

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(7), 552-561(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.7.552

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

강제진동 기법을 이용한 무미익 비행체의 동안정 미계수 측정

양광진*, 정형석**, 조동현*, 안은혜*, 고준수***, 홍진성****, 김용덕****, 이명섭****, 허기봉****

Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Tailless Lambda-shape UAV using Forced Oscillation Method

Kwangjin Yang*, Hyoungseog Chung**, Donghyun Cho*, Eunhye An*, Joonsoo Ko***, JinSung Hong****, Yongduk Kim****, MyungSup Lee**** and Gi-Bong Hur****

Department of Aerospace/Mechanical Engineering, Korea Air Force Academy* **

School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University***

The 7th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea****

ABSTRACT

In this experimental study, the dynamic stability derivatives of a tailless lambda-shape UAV are estimated from time history data of aerodynamic moments measured from the internal balance while the test model is forced to oscillate at given frequencies and amplitudes. A 3-axis forced oscillation apparatus is designed to induce decoupled roll, yaw, pitch oscillations respectively. The results show that the roll damping derivatives remain stable at the entire range of angle of attack tested, whereas the pitch damping derivatives become unstable beyond 15° angle of attack. The amplitude and frequency have little impact on roll damping derivatives while the smaller amplitude and frequency of oscillation improves the pitch stability. The yaw damping derivative values are fairly small as expected for a tailless configuration. The results indicate that the proposed methodology and test apparatus area valid for estimating the dynamic stability derivatives of a tailless UAV.

초 록

본 연구에서는 강제진동 기법을 이용하여 람다형상을 갖는 무미익 무인기의 동안정 미계수를 측정하였다. 강제진동 기법은 시험모델을 일정한 크기의 각 변위로 진동시키면서 항공기에 작용하는 공력의 시간이력(time history) 데이터를 측정하고, 입력진동 대비 공력데이터의 위상차와 진폭을 추출함으로써 비행체의 동안정 미계수를 계산하는 방법이다. 본 연구에서는 롤, 피치, 요 방향으로 각각 진동시킬 수 있는 실험 장치를 설계, 제작하여 국내 최초로 무미익 항공기의 동안정 미계수 측정 시험을 수행하였다. 롤 댐핑 동안정 미계수 측정 결과, 진동 주파수와 진동의 크기가 증가하여도 동안정 미계수의 경향성은 동일하게 나타나며, 전반적으로 측정 반응각 구간에서 안정한 특성을 보였다. 피치 댐핑 동안정 미계수의 경우 작은 진동 주파수에서 동적으로 더 안정해지며, 반응각 15° 이상에서는 동적으로 불안정해지는 경향성을 보였다. 각 시험데이터들은 반복성 시험을 통해 데이터의 신뢰성을 검증하였으며, 본 연구에 적용된 강제진동 기법이 무미익 항공기의 동안정 미계수를 성공적으로 측정할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Dynamic Stability Derivative(동안정 미계수), Forced Oscillation(강제진동), Wind Tunnel test(풍동시험), Tailless UAV(무미익 무인항공기)

† Received : April 12, 2016

Revised : June 3, 2016

Accepted : June 14, 2016

** Corresponding author, E-mail : kafachung@gmail.com

I. 서 론

항공기 제어를 설계하기 위해서는 정확한 항공기 모델이 필요하다. 이를 위해 풍동시험을 통해 기본 공력계수를 측정하여 항공기 모델을 획득하게 된다. 최근에는 고기동성 확보를 위한 다양한 형태의 항공기가 개발되고 있으며, 또한 스텔스 성능을 구비하기 위해 전통적인 형상과는 다른 무미익 형태의 항공기가 출현하고 있다. 이러한 무미익 형태의 항공기는 수직미익이 존재하지 않기 때문에 역요 현상, 실속 회복력 감소, 종축 안정성 유지의 어려움 등 안정성과 조종성에 있어 일반적인 항공기에 비해 불리한 특성을 지니게 된다[1]. 그러므로 이에 따른 동적특성 파악이 더욱 중요하게 대두되고 있다. 동안정 미계수는 항공기의 평형상태를 깨뜨리는 운동이 발생할 경우 이를 상쇄하려는 방향으로 작용하는 공기역학적 힘을 말한다. 동안정 미계수를 측정하는 방법은 풍동시험 방법, 경험적/이론적 방법, 해석적 기법 등으로 분류된다.

경험적/이론적 기법은 기존의 시험결과를 기반으로 하거나, 단순화 된 선형이론 등을 적용하여 동안정 미계수를 산출하는 방법이다. 그러나 이 방법은 기존의 형상과 다른 항공기인 경우에는 적용의 한계가 존재한다. 해석적 기법은 패널 혹은 와류격자 기법부터 복잡하게는 비정상 Navier-Stokes 방정식 해법 등을 들 수 있다. 이 기법은 일반적 형상에 대해서도 적용이 가능하다는 장점이 있으나, 복잡한 해석 및 엄청난 계산시간으로 인해 아직 이론 개발 내지 결과 검증 정도의 단계에 머물고 있다[2].

비행체의 동적 안정성 미계수를 결정하기 위한 자유진동 시험 기법은 각 변위의 진동에 대한 동역학적 방정식의 가장 단순한 형태의 응용이라 할 수 있다. 반면에, 강제진동 기법은 풍동 시험부에 비행 모델을 장착한 후 일정한 크기의 각 변위로 진동을 가해준 후에 모델의 공력에 대한 반응을 측정함으로써 비행체의 동안정미계수를 추정해내는 방법이다[3]. 동안정미계수를 측정하기 위한 기존의 연구는 자유진동 기법을 이용한 방법이 주로 사용되었다[3-5]. 그러나 자유진동 기법은 본질적으로 측정시간이 제한되어 있기 때문에 측정값이 부족하고 진동주파수의 제어에도 어려움이 존재한다.

그러므로 본 연구에서는 롤, 피치, 요의 동안정 미계수를 측정하기 위한 강제진동 시험장치를 설계, 제작하였고, 이 시험장치를 이용하여 무미익 형상의 무인항공기의 동안정 미계수를 측정하

기 위한 강제진동 시험을 수행하였다.

