

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 232-242(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.232

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

Dynamic Mesh 기법을 활용한 무미익 비행체 종축 동안정 미계수 예측

정형석*, 양광진**, 권기범**, 이호근***, 김선태***, 이명섭***, 류태규***

Estimation of Longitudinal Dynamic Stability Derivatives
for a Tailless Aircraft Using Dynamic Mesh Method

Hyoung-Seog Chung*, Kwang-Jin Yang**, Ky-Beom Kwon**,

Ho-Keun Lee***, Sun-Tae Kim***, Myung-Sup Lee*** and Taekyu Reu***

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

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

For stealth performance consideration, many UAV designs are adopting tailless lambda-shaped configurations which are likely to have unsteady dynamic characteristics. In order to control such UAVs through automatic flight control system, more accurate estimation of dynamic stability derivatives becomes essential. In this paper, dynamic stability derivatives of a tailless lambda-shaped UAV are estimated through numerically simulated forced oscillation method incorporating dynamic mesh technique. First, the methodology is validated by benchmarking the CFD results against previously published experimental results of the Standard Dynamics Model(SDM). The dependency of initial angle of attack, oscillation frequency and oscillation magnitude on the dynamic stability derivatives of a tailless UAV configuration is then studied. The results show reasonable agreements with experimental reference data and prove the validity and efficiency of the concept of using CFD to estimate the dynamic derivatives.

초 록

기동 성능과 스텔스 성능을 극대화시키기 위해 무미익 람다(lambda) 형상의 무인전투기에 대한 연구개발이 각 국에서 활발히 진행되고 있다. 이러한 형상의 비행체는 불안정한 동적 비행특성을 가질 가능성이 높으며, 이를 비행제어 시스템으로 제어하기 위해서는 보다 정확한 동안정 미계수 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 풍동기법의 단점을 보완하고 순수 공기역학적 동안정 미계수를 예측하기 위해 전산유체역학의 Dynamic Mesh 기법을 적용하여 강제진동법을 모사하였고, 해석결과를 기존에 확보한 시험결과와 비교하여 검증하였다. 해석결과는 종축 동안정 미계수에 국한하였으며, 무미익 람다 형상의 기준 받음각, 진동주파수, 진동폭 등의 변화에 따른 동안정 미계수 변화 경향성을 파악하였다. 전산 해석 결과는 풍동시험 데이터와 유사한 경향성을 보였으며, 제시된 연구기법을 통해 항공기 동안정 미계수를 효율적으로 구할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Dynamic Mesh(동적격자), Forced Oscillation Method(강제진동기법), CFD (전산유체역학)

† Received : December 24, 2014 Revised : February 17, 2015 Accepted : February 24, 2015

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

1. 서 론

최근 세계 각국에서 연구개발되고 있는 무인 전투기는 기동 성능과 스텔스 특성을 보장하기 위해 무미익 람다(tailless lambda) 형상의 blended wing-body 형태로 설계되는 추세이다. 무미익 람다 형상은 전통적인 항공기 형상에 비해 불안정한 동적 비행특성을 가지며, 날개 앞전에서 발생하는 와류유동의 특성에 따라 공기역학적 특성이 급격히 변화할 수 있다[1]. 이러한 무인전투기를 비행체에 시스템으로 안정하게 제어하기 위해서는 보다 정확한 공력(aerodynamic force) 모델이 필요하다. 저속, 저받음각 영역에서 비행하는 항공기인 경우 정안정 미계수(static stability derivatives)만으로도 공기역학적 힘과 모멘트를 예측하기에 충분하지만, 고받음각 고기동 항공기인 경우는 비선형적 공력 변화를 예측하기 위해 정확한 동안정성 미계수(dynamic stability derivatives)를 포함하여 항공기 모델을 구성하는 것이 필수적이다[2]. 따라서 무미익 형상의 무인전투기를 성공적으로 개발하기 위해서는 보다 정확하고 효율적으로 동안정 미계수를 예측할 수 있는 능력을 확보해야 한다[3].

비행체의 동안정 미계수를 예측하는 방법 중 가장 널리 사용되고 있는 것은 강제진동 기법이다. 이는 시험모델을 일정한 크기의 각 변위로 진동시키면서 항공기에 작용하는 공력의 시간이력(time history) 데이터를 측정하고, 후처리 기법을 통해 비행체의 동안정 미계수를 추출해내는 방법이다[4,5]. 전통적으로 동안정 미계수를 예측하기 위해 풍동시험 기법이 많이 활용되어 왔으나, 비용과 시간이 많이 소요된다는 단점이 있어 항공기 개발 초기 단계에서부터 적용하기에 적합하지 않다. 뿐만 아니라 모델을 진동시키는 과정에서 모델의 관성력이 공력 데이터에 함께 포함되어 측정되기 때문에, 이를 제거하기 위해 wind-on 데이터에서 wind-off 데이터를 제거해주는 보정 절차가 필요하며, 정밀하게 동기화된 데이터를 확보하지 못할 경우 큰 오차의 요인이 된다[6]. 또한 모델을 일정 주파수로 진동시켜야하기 때문에 모델의 크기와 시험속도에 제한이 있어 저 레이놀즈 수(Reynolds number) 영역에서 주로 시험이 수행된다. 레이놀즈 수는 유동의 흐름분리 특성을 결정짓는 가장 중요한 요소 중 하나이기 때문에 고받음각 영역에서의 비선형적 공력특성을 정확하게 예측하기 위해서는 레이놀즈 수 효과를 반드시 고려해야 한다. 이와 함께 모델지지부의 간섭효과, 진동 장치의 기계적 유격에 따른 측정데이터의 지연 오차,

모델의 운동을 구현시켜주는 진동 장치의 물리적 한계 등 여러 가지 제한요소가 존재한다[2,3,6].

