

충북 청주시 상당구 대성로 298

황에서 항공기의 공력특성을 정확하게 파악하는 것이 무엇보다 중요한 일이다. 최근까지 전산유체역학적 기법들이 매우 발전되어 왔으나 비정상 공기역학적 상태에서의 정확한 공력특성의 측정 은 여전히 어려운 문제로 남아 있다. 특히 최신 에 항공기나 무인 항공기 등은 고기동 성능을 요구하고 있다. 이들 새로운 형상의 항공기 또는

특이한 형상을 갖는 무인 항공기의 비행특성은 전통적인 항공기와는 다른 특성을 갖게 될 것이다. 이러한 항공기의 정확한 비행제어를 위해서는 정적특성은 물론 동력학적 상태에서도 보다 광범위한 공력자료의 확보가 필요하다.

비행체 동적 안정성에 대한 판단은 동안정미계수(dynamic stability derivatives)에 의해서 이루어진다. 이러한 계수들은 전산해석적 방법으로 구할 수도 있지만 공기역학적 비선형성에 관계없이 구할 수 있는 방법은 풍동실험적 방법을 이용하는 것이다. 그런 풍동실험기법은 비용이 많이 들고 장치의 구성이나 자료의 처리가 쉽지는 않다. 강제진동기법보다 용이하게 적용할 수 있는 것이 자유진동기법(free oscillation technique)이다. 자유진동기법을 이용한 연구는 여러 연구자들[1-2]에 의해 이루어졌으나 실험 모델의 관성 모멘트를 반드시 알아야 하고 고유진동수에 취약하다는 단점을 가지는 한계가 있다.

강제진동기법(forced oscillation technique)은 항공기 모델을 강제적으로 진동할 수 있도록 가진 장치를 통하여 진동시키면서 동안정미계수를 결정하기 위한 자료를 획득하는 기법이다. 이 기법은 항공기 세로축에 대한 각 변위의 진동을 강제적으로 가해주어 공력에 의한 모델의 반응을 측정하는 방법으로 무풍(tare, wind-off) 조건과 바람(wind-on) 조건 결과의 차이를 통해 간단히 얻을 수 있는 장점이 있다. 지금까지 강제진동에 의한 동안정미계수에 대한 연구는 여러 연구자들[9-11]에 의해 연구되어져 왔으나 국내에서는 강제진동장치의 구성 및 밸런스 확보 등의 어려움 때문에 제한적으로 이루어져 왔다. 특히, 롤운동을 위한 강제진동 실험장치는 롤운동 특성 때문에 다른 피칭운동이나 요잉운동에 비하여 장치의 구성이 더욱 어려운 것이 사실이다. 강제진동 실험장치는 항공기 모델에 강제로 진동운동을 가해주어야 하기 때문에 이를 위한 부가적인 장치를 제작해야 하는 어려움이 있다. 또한 적합한 측정 센서의 제작 및 획득된 데이터의 정확도에 따라 계수의 적정한 정확도가 결정되므로 측정 센서의 적합성을 잘 판별하여 선택해야만 유용한 측정치가 얻어질 수 있다.

본 논문은 표준동역학 모델(standard dynamic model, SDM)에 강제진동기법을 적용하여 롤 운동(roll motion)에 대한 동안정미계수의 측정 및 분석을 목적으로 하였다. 이를 통하여 타 기관에서 측정된 결과와 비교함으로써 본 연구에서 적용한 기법 및 실험장치의 효용성을 입증하였다.

II. 본 론

2.1 롤운동의 이론적 배경

강제진동 기법은 풍동시험부에 비행체 모델을 장착하고 일정한 크기로 각 변위를 가해주어 공력에 따른 비행체 모델의 반응을 측정해 줌으로써 해당 모델의 동안정미계수를 추정해 내는 방법이다[4]. 롤 운동과 관련이 있는 종방향(x-axis) 축에 대해서 진동에 의한 운동은 식 (1)과 같이 선형적인 롤 운동(linearized rolling motion)으로 간주할 수 있다. 여기서 롤 각의 입력이 식 (2)와 같이 주어질 경우, 측정센서를 통해 얻게 되는 롤링 모멘트, $L(t)$ 는 식 (3)과 같이 위상차(phase shift, η)와 오프셋(offset, ϵ)을 지닌 주 기함수로 생각할 수 있다.