II. 시험 이론 및 방법

2.1 이론적 배경

동안정 강제진동 풍동시험에는 NACA 방법 [6], AGARD 방법[7] 등 여러 가지 방법들이 있다. 이번 연구에서는 롤, 피치, 요 모멘트 값에서 out-of-phase항을 추출해 낸 후 이 값들의 평균을 취하여 동안정 미계수를 구하는 방법을 사용하였다[8].

2.1.1 롤 동안정 미계수 측정 이론

항공기를 강체(rigid body)로 가정하고, x축을 중심으로 회전하는 운동방정식은 Newton 제2법칙에 의해 표현되어지며, 이러한 운동방정식에 순수 롤링운동을 가정하여 미소교란이론(small perturbation method)을 적용하면, 식(1)과 같은 선형적인 항공기의 롤운동 방정식으로 표현할 수 있다.

$$\Delta L_B = (-I_x + \Delta L_p) \Delta \ddot{\phi} + (\Delta L_{p+\Delta} L_{\beta} \sin \alpha_r) \Delta \dot{\phi} + \Delta L_{\beta} \sin \alpha_r \Delta \phi \quad (1)$$

여기서, $\Delta \phi$ 는 롤각의 변화, I_x 는 롤 운동에 대한 관성모멘트, $\Delta L_{p+\Delta} L_{\beta} \sin \alpha_r$ 는 롤링모멘트의 감쇠특성을 나타내는 변수로 롤링모멘트의 댐핑 계수를 의미하며, $\Delta L_{\beta} \sin \alpha_r$ 는 롤 운동에 대한 회전 강성계수를 나타낸다.

종방향 축에 대해 사인함수의 롤각의 진동변위는 다음과 같다.

$$\Delta \phi = \Delta \phi_{\max} \cdot \sin \omega t \quad (2)$$

Wind-on 밸런스 측정값에서 wind-off 밸런스 측정값을 빼주면 관성과 중력의 영향이 제거된 공기역학적 반응만 남게 된다.

$$(\Delta L_B)_w - (\Delta L_B)_v = \Delta L_p \Delta \ddot{\phi} + (\Delta L_{p+\Delta} L_{\beta} \sin \alpha_r) \Delta \dot{\phi} + \Delta L_{\beta} \sin \alpha_r \Delta \phi \quad (3)$$

여기서 $(\cdot)_w$ 은 wind-on 밸런스 측정값을 나타내고, $(\cdot)_v$ 은 wind-off 밸런스 측정값을 나타낸다.

롤링모멘트에 의한 밸런스 출력은 롤링모멘트의 크기에 비례하는 전기신호로 나타난다.

$$\Delta e_l = (e_l)_w - (e_l)_v = k_l E \{ (\Delta L_B)_w - (\Delta L_B)_v \} \quad (4)$$

여기서 k_l 은 x축에 대한 밸런스 교정인자이고,

E 는 스트레인게이지 공급 전압을 나타낸다.

식 (4)에 out-of-phase 전압을 곱하면 다음의 식(5)를 얻을 수 있다.

$$E_{out} = \Delta e_l E_R \cos \omega t \quad (5)$$

식 (5)에 식 (2)~(4)를 적용하면 다음과 같다.

$$E_{out} = E_R k_l E \cos \omega t [(-\omega^2 \Delta L_p + \Delta L_\beta \sin \alpha_r) \Delta \phi_{\max} \sin \omega t + (\Delta L_p + \Delta L_\beta \sin \alpha_r) \omega \Delta \phi_{\max} \cos \omega t] \quad (6)$$

식 (6)을 일정한 주기 동안의 평균을 취하면 다음 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \overline{E_{out}} &= \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} E_{outp} dt \\ &= \frac{E_R k_l E \Delta \phi_{\max}}{2} (\Delta L_p + \Delta L_\beta \sin \alpha_r) \end{aligned} \quad (7)$$

따라서 식 (7)을 통해 다음과 같은 out-of-phase 미계수 값을 얻게 된다.

$$C_{l_p} + C_{l_\beta} \sin \alpha_r = \frac{4 V_\infty}{q_\infty S b^2 E_R k_l E \omega \Delta \phi_{\max}} \cdot \overline{E_{out}} \quad (8)$$

여기서, q_∞ 는 동압, S 은 날개 면적, b 는 날개 스패, E_R 은 리졸버 전압의 크기, k_l 은 x축 방향으로의 밸런스 교정 요소, E 는 스트레인게이지 공급전압, ω 는 각속도, $\Delta \phi_{\max}$ 는 진동의 크기, V_∞ 는 공기 유속, $\overline{E_{outp}}$ 는 out-of-phase의 평균전압을 나타낸다.

2.1.2 피치 동안정 미계수 측정 이론

앞의 롤 운동방정식(식(1))을 유도한 방식과 동일하게 항공기의 y축 진동에 따른 피칭모멘트는 다음 식(9)와 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta M_B = (-I_y + \Delta M_q) \Delta \ddot{\theta} + (\Delta M_{q+\Delta} M_\alpha) \Delta \dot{\theta} + \Delta M_\alpha \Delta \theta \quad (9)$$

여기서, $\Delta \theta$ 는 피치각의 변화, I_y 는 피치 운동에 대한 관성모멘트, $\Delta M_{q+\Delta} M_\alpha$ 는 피칭모멘트의 감쇠특성을 나타내는 변수로 피칭모멘트의 댐핑계수를 의미하며, ΔM_α 는 피치 운동에 대한 회전 강성계수를 나타낸다.

y-body 축에 대해 사인 피치각의 진동변위는 다음과 같다.

$$\Delta \theta = \Delta \theta_{\max} \sin \omega t \quad (10)$$

Wind-on 밸런스 측정값에서 wind-off 밸런스 측정값을 빼주면 관성과 중력의 영향이 제거된

공기역학적 반응만 남게 된다.

$$(\Delta L_B)_w - (\Delta L_B)_v = \Delta M_q \Delta \ddot{\theta} + (\Delta M_{q+\Delta} M_\alpha) \Delta \dot{\theta} + \Delta M_\alpha \Delta \theta \quad (11)$$

피칭모멘트에 의한 밸런스 출력은 피칭모멘트의 크기에 비례하는 전기신호로 나타난다.

$$\Delta e_m = (e_m)_w - (e_m)_v = k_m E \{ (\Delta M_B)_w - (\Delta M_B)_v \} \quad (12)$$

여기서 k_m 은 y축에 대한 밸런스 교정인자이고, E 는 스트레인게이지 공급 전압을 나타낸다.

