

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.395>

전산유체역학을 이용한 비행체의 피치와 롤 동안정 미계수 예측

이형로*, 공효준*, 김범수**, 이승수**

Prediction of Pitch and Roll Dynamic Derivatives
for Flight Vehicle using CFD

Hyungro Lee*, Hyojoon Gong*, BeomSoo Kim** and Seungsoo Lee**

ABSTRACT

This paper presents computations of the dynamic derivatives of three dimensional flight vehicle configurations using CFD. The pitch dynamic derivatives are computed from the pitch sinusoidal motion, while the roll damping is computed based on steady state calculation using a non-inertial frame method. The Basic Finner and the SDM(Standard Dynamic Model) are chosen for the benchmark tests against other numerical and experimental results. For the flow calculations, a 3-D Euler solver that can be run both on the non-inertial frame and on the inertial frame is developed. A dual-time stepping method is applied for the unsteady time accurate simulations. A good agreement of pitch-roll dynamic derivatives with previously published numerical results and the experimental results is observed.

초 록

본 논문에서는 전산유체역학을 이용하여 3차원 비행체 형상에 대한 동안정 미계수를 예측하였다. 피치에 대한 미계수는 피치방향의 조화진동운동을 통하여 계산하였고 롤 감쇠계수는 비관성 좌표계에 대한 정상해석을 통하여 계산하였다. 계산은 Basic Finner와 SDM 형상에 대해 수행했으며 다른 연구자의 실험적/수치적 결과와 비교하였다. 유동 계산을 위해 비관성 좌표계와 관성 좌표계에서 모두 사용할 수 있는 3차원 Euler 해석자를 개발하였다. 시간 정확성을 유지한 비정상 해석을 위해 이중시간적분법을 적용하였다. 동안정 미계수 계산 결과는 다른 수치 및 실험적 연구 결과들과 잘 일치하는 것을 알 수 있었다.

Key Words : Dynamic derivatives(동안정 미계수), Pitch sinusoidal motion(피치방향 조화 운동), CFD(전산유체역학), Non-inertial frame method(비관성 좌표계 방법), Basic Finner, SDM(Standard Dynamic Model)

1. 서 론

일반적으로 물체에 작용하는 공기력에 의한

힘과 모멘트는 물체의 상태에 대하여 비선형 함수관계를 가진다. 그러나 항공기나 유도무기 등의 공기력을 근사적으로 선형화하여, 미계수의 선형조합으로 표현할 수 있다. 미계수에는 정안정 미계수, 동안정 미계수, 조종성 미계수가 있다. 미계수에 대한 개념은 Bryan[1]이 1911년에 제안했으며, 공기력을 나타내는데 널리 활용되고 있다. 이러한 미계수들은 조종면의 설계, 비행 안정성 확보를 위한 형상 설계 등 항공기의 설계에

† 2012년 2월2일 접수 ~ 2012년 4월 23일 심사완료

* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

**정회원, 인하대학교 항공·조선·산업공학부

교신저자, E-mail : slee@inha.ac.kr

인천광역시 남구 인하로 100

사용될 수 있는 매우 중요한 공학적 자료이다. 미계수는 풍동시험과 준경험식을 이용하여 예측할 수 있다. 대표적인 준경험식에는 미공군이 1970년대에 개발한 DATCOM[2]이 있다. 준경험식에 의한 미계수 예측은 방법의 불확실성에 의해 그 사용이 제한적이다. 또한 풍동시험을 통한 미계수 예측은 풍동, rotary balance 및 forced oscillation 시험 장비 등 장비의 사용료와 모델의 제작 비용으로 인해 항공기 초기 설계단계에서는 사용하기 적절하지 않다.