이러한 단점들을 보완하기 위해, 최근 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 활용하여 동안정 미계수를 계산하는 기법에 대한 효율성 검증연구가 활발히 진행되고 있다[6~12]. 컴퓨터 계산용량의 기하급수적인 발전과 동적격자(dynamic mesh) 등과 같은 격자생성 기법의 발달에 힘입어 복잡한 형상에 대한 고차원적 해석도 비교적 쉽고 빠르게 수행할 수 있게 되었다. 또한, CFD 해석은 풍동시험 기법이 내재적으로 포함하고 있는 지지부의 간섭효과, wind-off 데이터의 제거, 진동 장치의 동기(synchronization) 문제 등의 오차요인이 발생하지 않는다는 장점이 있어 효율적으로 동안정 미계수를 계산할 수 있다. CFD를 통한 동안정 미계수 예측의 가장 큰 장점은 항공기 설계 초기 단계에서부터 비교적 정확한 동안정 특성을 고려하여 설계에 반영할 수 있게 해준다는 것이다. 미국의 항공기 체계개발 과정 중에서 실제 시험비행 중에 안정성 및 조종성(stability and control, S&C) 문제가 발견되어 개발비용과 기간이 추가로 소요되거나 비행성능 저하를 감수할 수밖에 없는 사례가 다수 발생하였다[12~13]. CFD를 통해 좀 더 정확한 S&C 특성을 설계초기단계에 적용할 수 있다면 개발비용을 절감하고 목표성능을 충족시키는데 크게 기여할 수 있다.

Ronch et al.[2], Schmidt & Newman[8], Hashimoto et al.[10] 등은 CFD를 활용한 동안정 미계수 예측 기법을 검증하기 위해 SDM(Standard Dynamic Model)에 대한 해석을 수행하여 기존에 확보된 풍동시험 결과와 비교하였으며, 강제진동기법의 진동 주파수 및 진폭 효과, 마하수 효과 등을 분석하였다. SDM[14]은 동안정 미계수 예측 연구를 활성화하기 위해 고안된 표준동역학 모델로서 세계 유수의 연구소에서 수행한 풍동시험 결과를 확보할 수 있어 동안정 미계수 연구의 검증모델로서 많이 활용되고 있다.

2007년부터 미국과 유럽의 주요 연구기관을 중심으로 NATO RTO AVT-161이라는 Task Group을 구성하여 CFD를 활용한 정안정 및 동안정 미계수 예측 연구를 활발히 진행하고 있다[15]. 이들은 먼저 SACCON (Stability And Control CONfiguration)이라는 무미익 무인전투기 형상의 표준모델을 개발하였고, 풍동시험을 통해 기준자료를 생성한 후 이를 CFD 해석 결과와 비교 검증하는 공동연구를 진행하고 있다. Cummings & Schütte[7]는 NATO RTO AVT-161의 전반적인 활동을 소개하고 CFD 해석과 풍동시험 결과를 통합

하여 항공기의 정안정 및 동안정 미계수를 예측하는 연구 결과를 발표하였다. Frink et al.[11]은 비정상 격자와 Unsteady RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 기법을 적용하여 미국, 스웨덴, 오스트레일리아에서 수행한 SACCON 형상에 대한 전산해석 결과와 비교하였다. 이들은 양력과 항력에 대한 해석결과는 비교적 정확하게 예측되었으나, 피칭모멘트에 대한 해석결과는 시험결과와 다소 큰 오차가 발생하는 것을 발견하였고, 보다 정확한 모멘트 해석을 위해서는 날개 앞전에서 발생하는 와류유동을 실제적으로 모사할 수 있는 난류모델기법의 적용, 효율적 격자계 구성 등에 대한 세밀한 추가연구가 필요함을 강조하였다.

국내에서는 박수형 외[16]가 비정상 Euler 해석을 통해 천음속 미사일에 대한 동안정 미계수를 예측함으로써 충격과가 동안정에 미치는 영향성을 분석하였고, 이형로 외[6,17]는 비관성 좌표계 변환을 통해 모델의 강제진동을 모사하는 기법을 활용하여 SDM에 대한 세로, 가로, 방향 안정성 미계수를 예측하였다. 그러나 국내에서는 아직 무미익 항공기에 대한 동안정 미계수 해석 연구가 진행되지 않았다. 최근 스텔스 항공기에 대한 개발 관심이 높아짐에 따라 무미익 비행체의 정확한 동안정 미계수 예측을 위한 노력이 요구된다.

본 연구에서는 Dynamic Mesh를 활용하여 강제진동 기법을 전산유체역학으로 모사함으로써 무미익 UAV 형상에 대한 종축 동안정 미계수를 예측하였다. 계산된 종축 미계수 값을 기존에 확보된 풍동시험데이터와 비교함으로써, 제시된 기법의 정확성과 효율성을 검증하였다. CFD로 계산된 모멘트 결과를 동안정 미계수로 변환하는 여러 기법을 비교 검증하였으며, 강제진동의 진폭, 진동주기 그리고 기준받음각 변화에 따른 동안정 미계수 특성을 파악하였다.

II. 본 론

2.1 강제진동기법[18,19]

강제진동 기법은 항공기 모델을 무게중심에 대해 일정한 주파수와 진폭으로 진동시키면서 공기역학적 힘과 모멘트를 측정하고, 측정된 모멘트의 시간이력데이터(time history data)를 후처리하여 동안정 미계수를 추출하는 기법이다. 세로 방향 미계수에 대한 유도식은 다음과 같다.

항공기에 작용하는 피칭모멘트는 small perturbation 가정 하에 1차 항만 고려하여 선형

화하면 다음과 같은 Taylor Series 모델로 전개될 수 있다.

$$Cm(t) \approx Cm_0 + Cm_\alpha(\alpha - \alpha_0) + Cm_{\dot{\alpha}} \frac{\dot{\alpha}k}{\omega} + Cm_q \frac{qk}{\omega} \quad (1)$$

여기서 Cm_0 와 α_0 는 초기조건(t_0)에서의 피칭모멘트와 기준 받음각을 나타내며, 받음각 변화율($\dot{\alpha}$)과 피치각속도(q)는 초기조건에서 0의 값을 가진다고 가정하였다. $k = \omega \bar{c} / (2V_\infty)$ 는 무차원 진동주파수(reduced frequency)이며, \bar{c} 는 평균공력시위(mean aerodynamic chord), V_∞ 는 자유류(free stream)의 속도이다.