식 (12)에 out-of-phase 전압을 곱하면 다음 식(13)으로 표시되어진다.

$$E_{out} = \Delta e_m E_R \cos \omega t \quad (13)$$

식 (13)에 식 (10)~(12)를 적용하면 다음과 같다.

$$E_{out} = E_R k_m E \cos \omega t [(-\omega^2 \Delta M_q + \Delta M_\alpha) \Delta \theta_{\max} \sin \omega t + (\Delta M_{q+\Delta} M_\alpha) \omega \Delta \theta_{\max} \cos \omega t] \quad (14)$$

식 (14)의 일정한 주기 동안의 평균을 취하면 다음식 (15)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \overline{E_{out}} &= \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} E_{outp} dt \\ &= \frac{E_R k_m E \Delta \theta_{\max}}{2} (\Delta M_{q+\Delta} M_\alpha) \end{aligned} \quad (15)$$

따라서 식 (15)를 통해 다음 식(16)과 같은 out-of-phase 미계수 값을 얻을 수 있다.

$$C_{m_q} + C_{m_\alpha} = \frac{4 V_\infty}{q_\infty S c^2 E_R k_m E \omega \Delta \theta_{\max}} \cdot \overline{E_{out}} \quad (16)$$

2.1.3 요 동안정 미계수 측정 이론

앞의 롤 및 피치 운동방정식과 동일한 방식으로 항공기의 z축 진동에 따른 요잉모멘트는 다음 식(17)과 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta N_B = (-I_z + \Delta N_r) \Delta \ddot{\psi} + (\Delta N_r - \Delta N_\beta \cos \alpha_r) \Delta \dot{\psi} - \Delta N_\beta \cos \alpha_r \Delta \psi \quad (17)$$

여기서, $\Delta \psi$ 는 요각의 변화, I_z 는 요 운동에 대한 관성모멘트, $\Delta N_r - \Delta N_\beta \cos \alpha_r$ 는 요잉모멘트의 감쇠특성을 나타내는 변수로 요잉모멘트의 댐핑계수를 의미하며, $\Delta N_\beta \cos \alpha_r$ 는 요 운동에 대한 회전 강성계수를 나타낸다.

z-body 축에 대해 사인 요각의 진동변위는 다음과 같다.

$$\Delta\psi = \Delta\psi_{\max} \cdot \sin\omega t \quad (18)$$

Wind-on 밸런스 측정값에서 wind-off 밸런스 측정값을 빼주면 관성과 중력의 영향이 제거된 공기역학적 반응만 남게 된다.

$$(\Delta N_B)_w - (\Delta N_B)_v = \Delta N_r \Delta \ddot{\psi} + (\Delta N_r - \Delta N_\beta \cos\alpha_r) \Delta \dot{\psi} - \Delta N_\beta \cos\alpha_r \Delta \psi \quad (19)$$

요잉모멘트에 의한 밸런스 출력은 요잉모멘트의 크기에 비례하는 전기신호로 다음과 같이 나타난다.

$$\Delta e_n = (e_n)_w - (e_n)_v = k_n E \{ (\Delta N_B)_w - (\Delta N_B)_v \} \quad (20)$$

여기서 k_n 은 z축에 대한 밸런스 교정인자이고, E는 스트레인게이지 공급 전압을 나타낸다.

식 (20)에 out-of-phase 전압을 곱하면 다음의 식 (21)을 얻을 수 있다.

$$E_{out} = \Delta e_n E_R \cos\omega t \quad (21)$$

식 (21)에 식 (18)~(20)을 적용하면 다음과 같다.

$$E_{out} = E_R k_n E \cos\omega t [(-\omega^2 \Delta N_r + \Delta N_\beta \cos\alpha_r) \Delta \psi_{\max} \sin\omega t + (\Delta N_r - \Delta N_\beta \cos\alpha_r) \omega \Delta \psi_{\max} \cos\omega t] \quad (22)$$

식 (22)의 일정한 주기 동안의 평균을 취하면 다음식 (23)을 얻을 수 있다.

$$\overline{E_{out}} = \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} E_{out} dt = \frac{E_R k_n E \Delta \psi_{\max}}{2} (\Delta N_r - \Delta N_\beta \cos\alpha_r) \quad (23)$$

따라서 식 (23)을 통해 다음과 같은 out-of-phase 미계수 값을 얻게 된다.

$$C_{n_r} - C_{n_\beta} \cdot \sin\alpha_r = \frac{4V_\infty}{q_\infty S^2 E_R k_n E \omega \Delta \psi_{\max}} \cdot \overline{E_{out}} \quad (24)$$

2.2 시험 방법

강제진동 시험에서 테어값 보정 및 시험 수행 절차는 다음과 같다.

- ① Wind-Off 측정
바람이 없는 상태에서 모델을 정해진 자세각으로 받음각을 조정 후, 모델을 진동시키면서 모멘트 값을 측정한다.
- ② Wind-On 측정
바람이 부는 상태에서 모델을 정해진 자세각으로 받음각을 조정 후, 모델을 진동시키면서 모멘트 값을 측정한다.
- ③ Wind-Off 측정
①번 과정과 동일하게 바람이 없는 상태에

서 모델을 정해진 자세각으로 받음각을 조정 후, 모델을 진동시키면서 모멘트 값을 측정한다.

①과 ③의 과정은 정적인 테어(tare) 값이 동일한지를 시험 전후에 비교하기 위해서 측정하였고, ②의 시험은 데이터의 신뢰도를 확보하기 위해 3번의 반복시험을 실시하였다. 모델과 치구의 관성력 테어 값을 정확히 보정하기 위해서는 이상적으로 Wind-Off 측정을 진공상태에서 수행하여야 한다. 이에 대한 대안으로서 Wind-Off 측정 시 모델을 감싸주는 tare bag을 설치하여 모델과 주변공기의 상대적 흐름을 방지해주는 장치를 활용한다. 그러나 본 연구에서는 tare bag 사용은 고려하지 않았다.

동안정 시험에서 공기의 유속(v_∞)은 롤, 피치, 요 시험에서 동일하게 10m/s로 설정하였다. 이 유속조건에서 7% 모델의 감소주파수(Reduced Frequency)는 롤 댐핑 시험의 경우 $k=0.08245 \sim 0.2474$ 인 조건에서 실시하였고, 피치 시험의 경우 $k=0.01924 \sim 0.05003$ 인 조건에서 실시하였으며, 요 댐핑 시험은 $k=0.1649 \sim 0.4947$ 인 조건에서 실시하였다.