$$L(t) = I_x \ddot{\phi}(t) + K_p \dot{\phi}(t) + K_\phi \phi(t) \quad (1)$$

$$\phi(t) = |\phi| \sin \omega t \quad (2)$$

$$L(t) = |L| \sin(\omega t + \eta) + \epsilon \quad (3)$$

여기서, $\phi(t)$ 는 롤각(roll angle), I_x 는 롤운동 관성모멘트, K_p 는 감쇠특성을 나타내는 변수이며, K_ϕ 는 롤운동에 대한 강성을 나타낸다. 롤운동 안정미계수는 롤운동에 대한 공력의 영향을 측정하는 것이므로 바람이 없는 조건 하에 수행한 실험에서 측정된 모멘트 값에서 공력이 존재하는 조건에서 수행한 모멘트 값을 제거해주는 것이 필요하다. 이를 통하여 순수하게 공력에 의하여 모델에 작용한 모멘트 값을 얻을 수 있다.

$$L_{aero} = L_T - L_W = (L_p + L_\beta \sin \alpha) \dot{\phi} + (L_\beta \sin \alpha) \phi \quad (4)$$

여기서, $L_p + L_\beta \sin \alpha$ 는 롤링모멘트 댐핑계수(damping coefficient)를 의미하고, $L_\beta \sin \alpha$ 는 롤링모멘트의 강성계수(stiffness coefficient)를 나타낸다. 위의 식 (4)에 식 (2)와 식 (3)을 대입해서 정리하면, 롤링운동에 의한 동안정미계수를 구하기 위한 차원계수(dimensional coefficient)를 위상차, 모멘트 진폭, 롤 각 진폭, 롤 진동수의 함수로서 다음 식들이 얻어진다.

$$L_{\beta} \sin \alpha = \frac{|L_T| \cos \eta_T - |L_W| \cos \eta_W}{|\phi|} \quad (5)$$

$$L_p + L_{\beta} \sin \alpha = \frac{|L_T| \sin \eta_T - |L_W| \sin \eta_W}{\omega |\phi|} \quad (6)$$

식(5)와 식(6)은 측정된 정확한 진폭과 위상차를 알아야 동안정미계수를 계산할 수 있음을 알 수 있다. 벨런스로부터 측정된 모멘트의 진폭과 위상차는 전기적 및 물리적인 영향으로 오차와 잡음이 존재할 수 있으므로 이를 최대한 제거하여 활용할 필요가 있다. 이러한 잡음의 제거는 자기상관(auto-correlation)법을 이용한 오차와 잡음에 의한 영향을 제거할 수 있다.

앞서 설명된 식(5)와 식(6)으로부터 무차원계수(nondimensional coefficients)인 동안정미계수는 유속, 날개면적, 날개길이를 이용해 무차원화하여 아래 식과 같이 얻어지게 된다.

$$C_{l_{\beta}} \sin \alpha = \frac{L_{\beta} \sin \alpha}{q_{\infty} S b} \quad (7)$$

$$C_{l_p} + C_{l_{\beta}} \sin \alpha = \frac{L_p + L_{\beta} \sin \alpha}{q_{\infty} S b^2 / 2V_{\infty}} \quad (8)$$

2.2 실험용 항공기 모델

풍동 실험에 사용한 항공기 모델은 AGARD 모델로 널리 알려진 표준동역학 모델이다. 이 모델을 이용하여 실험을 한 주 요인은 실험 결과가 많이 알려져 있어 새롭게 구축된 강제진동시스템의 유용성을 검증할 수 있기 때문이다.

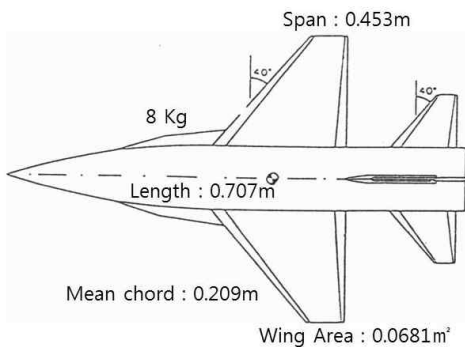


Fig. 1. Specification of Standard Dynamic Model

Fig. 1은 표준동역학 모델의 형상 및 제원을 나타낸 것이다. 표준동역학모델은 동력학적 실험을 위해 표준화된 항공기 모델로서 새롭게 개발된 실험장치를 검증해 볼 수 있는 기준을 제시해 줄 수 있기 때문에 전 세계적으로 널리 사용되고 있다. 따라서 어떤 새로운 형태의 항공기 모델을 실험하기 이전에 새롭게 개발된 기구 또는 장치의 효용성을 검증할 수 있게 해줄 수 있는 실험장치 보정 자료의 획득이 가능한 모델인 것이다. 이것은 동력학적 풍동실험 분야에서 많이 사용되고 있는 절차로 활용되고 있다. 여기서는 NRC/IAR에서 제안한 표준동역학모델을 75%로 축소된 모델로 제작하여 사용하였다.