항공기가 무게중심에 대해 일정한 진동주파수($\omega = 2\pi f$)와 진폭(α_A)을 갖는 sine 함수로 조화진동(harmonic oscillation)을 하는 경우 받음각과 피치각(θ)은 동일한 값을 가지며 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\theta(t) = \alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \sin(\omega t) \quad (2)$$

$$\dot{\theta}(t) = q(t) = \dot{\alpha}(t) = \alpha_A \omega \cos(\omega t) \quad (3)$$

식 (1)에 식 (2)~(3)을 대입하면 피칭모멘트는 다음과 같은 시간에 대한 함수로 표현할 수 있다.

$$Cm(t) = Cm_0 + Cm_\alpha \alpha_A \sin(\omega t) + [Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q] k \alpha_A \cos(\omega t) \quad (4)$$

식 (4)는 해석적으로 유도된 식으로서, sine 함수로 강제진동을 시켰을 경우, 시간에 따른 피칭모멘트 변화량은 sine 함수인 in-phase 성분과 cosine 함수인 out-of-phase 성분의 합으로 구성된다는 것을 의미한다. 이때, out-of-phase 성분은 주어진 강제진동 입력에 대해 90도 위상차를 발생시켜 진동운동을 감쇄시키려는 방향으로 작용한다. 따라서, cosine 항에 곱해져 있는 상수 값인 $Cm_{\dot{\alpha}} + Cm_q$ 는 항공기의 피칭운동에 대한 동적감쇄를 의미하는 동안정 미계수이며 damping항이라고도 부른다.

한편, 조화진동 중에 있는 항공기 모델에 작용하는 순수 공기역학적 피칭모멘트의 시간이력데이터는 강제진동 함수인 sine 함수에 대해 δ 만큼의 위상각(phase angle) 차이를 갖고 Cm_A 의 진폭으로 진동하는 함수로 반응한다고 가정하여 다음과 같이 일반화하여 표현할 수 있다.

$$Cm(t) = Cm_0 + Cm_A \sin(\omega t - \delta) \quad (5)$$

식 (5)에 삼각함수 공식을 적용하면 다음과 같이

sine 함수와 cosine 함수의 합으로 전개할 수 있다.

$$Cm(t) = Cm_0 + Cm_A \sin(\omega t) \cos(\delta) - Cm_A \cos(\omega t) \sin(\delta) \quad (6)$$

해석적으로 유도된 식 (4)와 풍동시험 또는 CFD 해석을 통해 계산된 값을 일반화하여 표현한 식 (6)을 동일한 것으로 가정하여 상호비교하면 동안정 미계수를 다음과 같이 Cm_A 와 δ 의 함수로 표현할 수 있다[2].

$$Cm_\alpha = \frac{Cm_A \cos(\delta)}{\alpha_A} \quad (7)$$

$$Cm_\alpha + Cm_q = -\frac{Cm_A \sin(\delta)}{k\alpha_A} \quad (8)$$

즉, 비정상 해석을 통해 계산된 피칭모멘트의 시간이력 데이터로부터 위상각과 진폭을 구하면 식 (8)과 같은 동안정 미계수를 얻을 수 있다. 단, 무게중심에 대해 조화진동하는 경우 동안정 미계수 항은 $Cm_\alpha + Cm_q$ 의 합으로만 얻어지며, 각각의 성분을 독립적으로 구하기 위해서는 무게중심이 아닌 다른 점에 대해 피치 진동을 시키는 조건으로 추가적 계산을 수행하거나, 피치각이 고정된 상태($q=0$)에서 항공기 모델을 위, 아래 방향으로 진동시키는 plunging motion을 적용하여 계산해야 한다.

2.2 후처리 기법

풍동시험 또는 CFD 해석을 통해 구한 공력 데이터로부터 위상각과 진폭을 구하고, 이로부터 동안정 미계수를 구하는 후처리 기법 중 대표적인 두 가지 방법은 다음과 같다.

2.2.1 최소자승법(Least Squares Method)

식 (6)을 각 시간(t_i)에서 계산된 이산 식(discrete function) 형태로 근사화하면 다음과 같은 행렬식으로 표현할 수 있다.

$$Cm(t_i) = A_0 + A_1 \sin(\omega t_i) + A_2 \cos(\omega t_i) + e_i$$

$$\Rightarrow \begin{bmatrix} Cm(t_1) \\ Cm(t_2) \\ \vdots \\ Cm(t_n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\omega t_1) & \cos(\omega t_1) \\ 1 & \sin(\omega t_2) & \cos(\omega t_2) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \sin(\omega t_n) & \cos(\omega t_n) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_0 \\ A_1 \\ A_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_n \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow \{Cm\} = [X]\{A\} + \{e\} \quad (9)$$

여기서 $\{e\}$ 는 근사오차 벡터이다. 식 (9)는 미지수보다 방정식의 개수가 많아 정확한 하나의 해

가 존재하지 않는 형태로서, 근사오차를 최소화하는 해를 구하는 방법인 최소자승법을 적용하면 다음 식에 의해 미지수 벡터 A 를 구할 수 있다.

$$\{A\} = ([X]^T[X])^{-1}[X]^T\{Cm\} \quad (10)$$

식 (6)과 (9)를 비교하면 벡터 A 의 각각의 계수는 다음과 같이 정의되며,

$$A_0 = Cm_0, A_1 = Cm_A \cos \delta, A_2 = -Cm_A \sin \delta \quad (11)$$

구해진 계수 값을 식 (7)~(8)에 대입하면 in-phase 항인 Cm_α 와 out-of-phase 항인 $Cm_\alpha + Cm_q$ 을 각각 구할 수 있다.

2.2.2 푸리에 계수법(Fourier Coefficient Method)[18]

시간에 따라 계산된 피칭모멘트는 sine 함수와 cosine 함수의 합으로 표현된 푸리에 급수(Fourier Series)라고 생각할 수 있으며, 아래의 식과 같이 푸리에 급수 각 항의 상수를 구하는 방법을 적용하면 in-phase에 해당하는 $\sin(\omega t)$ 성분과 out-of-phase에 해당하는 $\cos(\omega t)$ 성분으로 분리하여 공력 미계수를 구할 수 있다.

$$Cm_\alpha = \frac{2}{\alpha_A n_c T} \int_0^{n_c T} Cm(t) \sin(\omega t) dt \quad (12)$$

$$Cm_\alpha + Cm_q = \frac{2}{k\alpha_A n_c T} \int_0^{n_c T} Cm(t) \cos(\omega t) dt \quad (13)$$

윗 식에서 주기 $T = 2\pi/\omega$ 이며, n_c 는 적분하는 주기의 수를 나타낸다.

2.3 연구 모델

2.3.1 Standard Dynamic Model(SDM)

SDM은 항공기의 동안정 관련 풍동시험 및 전산해석 연구에서 벤치마킹(benchmarking)용으로 주로 활용되는 모델로서, SDM 대상의 많은 연구를 유도하기 위해 F-16과 유사한 일반적인 전투기 형상으로 설계되었다. Fig. 1에 형상과 제원을 표시하였으며, ogive-cylinder 형상의 동체, 테이퍼비(taper ratio)를 가진 평면날개, strake, 날카로운 앞전 및 뒷전 등의 형상 특징을 가진다[14].