최근에는 전산유체역학을 이용한 미계수 예측 방법이 많이 연구되고 있다. 전산유체역학을 사용할 경우 풍동시험보다 비용과 시간의 소모가 적으며, 시험 장비 및 벽면의 효과를 고려할 필요가 없고, 물리적/운동적 제약조건이 적은 편이다. 또한, 다양한 설계 변수에 따른 계산을 수행할 수 있고 준경험식에 비해 정확한 계산이 가능하다. 따라서 설계단계에서 미계수 예측 방법으로 적절하다. 이러한 이점으로 인해 많은 연구자들이 미계수 예측에 전산유체역학을 사용하였다. Murphy[3]와 Tobak과 Schiff[4]는 코닝운동을 하는 축대칭 미사일에 비관성 좌표계를 도입하여 비선형 비행역학 이론을 제안했다. Weinacht[5]는 축대칭 및 다수의 핀이 있는 미사일에 대해 코닝운동을 적용하고 미계수를 계산하였다. 이러한 코닝운동을 통한 정상해석은 계산 시간에 있어 효율이 높은 장점을 지니지만, 유동의 비선형 현상에 대한 예측에 한계가 있기 때문에 최근에는 컴퓨터 성능의 향상으로 3차원 미사일 형상에 대한 비정상 해석을 통한 미계수 예측이 시도되고 있다 [6]. 전산유체역학을 이용한 미계수 예측은 유도무기 분야에서는 많은 응용이 있어 왔지만, 항공기 전기체에 대한 활용은 해외에서 일부 연구된 적이 있고[7-8], 국내에서는 그 사례를 찾기 힘들다. 항공기의 미계수 예측은 주로 SDM (Standard Dynamic Model)에 대해 수행되었다. 이 모델은 다수의 풍동시험 결과들[9-11]이 존재하며, Murman[12]과 Ronch et al.[13]등의 연구자들에 의해 전산유체역학을 이용한 미계수 예측이 수행되었다.

본 논문에서는 전산유체역학을 이용하여 비행체의 피치와 롤의 동안정 미계수 예측을 수행하였다. 피치방향 미계수는 조화진동운동(sinusoidal motion)을 통하여 계산을 수행하였다. 조화진동운동의 모사를 위해 이중시간적분법(dual-time stepping method)[14]을 적용하여 비정상 해석을 수행하였다. 롤의 감쇠계수는 동체좌표계에 대한

비관성 좌표계 해석 기법을 적용하면 정상해석을 통하여 빠르게 계산할 수 있다[15]. 먼저 많은 연구가 수행되어 왔던 Basic Finner에 대한 미계수 예측을 수행하였고 선행 연구자들의 결과와 비교하여 예측 기법의 타당성을 검증하였다. 또한, 국내에서 연구가 부족하였던 항공기 전기체 형상의 미계수 예측 방안을 제시하게 위해 SDM 형상에 예측 기법을 적용하였다.

II. 본 론

2.1 동안정성 미계수의 예측 방법

피치방향 동안정 미계수는 무게중심(center of gravity)에 대한 조화진동운동을 이용하여 계산할 수 있다. 조화진동운동에 대한 비정상 해석을 통하여 시간에 대한 힘과 모멘트의 값을 얻을 수 있으며 이를 후처리하여 미계수 값을 계산한다.

조화진동운동에서 받음각과 피치각속도는 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \sin(\omega t) \quad (1)$$

$$\dot{\alpha}(t) = q = \alpha_A \omega \cos(\omega t) \quad (2)$$

여기에서 α_0 는 초기 받음각, α_A 는 받음각의 진폭, ω 는 진동수이다. 식 (2)와 같이 강제조화운동에서 받음각 변화율과 피치 회전율은 동일한 값을 가진다. 이때 공력 계수는 선형구간 내에서 고차 미계수 항을 무시할 수 있을 때 다음과 같이 주어진다.

$$\Delta C_j = C_{j\alpha} \Delta \alpha + \frac{\bar{c}}{2V_\infty} C_{j\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{\bar{c}}{2V_\infty} C_{jq} q \quad (3)$$

여기에서 하첨자 $j = N, m$ 이고, N 은 수직력 m 은 피칭모멘트를 의미한다. 또한, ΔC_j 는 정상공력계수로부터의 변화량, V_∞ 는 항공기의 속도, \bar{c} 는 기준 길이로 항공기의 경우 평균공력시위(MAC)의 길이를 나타낸다. 식 (1)-(2)를 식 (3)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\Delta C_j = \alpha_A C_{j\alpha} \sin(\omega t) + \alpha_A k (C_{j\dot{\alpha}} + C_{jq}) \cos(\omega t) \quad (4)$$