2.3 실험장치의 구성 및 실험수행방법

항공기의 동안정미계수를 실험적으로 구하기 위해서는 항공기 모델을 풍동 시험부에서 진동을 시키면서 모델에 작용하는 모멘트 및 진동수를 측정하여야 한다. 따라서 바람이 있는 풍동 시험부내에서도 모델의 진동이 가능하도록 장치를 제작하는 것이 필요하다. 그러나 장치가 복잡한 시스템은 측정치를 식별해내는 것이 곤란할 수 있으므로 본 실험에서는 가진 운동을 최대한 단순화하는 방향으로 강제진동장치를 설계하였다.

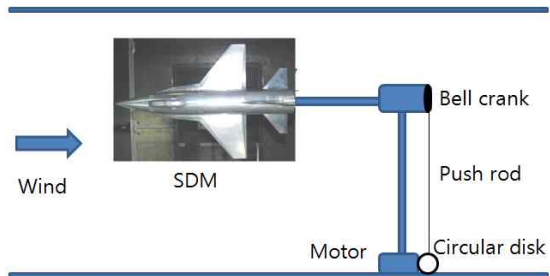


Fig. 2. Experimental Equipment of Forced Rolling Oscillation

Fig. 2는 아음속풍동의 시험부에 설치된 롤진동을 위한 강제진동실험 장치의 모습이다. 진동운동을 발생시키는 실험장치의 주요 구성부는 전기모터, 푸시로드(push rod) 및 벨크랭크(bell crank) 등 이다. 항공기 모델의 불운동은 원운동을 하는 전기모터의 회전축에 장착된 원형디스크에 회전운동을 직선운동으로 변환해주는 푸시로드가 연결되어 벨크랭크에 전달함으로써 이루어진다. 벨크랭크에 연결된 푸시로드의 직선운동은 다시 왕복회전운동으로 변환되어 롤 진동 운동을

발생시킨다. 항공기 모델을 강제진동시키는 전기 모터의 속도는 운동물체의 진동수를 결정하게 된다. 푸시로드의 상대적인 위치는 회전판을 통해 롤진동의 진폭을 결정한다.

항공기 모델의 롤운동을 발생시키는 롤링 모멘트를 측정하는 측정센서는 항공기 모델 내부에 삽입되어 장착되었다. 이 측정센서는 모델 및 구동 샤프트(shaft)와 함께 일체형으로 구성되어 모델의 거동과 함께 움직인다. 측정 센서는 항공기 모델에 작용되는 공력 모멘트의 측정을 위한 밸런스로 1축 교차밸런스(single-axis cross balance)를 사용하였다. 1축 교차 밸런스는 단일 축에 대해서만 측정이 가능한 단점이 존재하지만 측정 데이터에 잡음이 존재하지 않으며 축변환 과정이 필요없다는 장점이 있다.

항공기 모델을 이용한 동안정미계수의 측정을 위한 풍동실험은 아음속 풍동실험장치에서 수행되었다. 강제진동장치는 풍동 시험부 내의 회전이 가능한 턴테이블(turntable)에 설치하고, 항공기 모델은 90° 회전하여 설치함으로써 턴테이블로 받음각을 조절할 수 있도록 하였다. 항공기 모델의 내부에 장착된 측정 센서로부터의 자료 획득은 자료측정용 컴퓨터에 장착된 자료획득장치(data acquisition system)를 통하여 1 kHz의 획득률로 측정되었다. 모델의 롤운동을 위한 가진 진폭은 1°와 3°가 사용되었다. 항공기의 롤진동운동에 대한 공기역학적 영향을 측정하기 위해서는 먼저 바람이 없는 조건에서 항공기의 자세를 변화시키면서 필요한 자료를 측정하고 난 후에 바람이 부는 조건에서 동일한 받음각의 변화에 따라 자료를 측정해야 한다. 이 때 오차를 감소시키기 위해서는 바람이 없는 조건에서 동일한 받음각으로 변화시키면서 다시 한 번 측정함으로써 획득된 데이터의 정확성을 검증하였다.