본 연구의 타당성을 1차적으로 검증하기 위해 SDM 모델에 대한 비정상 Euler 해석을 수행하여 동안정 미계수를 구했으며, 이를 다른 연구기관에서 수행된 풍동시험 데이터와 비교하였다.

2.3.2 무미익 UAV 형상 모델

본 연구의 주 목적인 무미익 비행체의 동안정 해석을 위해 Fig. 2와 같은 SACCON 형상을 기반

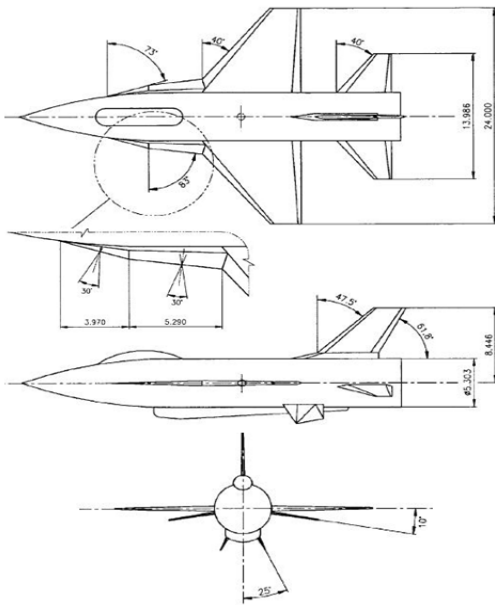


Fig. 1. SDM configuration[20]

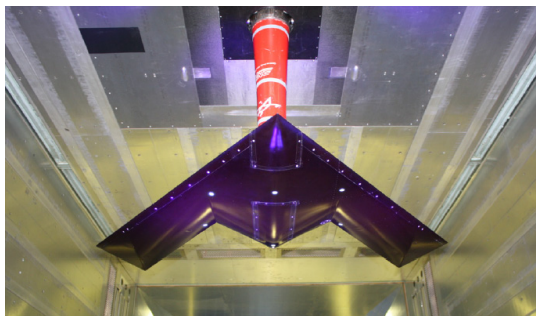


Fig. 2. SACCON wind tunnel test model[7]

Table 1. Genetic tailless UAV model data

구분	S_{ref}	MAC	Span	Length
제원	0.3174 m ²	0.245 m	1.050 m	0.748 m

으로 하는 램다형 무미익 모델을 사용하였다. SACCON은 NATO국 간의 항공기 동안정 미계수 예측을 위한 공동연구 프로젝트의 일환으로 개발되었다. SACCON은 앞전 후퇴각(leading edge sweep angle)이 53°인 램다형 날개를 가지고 있으며, 스텔스 성능을 위해 날개 앞전, 뒷전, 끝단의 각도가 서로 평행하게 정렬된 무미익 형상이다. 본 연구에서는 SACCON과 유사한 형상의 모델을 활용하였으며, 엔진 흡입구 형상을 추가로 포함하여 제작하였다. 연구에 활용된 무미

익 UAV 모델의 제원은 Table 1과 같다.

2.4 CFD 해석

CFD 해석을 위한 격자계는 Ansys사의 상용 프로그램인 Gambit과 T-grid를 사용하여 비정렬 격자방식으로 생성하였다. 격자계의 밀집도(mesh density) 효과 분석을 위해 고밀집 격자(fine mesh)를 tetrahedral 방식으로 먼저 생성하였고, 이를 상용 해석코드인 Fluent에 입력하여 polyhedral 격자계로 변환하는 과정을 통해 저밀도 격자(coarse mesh)를 생성하였다.

항공기 모델의 조화진동을 모사하기 위해 UDF(User Defined Function) 기능을 활용하여 표면격자가 무게중심점에 대해 진동할 수 있도록 시간에 따른 피치각 정보를 입력하였다. Fig. 3과 같이 항공기 모델의 표면격자 뿐 아니라 그 주변에 정의된 내부 체적(interior volume : Fig. 3의 초록색 격자) 전체를 항공기와 함께 rigid body와 같이 진동시킴으로써 내부체적 내의 격자 질과 조밀도는 그대로 유지되었고, dynamic mesh 적용 시 비교적 volume이 큰 외부체적만 변형되었기 때문에 격자의 질을 초기 상태와 유사하게 유지할 수 있었다.

CFD 해석은 상용 해석코드인 Ansys Fluent의 pressure-based coupled solver를 사용하였다. 풍동시험 결과와의 비교를 위해 저아음속 영역에서 해석을 수행하였기 때문에 비압축성을 가정하였고, 비정상 유동해석을 위해 transient solver를 사용하였다. 비정상 유동 해석의 효율성을 높이기 위해 점성효과를 고려하지 않았으며, 종축 동안정 예측 시 항공기 좌우의 유동이 대칭인 것으로 가정할 수 있기 때문에 symmetry 경계조건을 적용하여 유동영역 반만 해석하였다. 기준 받음각(α_0)의 적용은 velocity inlet 경계조건에서 자유흐름 방향의 각도로 설정하였고, 조화진동 운동은 Dynamic Mesh로 구현하였다.