III. 시험모델 및 장치 구성

3.1 시험모델 제원

동안정 미계수 측정 시험에 사용된 모형은 Fig. 1의 SACCON 모델과 유사한 무미익 비행체 형상이며 날개 스패ن 길이를 1m로 맞추어 축소하였다..

3.2 시험장치

안정 미계수 측정 시험을 위해 롤, 피치, 요

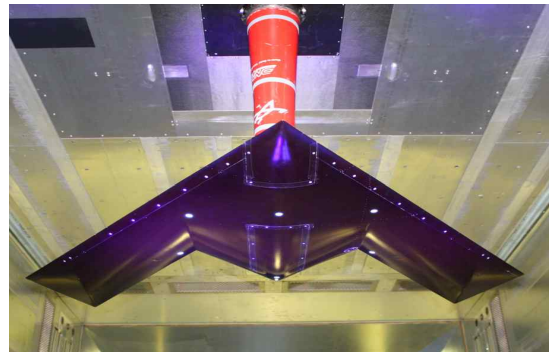


Fig. 1. SACCON wind tunnel model in the test section of the Low Speed Wind Tunnel (DNM-NWB)[9]

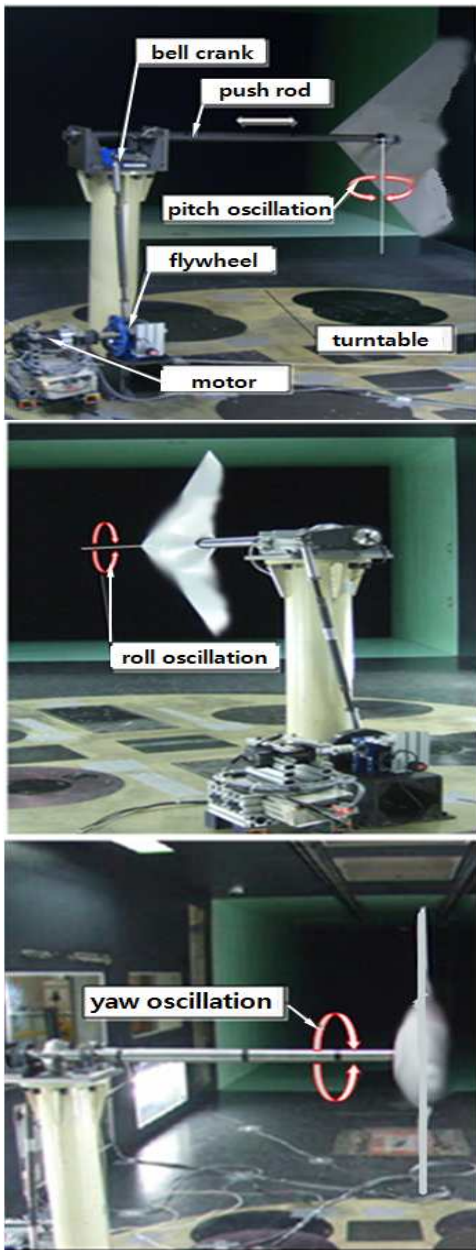


Fig. 2. Kafa forced oscillation experimental apparatus

강제진동 시험 장치를 공군사관학교 아음속 풍동실에서 자체 설계하여 제작하였다. Fig. 2의 (a)~(c)는 각각 피치, 롤, 요 운동에 대한 강제진동 시험 장치의 모습과 모델의 진동방향을 보여준다. 지지부에 의한 interference 효과를 줄이기 위해 구동축을 연장하여 모델이 이격되도록 설치하였으며 blockage correction과 strut interference 보정을 수행하였다. 인코더(Encoder)는 모델의 진동 각도를 측정하는 역할을 담당하고, 서보모터(Servomotor)는 모델의 진동 주파수를 조절하는 역할을 한다. 진폭조정 휠(Amplitude Adjust

Flywheel)은 모델 진동의 각도를 조절하는 역할을 담당한다. 데이터 획득장치(Data Acquisition system)에서는 모델 내부에 설치되어 있는 내장형 밸런스의 신호와 진동각도를 측정하는 인코더 값을 측정하여 위치결정장치(Motion Controller)에 구동신호를 내보내는 역할을 한다. 마지막으로 움직임 결정장치(Motion Controller)는 데이터 획득 장치의 신호를 받아 서보모터를 조절하는 역할을 담당한다.

IV. 시험결과 및 해석

4.1 롤 댐핑 동안정 미계수

롤 댐핑 동안정 계수 시험을 위해서 롤 각속도의 범위, 진동 주파수 또는 진동의 크기를 결정해야 한다. 먼저 롤 각속도는 그 크기가 $p = 30^\circ/s$ (원), $p = 60^\circ/s$ (삼각형), $p = 90^\circ/s$ (사각형)인 경우에 대해 고려하였고 이에 해당하는 무차원 롤 각속도(Non-dimensional Roll Rates) $pb/2v$ 는 0.027, 0.055, 0.082이다.

Figure 3의 그래프들은 세 가지의 무차원 롤 각속도를 진동의 크기와 주파수에 대해 표시한 것이다. 무차원 롤 각속도에서 시험조건을 결정하기 위해 동일한 진동 주파수에 진동의 크기를 달리하는 시험과, 진동의 크기를 고정하고 진동 주파수를 달리하는 시험을 실시하였다. Fig. 3에서 원형의 점들은 동일한 진동 주파수에 대한 시험조건이고, 사각형 점들은 동일한 진동의 크기에 대한 시험조건이다.

Figure 4는 진동의 크기가 20° 이고 진동주파수가 다를 경우의 롤 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 가로축은 받음각의 크기로, -6° 에서 21° 까지 3° 간격으로 측정하였다. 세로축은 시험을 통해

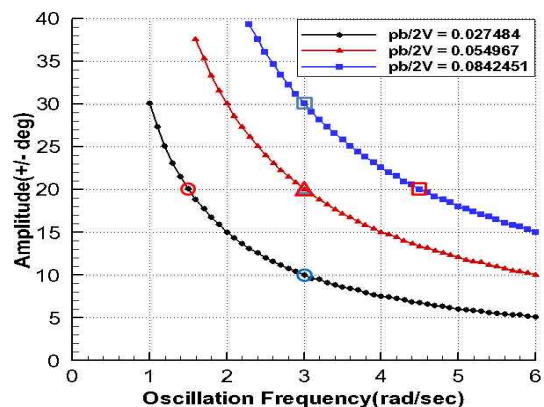


Fig. 3. Measurement conditions of roll damping dynamic stability derivatives

얻어진 롤 댐핑 동안정 미계수를 나타낸다. 사각형 점들은 진동주파수 0.25hz의 결과이고, 삼각형은 진동주파수가 0.5hz인 경우, 그리고 원형은 진동주파수가 0.75hz일 때의 결과이다.