III. 실험결과 및 토론

3.1 실험 범위 및 조건

일반적으로 아음속 풍동실험에서 고정익 비행기의 강제진동실험을 위한 조건은 선형성의 유지와 오차를 최소화하기 위하여 진동 진폭을 최대 5도로, 진동 주파수는 최대 5Hz로 권장하고 있다.[8] 이에 따라 본 실험조건은 제한된 범위 이내에서 각도 진폭, 진동수, 유속을 변화시켜 설정하였으며, 특히 감축주파수(reduced frequency)와의 관계를 확인하기 위해 다른 조건에서 같은 감축주

파수를 추가로 선정하여 실험을 수행하였다. 또한, 받음각은 -6도부터 +30도까지 3도 간격으로 변화시키면서 자료를 측정하였다. 풍동실험을 위한 유속 조건으로 유속은 20m/s에서부터 50m/s 까지 10m/s의 간격으로 변화시키면서 실험을 수행하였다. 진동주파수는 1.5, 1.6, 2.0 및 2.4 Hz를 선택하였다. 감축주파수는 0.002891에서 주로 수행되었다.

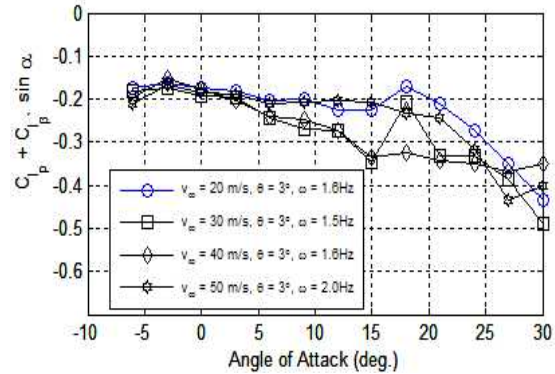


Fig. 3. Rolling moment damping coefficients with wind speeds vs. the angle of attack

Fig. 3은 받음각 변화에 따른 롤링 모멘트 감쇠계수의 변화를 풍속의 변화에 대해 나타낸 것이다. 유속 변화의 효과는 낮은 받음각에서보다 높은 받음각에서 더 나타나고 있음을 볼 수 있으나 아주 큰 변화를 형성하지는 않는 것으로 보인다.

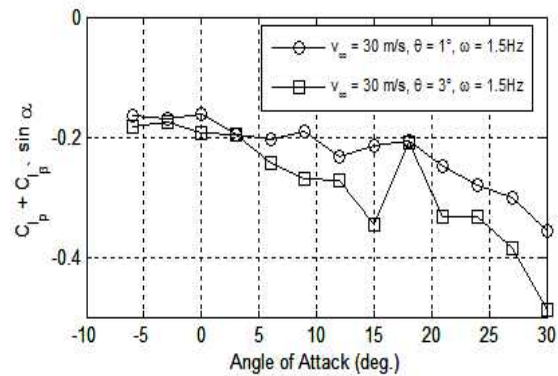


Fig. 4. Effects of amplitude of roll angle for rolling moment damping coefficients

Fig. 4는 받음각 변화에 따른 롤링 모멘트 감쇠계수의 변화를 강제에 의한 톨각의 크기 변화에 대해서 나타낸 것이다. 이 그림에서 감쇠계수는 톨 변화각이 클 경우에 감쇠계수의 변화가 더 커지고 있음을 알 수 있다.

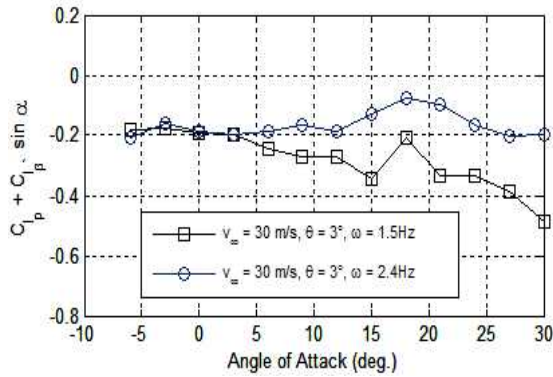


Fig. 5. Effects of reduced frequency for rolling moment damping coefficients with the angle of attack