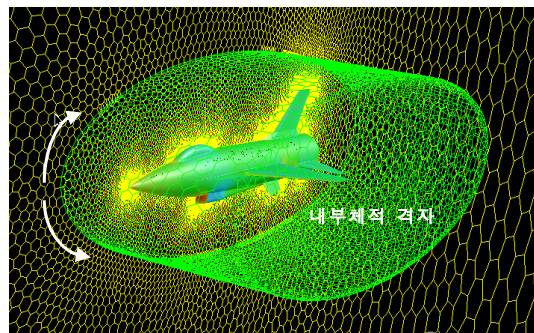


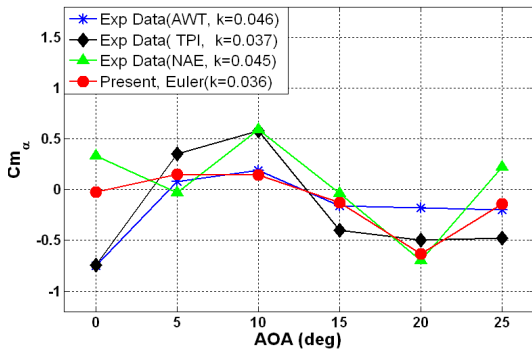
Fig. 3. SDM mesh topology

2.5 해석결과

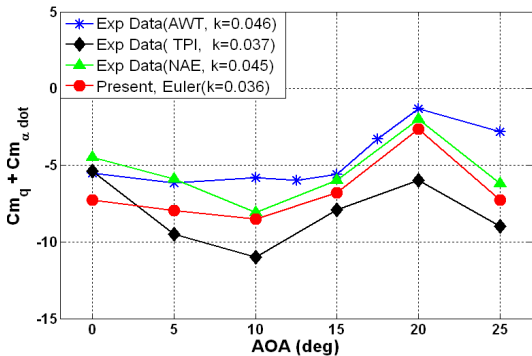
2.5.1 SDM 해석

본 연구의 해석방법 및 절차의 검증을 위해 SDM 형상에 대한 동안정 미계수 계산을 선행하였으며, Fig. 4에 기존의 풍동시험 결과[21]와 비교하였다. 전산해석은 비정상 Euler solver를 사용하였으며, 자유흐름 속도 20m/sec, 진동주파수 1Hz, Δt 는 0.01sec(1주기/100 time steps)를 적용하였다.

Figure 4에 나타난 바와 같이, CFD 해석을 통한 정안정 미계수(Cm_α)와 동안정 미계수($Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$)값 모두 각 받음각 구간별로 다소 차이가 있으나 전반적으로는 풍동시험 경향성과 매우 유사한 결과를 얻었다. Cm_α 의 경우, 받음각 0°에서 정적으로 안정하다가 5~10° 구간에서 불안정해지고 15° 이후에 다시 안정화되는 전반적인 경향성을 잘 따르고 있다. $Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$ 는 전 받음각 영역에서 안정한 값을 가지며, 서로



(a) static derivative(Cm_α)



(b) dynamic derivatives($Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$)

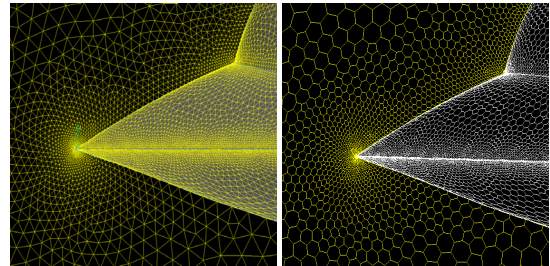
Fig. 4. Comparison of SDM stability derivatives between CFD analysis and experimental data[21]

다른 세 기관에서 수행한 풍동시험 결과의 편차 범위내에서 유사한 경향성을 보이고 있다. 풍동시험 결과의 편차를 고려할 때 본 연구의 CFD 기반의 강제진동 기법을 통해 비교적 정확한 미계수를 구할 수 있다고 판단된다. 받음각 0도인 경우에 풍동시험과 가장 큰 편차를 보이고 있는데, 이는 SDM의 날카로운 날개와 Strake부분에서 발생하는 와류유동이 강제진동 시 날개 윗면과 아랫면에 번갈아 가며 발생하는 불안정한 유동현상 때문인 것으로 유추된다. 와류유동에 의한 영향성을 좀 더 정확히 구현하기 위해서는 점성효과와 고려, 격자계의 해상도 향상 등 향후 추가적인 CFD 타당성 연구가 필요하다.

2.5.2 무미익 UAV 해석

<격자 해상도 검증 및 후처리 기법 비교>

무미익 UAV 형상에 대한 전산해석의 정확성을 검증하기 위해 Fig. 5와 같은 2개의 서로 다른 격자를 사용하여 격자 해상도에 따른 미계수 값의 수렴성을 파악하였다. 고밀집 격자는 tetrahedral 방식의 비정렬 격자로서 약 590만개의 셀(cell)로 이루어져 있으며, 이를 Fluent에서 polyhedral 격자로 변환하여 약 120만개 셀의 저



(a) fine mesh(5.9M cells) (b) coarse mesh(1.2M cells)

Fig. 5. Mesh topology for tailless UAV analysis

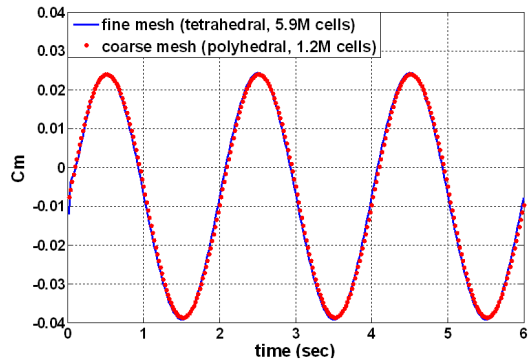


Fig. 6. Comparison of pitching moment results from mesh resolution test ($V_\infty=10\text{m/s}$, $\alpha_0=5^\circ$, $\alpha_A=5^\circ$, $f=0.5\text{Hz}$)

Table 2. Comparison of stability derivative results from mesh resolution test and post-processing method test

격자 종류 / 후처리 기법	Fine Mesh + 최소자승법	Coarse Mesh + 최소자승법	Coarse Mesh + 퓨리에 계수법
Mesh Type	Tetrahedral	polyhedral	polyhedral
Cell #	590만	120만	120만
Cm_0	-0.0076	-0.0073	-
Cm_α	0.3599	0.3580	0.3580
$Cm_q + Cm_\alpha$	-0.2888	-0.6177	-0.6024

밀집 격자를 구성하였다.

기준받음각 5° , 진폭 5° , 진동주파수 0.5Hz, 자유흐름 속도 10m/sec의 조건에서 고밀도 격자와 저밀도 격자에 대한 해석을 반복하였고 피칭모멘트의 시간이력데이터 결과를 Fig. 6에 비교하였다. 두 결과 값의 진폭과 시간지연(time delay)에 미세한 차이가 있으나 전반적으로 거의 동일한 결과를 얻었다.

해석데이터를 후처리하여 구한 정적, 동적 미계수 값을 Table 2에 상호 비교하였다. Cm_0 와 Cm_α 는 거의 동일한 결과를 얻었으나, $Cm_q + Cm_\alpha$ 은 약 0.3 정도의 차이 값을 가진다. 그러나 Fig. 6의 두 시간이력데이터가 거의 동일하다는 것을 고려할 때, 0.3 정도의 $Cm_q + Cm_\alpha$ 값은 무시할 수 있을 정도의 오차범위 내에 있는 것으로 판단된다. 두 격자의 결과 값 차이가 거의 없는 것으로 판단하여 추후 해석에는 polyhedral 방식의 저밀도 격자를 사용하였다.