Figure 4에서 세 진동주파수에서의 롤 댐핑 동안정 미계수는 받음각이 15°인 경우까지는 비록 값은 다소 상이하지만 동일한 경향성을 나타낸다. 그러나 받음각이 15°보다 큰 경우에는 미계수 값뿐만 아니라 경향성도 모두 상이함을 확인할 수 있다. 전반적으로 롤 댐핑 동안정 미계수는 측정된 받음각의 전 구간에서 음수의 값을 가지고 있기 때문에 안정한 특성을 보인다.

Figure 5는 진동주파수가 0.5hz이고 진동의 크기가 다를 경우의 롤 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 사각형의 그래프는 진동의 크기가 10°일 때의 결과이고, 삼각형은 진동의 크기가 20°인 경우, 그리고 원형은 진동의 크기가 30°일 때의 결과를 나타낸다. 그래프의 경향성을 보면 동일

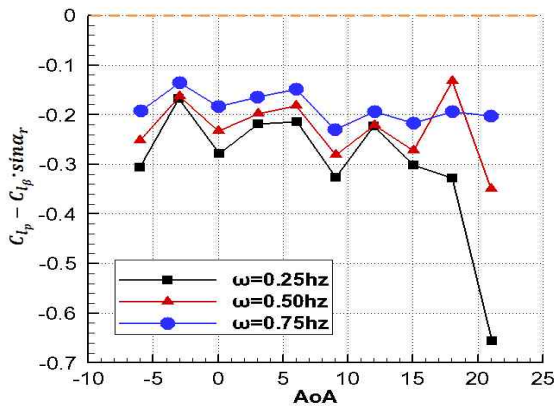


Fig. 4. Roll damping dynamic stability derivatives(oscillation magnitude=20°)

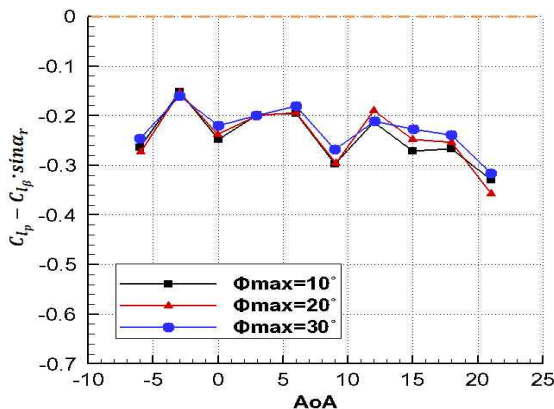


Fig. 5. Roll damping dynamic stability derivatives(oscillation frequency=0.5hz)

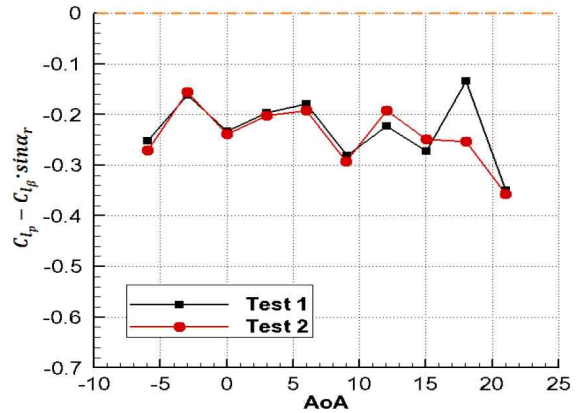


Fig. 6. Repeatability tests (roll dynamic damping derivative, 0.5hz, 20°)

한 진동의 크기 시험과는 달리 전 받음각 구간에서 세 시험의 경향성 및 동안정 미계수 값이 거의 일치함을 확인할 수 있다.

Figure 6은 시험 값이 동일하게 나오는지를 점검하는 반복성 시험의 결과로, 진동 주파수가 0.5hz이고 진동 크기가 20°일 때의 롤 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 두 시험에서 롤 댐핑 동안정 미계수는 -6°에서 9°까지는 거의 동일한 값을 가지고, 12°, 15°, 18°의 고받음각인 경우 비선형성으로 인해 각각 0.03, 0.023, 0.12의 데이터 값의 차이가 발생함을 확인할 수 있다. 하지만 그 경향성은 동일함을 알 수 있다.

4.2 피치 댐핑 동안정 미계수

피치 댐핑 동안정 계수 시험을 위해서는 피치 각속도의 범위, 진동 주파수 또는 진동의 크기를 결정해야 한다. 먼저 피치각속도는 그 크기가 $q = 15^\circ/s$ (원), $q = 30^\circ/s$ (삼각형), $q = 40^\circ/s$ (사각형)인 경우에 대해 고려하였고 이에 해당하는 무차원 피치 각속도(non-dimensional pitch rates) $qc/2v$ 는 0.0029, 0.0057, 0.0076이다.

Figure 7에 있는 그래프들은 세 가지의 무차원 피치 각속도를 진동의 크기와 주파수에 대해 표시한 것이다. 이 무차원 피치 각속도에서 시험조건을 결정하기 위해 동일한 진동주파수에 진동의 크기를 달리하는 시험과, 진동의 크기를 고정하고 진동 주파수를 달리하는 시험을 실시하였다. Fig. 7에서 원형의 점들은 동일한 진동주파수(3rad/sec)에 대한 시험조건이고, 사각형의 점들은 동일한 진동의 크기(10°)에 대한 시험조건이다.