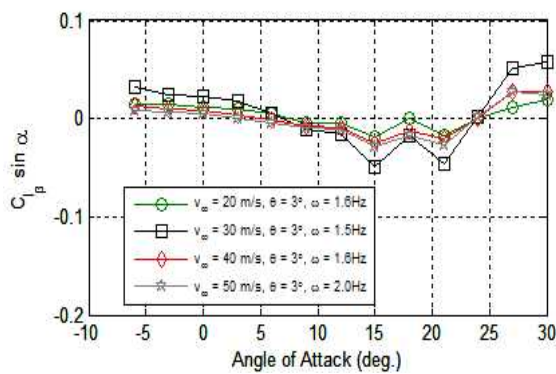


Fig. 6. Effect of wind speed for rolling moment stiffness coefficients with the angle of attack

Fig. 5는 받음각의 증가에 따라 변화되는 롤링 모멘트 감쇠계수에 대한 감쇠주파수의 크기 효과를 나타낸 것이다. 롤 감쇠계수는 받음각이 증가됨에 따라 감쇠주파수 1.5 Hz에서는 크기의 변화가 크게 나타나고 있으나 2.4 Hz에서는 값의 변화가 나타나지 않았음을 볼 수 있다. 이는 1.5 Hz에서의 측정값이 2.4 Hz에서의 측정값보다 더 신뢰성이 있음을 알 수 있다.

Fig. 6은 롤링모멘트 강성계수의 유속 효과를 나타낸 것으로 받음각의 증가에 따라 롤링 모멘트의 강성계수 변화를 보여준다. 이 그림에서 강성계수의 전체적인 변화의 경향성은 유사하게 나타나고 있다. 유속 30m/s에서의 측정값이 다른 값들에 비하여 약간 두드러진 변화를 나타내는 것처럼 보이나 큰 의미를 갖는 것으로 볼 수는 없다. 강성계수는 받음각 15도까지는 부(-)의 기울기를 그 이후에는 정(+)의 기울기를 갖고 변화되는 것을 알 수 있다.

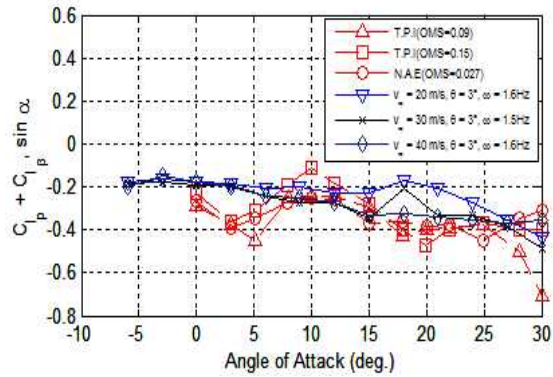


Fig. 7. Comparison of damping coefficients with the results obtained in TPI and NAE

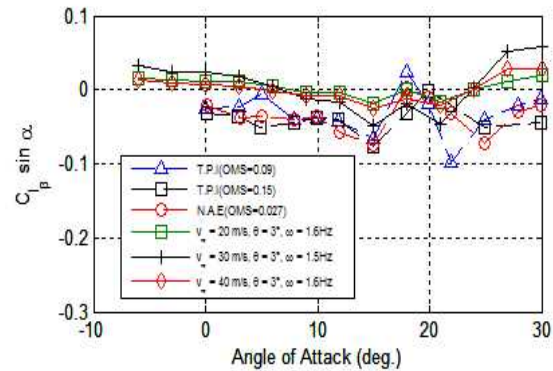


Fig. 8. Comparison of stiffness coefficients with the results obtained in TPI and NAE

Fig. 7은 1축 교차 밸런스를 이용하여 받음각 -6도부터 30도까지의 받음각 변화에 따라 표준동역학모델의 물운동에 대한 동안정미계수인 댐핑 계수의 변화를 타 기관에서 얻어진 결과와 비교한 것이다. 이 그림에서 물운동에 대한 감쇠계수 (damping coefficient)는 실제로 모든 받음각에 대해서 음의 값을 가지며, 계수의 크기는 -0.2에서부터 -0.6까지 받음각이 증가함에 따라 감소하는 추세를 기존 데이터와 유사한 범위에 존재한다.