Table 2의 마지막 열에 퓨리에 계수 계산법으로 후처리한 결과를 최소자승법 결과와 비교하였으며, 두 방법의 결과가 거의 동일한 것을 확인하였다. 이는 다른 연구[2]와도 같은 결과이며, 후처리 방법에 따른 영향성은 미미함을 의미한다. 추후 해석은 최소자승법을 활용하였다.

<강제진동 기준받음각 및 time step 영향성>

무미익 UAV 형상에 대한 해석 결과를 검증하기 위해 기준에 수행된 풍동시험연구[22]와 동일한 조건에서 전산해석을 수행하였고, Fig. 7에 풍동시험 결과와 비교하였다. 기준받음각 변화에 따른 총축 동안정 미계수 값의 경향성은 풍동시험과 매우 유사한 결과를 얻었으며, 본 연구에서 제시된 전산해석 기법을 통해 풍동시험과 상응하는 동안정 미계수를 구할 수 있음을 확인하였다.

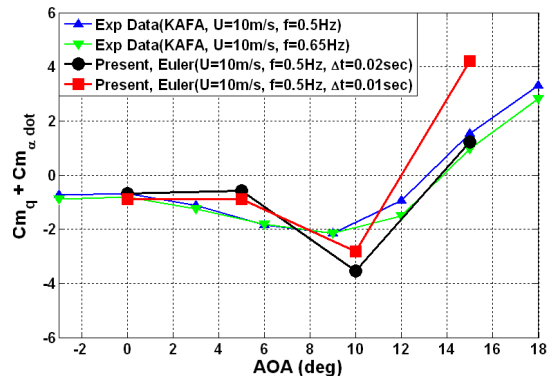


Fig. 7. CFD analysis results of dynamic stability derivatives for a tailless UAV(exp. data : ref. 22)

예상한 바와 같이, 꼬리날개가 있는 SDM의 동안정 미계수값은 $-5 \sim -10$ 수준인 것에 반해 무미익 UAV 형상의 동안정 미계수는 $-0.5 \sim -3$ 수준으로 산출되었으며, 이는 동적 안정성을 유지할 수 있는 여유가 적다는 것을 의미한다. 또한 실속이 시작되는 받음각 10° 부터 불안정한 경향성이 점차 가속되고, 14° 부근에서 미계수의 부호가 양(+)의 값이 되어 항공기가 동적으로 불안정해지는 것을 보여준다. 실속이전의 선형구간에서는 피칭 운동에 의한 공력계수의 hysteresis 현상이 동안정성을 향상시키는 역할을 하지만 실속 이후의 비선형 구간에서는 피칭 운동이 불안정한 효과를 초래하는 것으로 유추할 수 있다.

비정상 해석을 위한 time step 크기의 영향성을 검토하기 위해 $\Delta t = 0.02\text{sec}$ (1주기/100 time steps)의 경우와 $\Delta t = 0.01\text{sec}$ (1주기/200 time steps)의 경우를 비교하였다. 받음각 15° 에서 가장 큰 편차를 보이지만 전반적으로 서로 유사한 결과를 보여준다. 연구의 효율성을 위해 추후 해석은 1주기 당 100 time steps를 기준으로 수행하였다.

<강제진동 주파수 영향성>

강제진동의 진동주파수 변화에 따른 동안정 미계수 변화특성을 Fig. 8에 비교하였다. 저받음각 영역에서는 진동주파수에 따라 미계수 값이 거의 변하지 않으나, 실속이 시작되는 10° 이후에는 미계수 값의 편차가 점차 증가하는 경향성을 보여준다. 식 (8)에 의하면 $Cm_q + Cm_\alpha$ 를 구하는 식의 분모에 진동주파수(k)로 나누어 주기 때문에 이론적으로는 동안정 미계수 값이 진동주파수 변화에 독립적이다. Fig. 8의 저 받음각 선형 구간에서 동안정 미계수 값이 진동주파수에 따라 거의 변하지 않는 것을 통해 이러한 경향성을 확

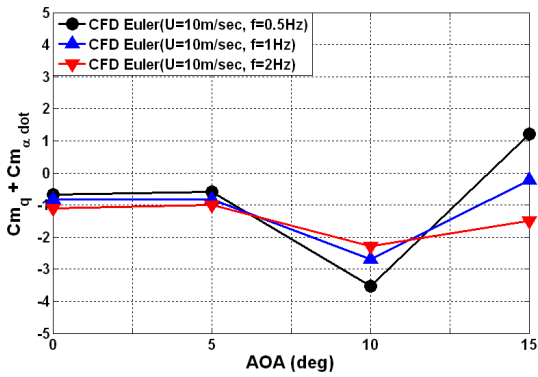


Fig. 8. Effect of oscillation frequency on dynamic stability derivatives

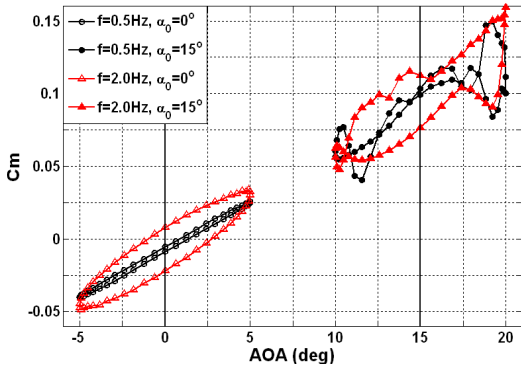


Fig. 9. Effect of mean AOA and oscillation frequency on pitching moment hysteresis

인할 수 있다. 그러나 고 받음각 영역에서는 진동주파수의 영향성이 커지게 되고 동안정 미계수 값의 편차가 점차 증가하는 경향성을 보여준다.

고 받음각 영역에서의 진동주파수 영향성 증가에 대한 원인을 규명하기 위해 Fig. 9에 진동주파수에 따른 피칭 모멘트 hysteresis 변화를 저 받음각과 고 받음각에서 각각 비교하였다. 기준 받음각 0°에서는 받음각 변화에 따른 hysteresis가 비교적 선형적으로 발생하였고, 주파수에 비례하는 만큼 hysteresis 크기가 변화하기 때문에 진동주파수로 무차원화 시키면 동안정미계수 값은 거의 변하지 않게 된다.