Figure 8은 진동의 크기가 10°이고 진동주파수가 다를 경우의 피치 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 가로축은 받음각의 크기를 나타내며, -6°에서 3° 간격으로 21°까지 측정하였다. 세로축은

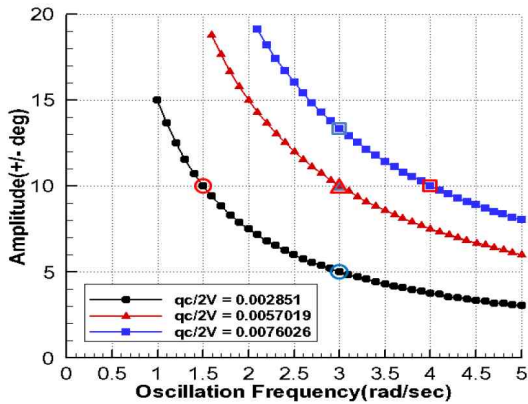


Fig. 7. Measurement conditions of pitch damping dynamic stability derivatives

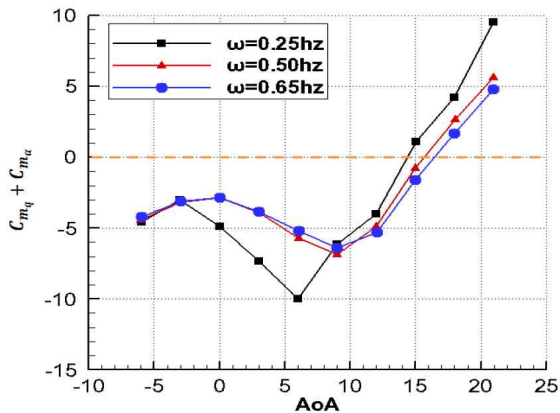


Fig. 8. Pitch damping dynamic stability derivatives(oscillation magnitude=10°)

시험을 통해 얻어진 피치 댐핑 동안정 미계수를 나타낸다. 사각형의 그래프는 진동주파수가 0.25hz의 결과이고, 삼각형은 진동주파수가 0.5hz 인 경우, 그리고 원형은 진동주파수가 0.65hz일 때의 결과이다. Fig. 8에서 진동주파수가 0.5hz일 때와 0.65hz일 때의 동안정 미계수는 거의 유사한 특성을 보임을 알 수 있다. 진동주파수가 0.25hz일 때는 받음각이 -3~9° 일 때 위의 두 경우와 다소 상이한 결과를 보이나 전체적인 경향성은 비슷함을 확인할 수 있다. 미세하긴 하지만 경향성을 분석해 보면 진동주파수가 작을 경우 받음각이 작을 때는 더 안정한 경향을 보이다가 받음각이 9° 이상의 영역에서는 진동주파수가 큰 경우보다 더 빨리 불안정 방향으로 동안정 미계수가 변함을 확인할 수 있다. 진동주파수가 0.25hz일 때 동안정 미계수는 받음각이 14.4° 이상일 때 불안정하게 되고, 진동주파수가 0.5hz일 때 동안정 미계수는 받음각이 15.8° 이상일 때 불안정하게 되며 진동주파수가 0.65hz일 때 동안

정 미계수는 받음각이 16.5° 이상일 때 불안정하게 되는 것을 확인할 수 있다.

Figure 9는 진동주파수가 0.5hz이고 진동의 크기가 다를 경우의 피치 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 사각형의 그래프는 진동의 크기가 5°일 때의 결과이고, 삼각형은 진동의 크기가 10°인 경우, 그리고 원형은 진동의 크기가 13°일 때의 결과를 나타낸다. 그래프의 경향성을 보면 받음각이 음수일 경우에는 받음각이 0°에 이를 때까지 동안정 미계수가 점차 증가하다가 0°부터 감소하기 시작한 후 각기 다른 받음각에서 동안정 미계수 값이 다시 증가함을 알 수 있다. 진동의 크기가 가장 큰 13°의 경우에는 받음각이 6° 부근에서 동안정 미계수가 증가하기 시작하고, 진동의 크기가 10°인 경우에는 받음각이 9° 부근에서 동안정 미계수가 증가하기 시작하며, 진동의 크기가 5°인 경우에는 받음각이 12° 부근에서 동안정 미계수가 증가하기 시작한다.

또한 동안정 미계수가 증가하는 속도는 진동의 크기가 작을수록 급속히 증가하고, 진동의 크기가 클수록 완만하게 증가함을 알 수 있다. 동안정 미계수가 불안정한 영역에 접어드는 받음각은 세 경우 모두 받음각이 15.8° 부근으로 동일함을 확인하였다.

피치 댐핑 동안정 미계수 시험의 경우 일정한 받음각 이상에서는 피칭 모멘트 값이 급격히 변하기 때문에 진동의 크기가 다른 경우(Fig. 9) 동안정 미계수의 변화가 컸다. 반면에 진동의 주파수가 다르지만 진동의 크기가 같은 경우는 (Fig. 8) 상대적으로 동안정 미계수가 유사한 특성을 보였다. 그러나 롤 댐핑 동안정 미계수 시험의 경우는 이와는 반대로 진동의 크기가 동일한 경우보다 (Fig. 6) 진동의 주파수가 동일한 경

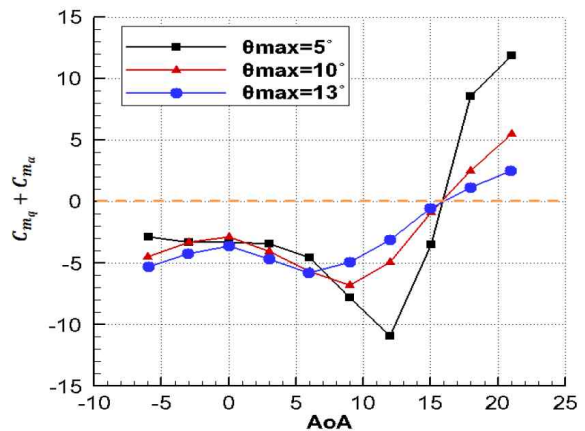


Fig. 9. Pitch damping dynamic stability derivatives(oscillation frequency=0.5hz)

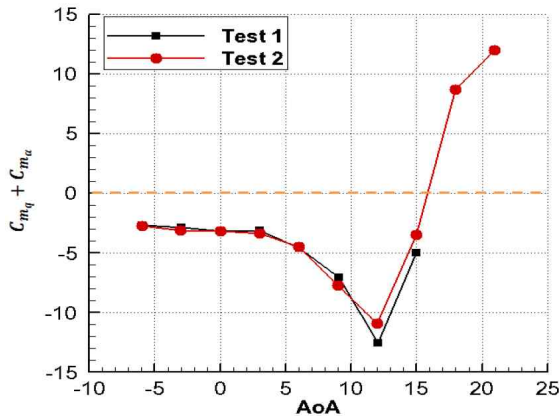


Fig. 10. Repeatability tests (pitch dynamic damping derivative, 0.5Hz, 5°)

우 (Fig. 7) 유사한 동안정 미계수 값이 측정되는 특성을 보였다.