Fig. 8은 받음각 -6도부터 30도까지의 받음각 변화에 따라 표준동역학모델의 물운동에 대한 강성계수의 변화를 타 기관에서 얻어진 결과와 비교한 것이다. 이 그림에서 강성계수는 타 기관의 결과와는 다소 크게 나타나고 있으며 낮은 받음각에서 그 차이는 더욱 크게 보이고 있다. 이는 측정센서로서 사용된 밸런스의 강성이 다소 강하였기 때문으로 판단된다. 하지만 강성계수의 변화 경향성은 거의 유사하게 얻어진 것으로 보아 추후 이 부분에 대한 검증이 더 필요할 것으로 보인다.

IV. 결 론

본 연구에서는 강제진동기법을 적용하여 표준 동역학 모델의 롤운동에 대한 특성을 1축 밸런스를 이용하여 측정하였다. 연구결과는 타 기관에서 실험한 표준동력학모델의 롤동안정미계수의 측정치와 적당한 측정 범위 안에서 경향성이 일치하는 것을 확인하였다. 따라서 본 연구를 통하여 개발된 1축 밸런스 및 롤운동 실험장치가 임의 형상의 항공기 모델에 대한 롤동안정미계수의 측정에 유용하게 사용될 수 있다는 것이 검증된 것으로 판단된다. 다만, 보다 정확한 측정과 6자유도 운동에 대한 계수들 상호간의 연성효과 등의 영향을 고려하기 위해서는 6-자유도 밸런스를 이용한 실험이 수행되어야 할 것이다.

후기

이 논문은 2012학년도에 청주대학교 산업과학연구소가 지원한 학술연구조성비(특별연구과제)에 의해 연구되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 조환기, 허원욱, 강치행, 손명환, 윤용현, 김주연, 백승욱, 1999, "피치 동안정미계수 측정을 위한 자유진동기법", 항공우주학회지 제27권 제6호, pp. 18~26.
- [2] 조환기, 백승욱, "요 동안정 미계수 측정을 위한 자유진동기법의 적용", 한국군사과학기술학회지, 제5권 2호, pp. 62-71, 2002.
- [3] C. J. Schueler, L. K. Ward, and A. E. Hodapp, Jr., 1967, Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities, AGARD, NATO, pp.71-75.
- [4] 박재현, 조환기, 백승욱, 허원욱, "공대지 미사일 모델의 동안정 특성에 관한 연구", 한국군사과학기술학회지, 제2권 2호, pp. 110-120, 1999.
- [5] 조환기, 백승욱, 허원욱, 박재현, 장조원, "표준 동력학모델의 피치 동안정미계수 측정에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 28권 5호, pp. 11-16, 2000.
- [6] 김승필, 조환기, 백승욱, "미사일 모델의 피치 동안정미계수 측정을 위한 강제진동기법의 적용", 한국군사과학기술학회지, 제3권 2호, pp. 81-87, 2000.
- [7] 조환기, 김승필, 백승욱, 장조원, "강제진동기법을 이용한 표준동력학 모델의 피치 동안정미계수 측정", 한국항공우주학회지, 제35권 6호, pp. 489-495, 2007.
- [8] 문상우, 이순태, 김광수, 권기범, 고준수, 권기정, "강제진동기법을 이용한 비행체의 롤 동안정미계수 측정", 2013 KSAS 추계학술대회 논문집, 2013.
- [9] N. Alemdaroglu, I. Iyigun, M. Altun, H. Uysal, F. Quagliotti, and Giorgio Guglieri, 2002, "Determination of Dynamic Stability Derivatives using Forced Oscillation Technique," 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV.
- [10] Z. Anastasijevic, M. Samardzic, D. Marinkovski, S. Vrtler, M. Rodic, 2009, "Determination of T-38 Wind Tunnel Oscillatory Data of the Dynamic Calibration Missile Model," Scientific Technical Review, Vol.59, No.2, pp.24~29.
- [11] N. Alemdaroglu, H. Uysal, Y. Nacakli, et., 2003, "Roll Oscillation Test in a Low Speed Wind Tunnel", 41th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV., AIAA 2003-398.
- [12] M. Altun, I. Iyigun, 2003, "Dynamic Stability Derivatives of a Manuevering Combat Aircraft Model", J. of Aeronautics and Space Engineering, Vol. 1, N. 3, pp. 19 ~27.
- [13] 박상혁, 이상협, "비행센서의 동특성 출력과 위치 추정의 시간지연 보상", 한국항공운항학회지, 제18권 4호, pp. 16-20, 2010.
- [14] 김응태, 성기정, "경량 항공기 선형비행모델 변수추정에 관한 연구", 한국항공운항학회지 제 18권 4호, pp. 21-29. 2010