그러나 기준 받음각 15°에서는 진동주파수가 큰 경우에 비해 진동주파수가 작은 경우 비선형성이 증대되어 정형적인 hysteresis가 유지되지 못한다. 흐름분리가 발생하는 고 받음각 영역에서 진동이 너무 느리게 작동하면 진동에 의한 유동장 변화 속도가 흐름분리에 의한 유동장의 변화 속도에 묻히는 결과가 초래되어 진동 영향성

이 불분명해지게 된다. 따라서 흐름분리 영역에서와 같이 불규칙적인 유동현상이 발생하는 구간에서 동적 거동에 대한 영향성을 추출하기 위해서는 비교적 높은 진동주파수의 적용이 필요할 것으로 판단된다.

<강제진동 진폭 영향성>

받음각과 진동주파수를 고정시킨 조건에서 강제진동의 진폭을 ±2° ~ ±10°로 변화시키며 해석한 동안정 미계수에 대한 진폭 영향성 결과를 Table 3에 정리하였다. 기준 받음각인 0°에서는 진폭 변화에 따라 피칭 동안정 미계수 값이 거의 변하지 않는 것을 확인하였다.

받음각 변화에 따라 진폭이 동안정 미계수에 미치는 영향성을 Fig. 10에 비교하였다. Table 3의 결과와 같이 저 받음각 영역에서는 동안정 미계수 값이 진폭에 대해 독립적인 경향성을 가지며 일정한 값이 유지되었다. 그러나 고 받음각 영역에서는 진폭의 변화에 따라 동안정 미계수 값의 편차가 점차 증가함을 확인하였다.

고 받음각 영역에서의 진폭 영향성 증가에 대한 원인을 파악하기 위해 진폭에 따른 피칭 모멘트 hysteresis 변화를 저 받음각과 고 받음각에서 각각 비교하여 Fig. 11에 도시하였다. 기준받음각 5°에서는 받음각 변화에 따른 hysteresis가 선형적으로 발생하였고, 진폭에 비례하는 만큼 hysteresis 크기가 변화하기 때문에 동안정 미계

Table 3. Oscillation amplitude effect on dynamic stability derivatives (AOA=0°, f=1.0Hz)

Oscillation Amplitude	±2°	±5°	±8°	±10°
피칭 동안정 미계수	-0.776	-0.834	-0.895	-0.951

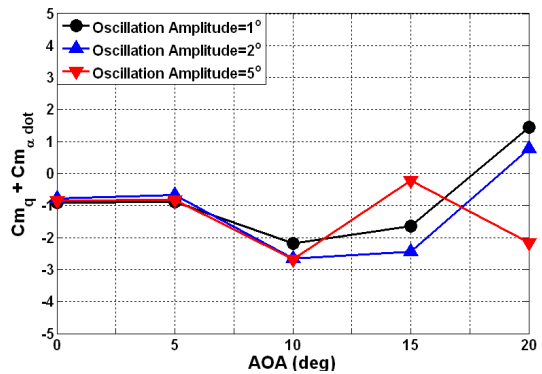


Fig. 10. Oscillation amplitude effect on dynamic stability derivatives

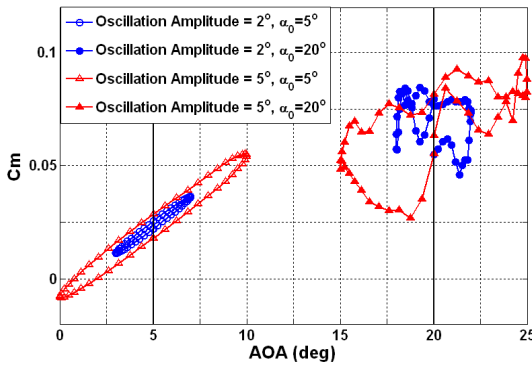


Fig. 11. Effect of mean AOA and oscillation amplitude on pitching moment hysteresis

수 값은 거의 변하지 않았다.

그러나 기준 받음각 20°에서는 진동주파수의 경우와 마찬가지로 진폭이 작아질수록 비선형성이 증대되어 hysteresis가 유지되지 못하는 경향성을 보인다. 고 받음각의 경우 진폭이 너무 작으면 진동에 의한 유동장 변화 효과가 흐름분리 영향성에 의해 잠식되며, 전산해석에 의한 결과 값은 흐름분리에 의한 비정상 특성이 주로 반영된 결과인 것으로 판단된다. 따라서 흐름분리가 발생하는 고 받음각 영역에서는 동적 거동에 대한 영향성을 추출하기 위해서는 약 5° 이상의 비교적 큰 진폭을 적용하여 강제진동 해석을 수행해야 할 것으로 판단된다.

<점성 영향성>

점성 해석용 격자는 비점성 격자의 표면 격자 위에 prism layer를 적층하여 구성하였으며, 첫 번째 격자 간격은 $Y^+=1$ 조건에 맞추었다. 해석은 Ansys사의 Fluent 점성 solver를 사용하였다. 풍동시험 조건에서의 Reynolds 수가 약 450,000 이하이므로 먼저 laminar flow를 가정하여 해석을 수행하였고, 강제진동 등의 외란요소에 의해 일부 유동이 천이(transition)될 수 있다고 판단하여 SST transient turbulence model이 적용된 URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes) solver로 해석을 반복하여 결과를 Fig. 12에 비교하였다.

10° 이하의 받음각에서는 Euler, Laminar, URANS 해석 결과가 상호 유사한 경향성을 보이며 실험결과와도 비교적 작은 편차를 가진다. 그러나 10° 이상에서는 각각의 해석결과 간의 편차가 점차 증가하며, 특히 URANS의 경우 15°에서 동적으로 더욱 안정화되는 미계수 값이 도출되어 풍동시험 및 Euler 결과와 정반대의 경향성

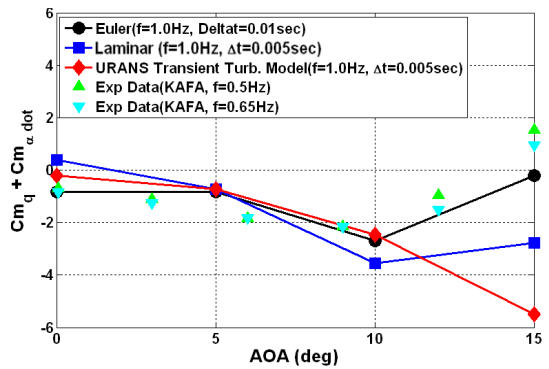


Fig. 12. Viscous effect on dynamic stability derivatives

을 나타낸다. 고 받음각에서 진동운동을 할 때 날개 위에는 vortex 생성과 흐름분리가 반복되는 매우 복잡한 유동이 형성되어 turbulence model에 의한 해석의 정확도가 보장되지 못하는 것으로 판단된다.