Figure 10은 시험 값이 동일하게 나오는지를 점검하는 반복성 시험의 결과로서 진동의 주파수가 0.5Hz이고 진동의 크기가 5°일 때의 피치 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 사각형은 첫 번째 시험으로써 받음각이 -6~15°인 경우이고, 원형은 두 번째 시험으로써 받음각이 -6~21°인 경우이다. 두 시험의 받음각의 범위가 다른 이유는 초기 시험 시에 받음각을 -6~15°의 범위에서 측정하였으나 불안정한 영역으로 동안정 미계수가 변하는 순간을 확인하기 위해 받음각의 범위를 21°까지 확장하여 시험을 실시하였기 때문이다. Fig. 10에서 보면 피치 댐핑 동안정 미계수는 받음각이 -6~5°인 경우까지는 거의 정확히 일치하고, 받음각이 9~15°인 경우 약간의 차이가 있으나 거의 비슷한 값을 가짐을 알 수 있다. 또한 두 시험에서 동안정 미계수는 -6°에서 12°까지는 지속적으로 감소하다가 12°이상에서는 급속하게 증가하는 경향성이 동일하게 나타난다.

4.3 요 댐핑 동안정 미계수

요 댐핑 동안정 미계수 시험을 위해서 요 각속도의 범위, 진동 주파수 또는 진동의 크기를 결정해야 한다. 먼저 요 각속도는 그 크기가 $p = 30^\circ/s$ (원), $p = 60^\circ/s$ (삼각형), $p = 90^\circ/s$ (사각형)인 경우에 대해 고려하였고 이에 해당하는 무차원 요 각속도(Non-dimensional Yaw Rates) $rb/2v$ 는 0.027, 0.055, 0.082이다.

Figure 11의 그래프들은 세 가지의 무차원 요 각속도를 진동의 크기와 주파수에 대해 표시한 것이다. 동일한 진동의 크기에 대해서와 반복성 시험을 실시하였고 동일한 주파수에서 진동의 크기를 달리하는 시험은 무차원 요 각속도(non-

dimensional yaw rates)가 0.027인 경우와 0.055인 경우에만 실시하고 0.082인 경우는 실시하지 않았다.

Figure 12는 진동의 크기가 10°이고 진동주파수가 다를 때의 요 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 가로축은 받음각의 크기를 나타내며, -6°에서 3° 간격으로 21°까지 측정하였다. 세로축은 시험을 통해 얻어진 요 댐핑 동안정 미계수를 나타낸다. 사각형의 그래프는 진동주파수가 0.5Hz의 결과이고, 삼각형은 진동주파수가 1Hz인 경우, 그리고 원형은 진동주파수가 1.5Hz일 때의 결과이다. Fig. 12에서 진동주파수가 1Hz일 때와 1.5Hz일 때의 동안정 미계수는 -6°에서 3°까지는 유사한 특성을 보이나, 3° 이상에서는 다른 경향성과 크기를 가졌다. 그리고 진동주파수가 0.5Hz일 때와 1.5Hz일 때의 동안정 미계수는 -6°에서 9°까지는 다른 경향성을 가졌으나 9°에서 21°까지는 유사한 경향성을 보였다.

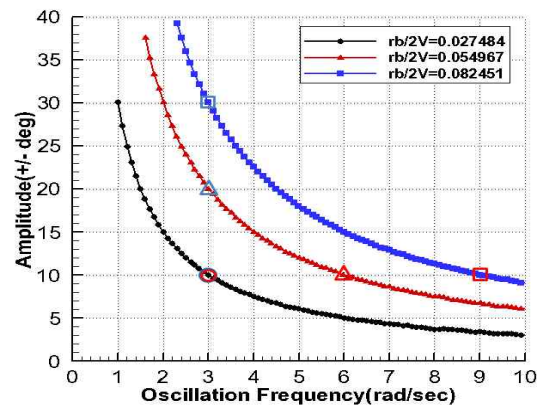


Fig. 11. Measurement conditions of yaw damping dynamic stability derivatives

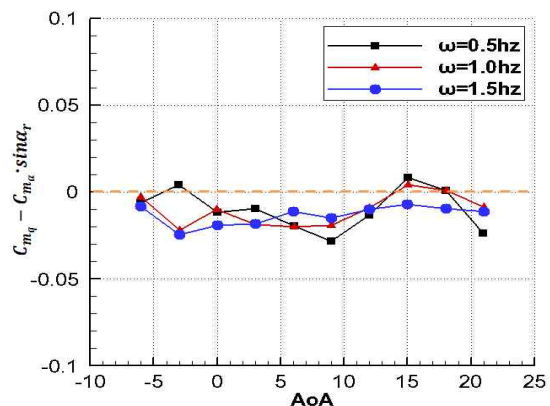


Fig. 12. Yaw damping dynamic stability derivatives (oscillation magnitude=10°)

결과를 종합해 보면 요 댐핑 동안정 미계수는 피치 댐핑 동안정 계수와 롤 댐핑 동안정 계수와 달리 일정한 경향성을 찾기 어려웠다. 시험에 사용된 1축 dynamic balance의 측정 불확도는 $0.00146 \text{ N}\cdot\text{m}$ 로서 모멘트 계수로 환산하면 약 10^{-5} 단위의 작은 값을 갖는다. 따라서 요 댐핑 미계수가 일정한 경향성을 가지지 않는 이유는 측정오차에 의한 것보다는 수직 꼬리 날개가 없기 때문에 요 댐핑 동안정 미계수가 매우 작고, 따라서 시험 중 발생하는 작은 외란 요소가 결과 값에 큰 영향을 미칠 수 있기 때문으로 분석된다. 또한 측정 유속이 $10\text{m}/\text{sec}$ 으로 작기 때문에 모델 관성력에 의한 오차 효과가 더 크게 작용한 것으로 추정된다.

Figure 13은 동일한 무차원 요 각속도($rb/2v = 0.055$) 조건에서의 요 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 요 댐핑 동안정 미계수는 전반적으로 모든 시험에서 다른 경향성을 가졌으나 동일한 무차원 요 각속도 조건에서는 받음각이 3° 인 경우

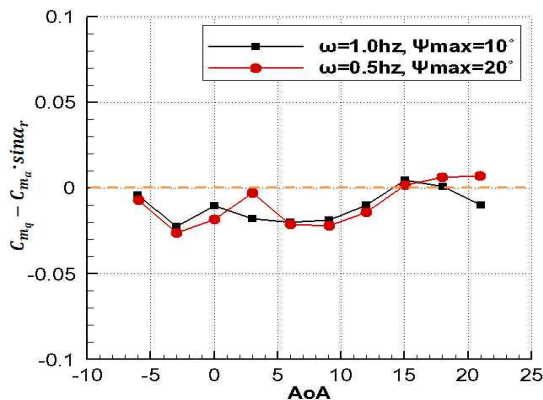


Fig. 13. Yaw damping dynamic stability derivatives(yaw angular velocity=0.055)

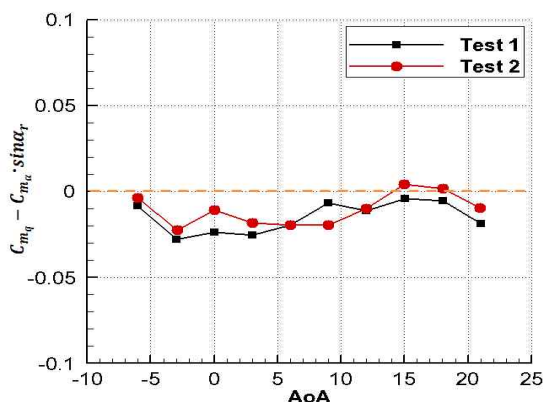


Fig. 14. Repeatability tests (yaw dynamic damping derivative, 1hz, 10°)

와 21° 인 경우를 제외하고는 경향성뿐만 아니라 동안정 미계수 값도 비슷한 값을 가짐을 확인하였다.

Figure 14는 반복성 시험의 결과로서 진동의 주파수가 1hz이고 진동의 크기가 10° 일 때의 요 댐핑 동안정 미계수를 보여준다. 반복성 시험에서 요 댐핑 동안정 미계수는 받음각이 0° 일 때와 9° 일 때 다소 차이가 있으나 다른 받음각에서는 거의 동일한 값을 가짐을 확인하였다.

V. 결 론

무미익 항공기는 기존의 전통적인 항공기와는 전혀 다른 비행 특성을 가지기 때문에 이 형상에 대한 동특성을 파악하기 위한 동안정 미계수를 측정을 위해 본 논문에서는 강제진동 기법을 적용하여 동안정 미계수를 측정하였다. 자유진동 기법은 매우 빠른 시간 내에 진동이 감쇄되기 때문에 측정시간과 측정데이터 양에 제한이 있고, 시험모델의 관성모멘트 정보를 알아야 하는 단점이 있다. 또한 진동주파수를 제어하기 어렵기 때문에 데이터의 신뢰성을 확보하기 어렵다. 하지만 본 연구에서 적용한 강제진동기법은 일정한 크기의 각 변위로 진동을 가해주며 동안정미계수를 측정할 수 있는 기법으로서 충분한 측정데이터의 반복 측정을 통해 시험 데이터의 신뢰성을 향상시킬 수 있다.

강제진동기법을 통해 동안정 미계수를 측정하기 위해 롤, 피치, 요 방향의 강제진동 장치를 자체 개발제작 하여 시험을 수행하였다.

시험결과 피치 댐핑 동안정 미계수 시험은 진동주파수가 같고, 진동의 크기가 다른 경우가 진동의 크기가 같고 진동주파수가 다른 경우에 비해 동안정 미계수의 변화의 폭이 큰 것을 확인하였다. 반면에 롤 댐핑 동안정 미계수 시험의 경우에는 반대의 경향성을 나타내었다. 그러나 요 동안정 미계수는 피치 동안정 계수와 롤 동안정 계수와 달리 일정한 경향성을 찾기 어려웠다. 이것은 무인기가 무미익 항공기이기 때문에 요 동안정 미계수가 매우 작기 때문에 자체 특성보다 외란에 의해 많은 영향을 받는 것으로 판단된다. 각 시험데이터들은 반복성 시험을 통해 데이터의 신뢰성을 검증하였다.

References

- 1) S.-H. Yoon, H.-T. Lee, H.-C. Shim,

"Improving the Stability and Maneuverability of Small Tailless BWB Unmanned Aircraft," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference Proceedings, April, 2012.

2) Y.-H. Kim, H.-N. Ok, I.-S. Kim, "Prediction of the Dynamic Derivatives of Separated Payload Fairing Halves by the CFD Analysis of Forced Harmonic Motions," Aerospace Engineering and Technology Vol. 5, No. 2, 2006.

3) H.-K. Cho, S.-H. Lee, S.-T. Lee, K.-S. Kim, "Study on the Stability and Aerodynamic Characteristics of a Sounding Rocket," Korea Air Force Academy, 2009.

4) H.-K. Cho, W.-W. Hur, C.-H. Kang, M.-H. Sohn, Y.-H. Yoon, J.-E. Kim, S.-W. Baek, "Free Vibration Technique for Dynamic Stability Derivatives in Pitch," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Vol. 27, No.6, 1999.

5) S.-W. Baek, H.-K. Cho, "Measurements of Dynamic Stability Derivatives in Yaw using

Free Vibration Technique," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference Proceedings, April, 2002.

6) P. Campbell, J. L. Johnson, and D. E. Hewes, "Low-Speed Study of the Effect of Frequency on the Stability Derivatives of Wings Oscillating in Yaw with Particular Reference to High Angle-of-Attack Conditions," NACA RM L55H05, 1995.

7) J. Schueler, L. K. Ward, "Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities," AGARD 121, 1967.

8) Joon Soo Ko, "Analysis of Dynamic Stability Derivatives for High Angle of Attack Aircraft," PhD Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1985.

9) Dan D. Vicroy, Thomas D. Loeser and Andreas Schutte, "SACCON Forced Oscillation Tests at DNW-NWB and NASA Langley 14x22-foot Tunnel", 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, July 2010.