점성 해석으로부터 계산된 동안정 미계수 값은 비정상 해석의 time step size, convergence criteria, turbulence model, 진동주파수 등에 따라 매우 민감하게 변하는 것을 확인하였다. 따라서 점성해석의 여러 파라미터 설정으로부터 야기되는 불확도(uncertainty)가 합쳐지는 경우 오히려 더 부정확한 해석 결과가 도출될 수 있다. 보다 정확한 점성효과를 도출하기 위해서는 mesh resolution, time step size 등의 영향성을 정밀히 분석하는 추가적인 연구가 필요하다

III. 결 론

본 연구에서는 CFD 기반의 강제진동 기법을 활용하여 항공기의 동안정 미계수를 계산하였다. SDM 모델에 대한 풍동시험 결과와의 비교를 통해 해석절차에 대한 검증을 실시하였고, 무미익 UAV 형상에 대한 동안정 미계수를 예측하여 실험결과와 비교하였으며 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. Euler Solver 기반의 강제진동 기법을 활용하여 비교적 정확한 동안정 미계수를 예측할 수 있음을 확인하였다.
2. 후처리 기법인 최소자승법과 푸리에 계수법은 거의 동일한 결과를 도출하였다.
3. 강제진동 주파수와 진폭의 변화가 안정 미계수 값에 미치는 영향성은 저 받음각 영역에서 미미하나, 흐름분리가 시작되는 고 받음각 이후

에서 현저해진다. 고 받음각 영역에서 유의미한 결과를 얻기 위해서는 비교적 높은 주파수 큰 진폭을 선정하는 것이 유리한 것으로 판단된다.

4. 점성해석 결과는 저 받음각에서 시험결과 및 Euler 해석 결과와 유사하나 고 받음각에서 오히려 더 큰 오차를 발생시켰다. 보다 정확한 점성효과 분석을 위해 mesh resolution, time step size 등의 영향성을 정밀히 분석하는 추가적인 연구가 필요하다.

References

1) Le Loy, J. K. and Morgand, S., "SACCON CFD Static and Dynamic Derivatives using elsA," AIAA paper 2010-4562, Jun. 2010

2) Da Ronch, A., Vallespin, D., Ghoreyshi, M., and Badcock, K. J., "Evaluation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 2, Feb. 2012, pp. 470~484.

3) Chung, H., Lee, H. and Lee. M., "Estimation of Aircraft Longitudinal Dynamic Derivatives Using Dynamic Mesh Method," *Proceedings of 2014 KSAS Fall Confernces*, 2014, pp. 25~28.

4) Guglieri, G., and Quagliotti, F. B., "Dynamic Stability Derivatives Evaluation in a Low-Speed Wind Tunnel," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 2, May. 1993, pp. 421~423.

5) Alemdaroglu, N., İyigün, I., Altun, M., Uysal, Quagliotti, F., and Guglieri, G., "Determination of Dynamic Stability Derivatives Using Forced Oscillation Technique," AIAA paper 2002-0528, Jan. 2002.

6) Lee, H., Gong, H., Kim, B., and Lee, S., "Prediction of Pitch and Roll Dynamic Derivatives for Flight Vehicle using CFD," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 5, 2012, pp. 395~404

7) Cummings, R. M., and Schütte, A., "Integrated Computational/Experimental Approach to Unmanned Combat Air Vehicle Stability and Control Estimation," *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, Nov. 2012, pp. 1542~1557.

8) Schmidt, S. and Newman, D. M., "Estimation of Dynamic Stability Derivatives of a Generic Aircraft," 17th Australasian Fluid

Mechanics Conference, Auckland, New Zealand, Dec. 2010.

9) Green, L., Spence, A., and Murphy, P., "Computational Methods for Dynamic Stability and Control Derivatives," AIAA paper 2004-0015, 2004.

10) Hashimoto, A., Hashizume, M., and Sunada, S., "Unsteady Analysis of Aerodynamic Derivatives on Standard Dynamics Model," AIAA paper 2013-0343, 2013.

11) Frink, N., Tormalm, M., and Schmidt, S., "Three Unstructured Computational Fluid Dynamics Studies on Generic Uninhabited Combat Air Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, Nov. 2012, pp. 1619~1637.

12) Hall, R. M., et al., "Computational Methods for Stability and Control(COMSAC): The Time Has Come," AIAA paper 2005-6121, 2005.

13) Chambers, J. and Hall, R., "Historical Review of Uncommanded Lateral-Directional Motions at Transonic Conditions," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 3, May 2004, pp. 436~447.

14) Beyers, M. E. "Subsonic Roll Oscillation Experiments on the Standard Dynamics Model," AIAA paper 83-2134, 1983.

15) Vicroy, D., Loeser, T., and Schütte, A., "Static and Forced-Oscillation Tests of a Generic Uncommanded Combat Air Vehicle," *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, Nov 2012, pp. 1558~1583.

16) Park, S., Kwon, J., Hur, K., and Byon, W., "Effect of Shock Waves on Dynamic Stability of Transonic Missiles," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 3, 2001 pp. 12~20.

17) Lee, H., Lee, S., and Joh, C., "Prediction of Longitudinal and Directional Stability Derivatives for the SDM using Forced Harmonic Oscillation," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 11, 2012, pp. 948~956.

18) Rohlf, D., Schmidt, S., and Irving, J., "Stability and Control Analysis for an Unmanned Aircraft Configuration Using System-Identification Techniques," *Journal of*

Aircraft, Vol. 49, No. 6, Nov 2012, pp. 1598~1609.

19) Newman, D. M., "A Technique for Measurement of Static and Dynamic Longitudinal Aerodynamic Derivatives Using the DSTO Water Tunnel," DSTO-TR-2599, Dec. 2011.

20) Huang, X. Z., "Wing and Fin Buffet on The Standard Dynamic Model," NATO RTO Report Number RTO-TR-26, 1981, pp. 361~381.

21) Altun, M. and İyigün, İ., "Dynamic Stability Derivatives of a Maneuvering Combat Aircraft Model," *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, Vol. 1, No. 3, Jan. 2004, pp. 19~27.

22) Kim, J., et al., "An Experimental Study on Dynamic Stability Derivatives Measurements for Air Vehicles," *Proceedings of 2012 KSAS Fall Conferences*, 2012, pp. 1512~1516.