여기에서 $k = \omega \bar{c} / (2V_\infty)$ 는 무차원 진동수이다. 식 (4)는 공력계수를 미계수를 이용하여 해석적으로 표현한 식으로 공력계수는 비정상해석을 통

하여 얻을 수 있다. 공력미계수의 계산은 Newman[16]에 의해 제안된 방법을 사용하였다. 조화진동운동을 하는 물체에 있어서 공력계수 또한 식 (5)와 같은 조화함수로 표현 될 수 있다.

$$\Delta C_j = C_{jA} \cos(\omega t - \delta) \quad (5)$$

간단한 삼각함수의 법칙을 통하여 식 (5)를 전개 하면 식 (6)과 같다.

$$\Delta C_j = C_{jA} \cos(\omega t) \cos(\delta) + C_{jA} \sin(\omega t) \sin(\delta) \quad (6)$$

식 (4)와 (6)은 동일한 공력계수를 나타내기 때문에 두 식으로부터 미계수를 얻을 수 있다.

$$C_{j\alpha} = \frac{C_{jA}}{\alpha_A} \sin(\delta) \quad (7)$$

$$C_{j\dot{\alpha}} + C_{j\eta} = \frac{C_{jA}}{k\alpha_A} \cos(\delta) \quad (8)$$

여기에서 C_{jA} 와 δ 는 비정상 해석을 통하여 계산된 공력계수를 이용하여 최소자승법을 적용하면 계산할 수 있다.

롤 감쇠계수는 비관성 좌표계에서의 정상해석으로 빠르게 계산할 수 있다. 롤 감쇠계수는 식 (9)와 같이 근사하여 나타낼 수 있다.

$$C_{l_p} = \frac{\partial C_l}{\partial p^*} \approx \frac{\Delta C_l}{\Delta p^*} \quad (9)$$

여기에서 무차원 회전율은 다음과 같다.

$$p^* = pb/2U_\infty \quad (10)$$

이때 b 는 물운동의 기준 길이를 V_∞ 는 자유류의 속도를 나타낸다. 식 (9)와 같이 두 롤 각속도에 대해서 롤모멘트를 계산하고 그 기울기를 산출하면 롤 감쇠계수를 계산할 수 있다.

2.2 지배방정식 및 수치 해석 기법

본 연구에서 사용한 지배방정식은 3차원 압축성 Euler 방정식으로 다음과 같다.

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial E}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = IS \quad (11)$$

여기에서 W 는 유동 변수 벡터를, F , E 와 G 는 각 방향의 비점성 유량 벡터로 다음과 같다.

$$\begin{aligned} W &= [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T \\ F &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (e+p)u]^T \\ E &= [\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, (e+p)v]^T \\ G &= [\rho w, \rho wu, \rho wv, \rho w^2 + p, (e+p)w]^T \end{aligned} \quad (12)$$

S 는 비관성 좌표계 변환에 의해 발생하는 원천항으로 $I=1$ 일 때 비관성 좌표계 방정식 해석이 $I=0$ 일 때 관성 좌표계 방정식 해석이 가능하다. 원천항은 다음과 같다.

$$S = \rho \begin{bmatrix} 0 \\ (\vec{\Psi} - 2\vec{\omega} \times \vec{V}) \cdot \hat{e}_x \\ (\vec{\Psi} - 2\vec{\omega} \times \vec{V}) \cdot \hat{e}_y \\ (\vec{\Psi} - 2\vec{\omega} \times \vec{V}) \cdot \hat{e}_z \\ \vec{\Psi} \cdot \vec{V} \end{bmatrix} \quad (13)$$

여기에서 $\vec{\omega}$ 는 비관성 좌표계의 각속도이며, \vec{V} 는 유동의 속도이다. 또한, $-2\vec{\omega} \times \vec{V}$ 는 Coriolis 가속도를 나타낸다. $\vec{\Psi}$ 는 Coriolis 가속도를 제외한 나머지 가상 가속도를 나타내며 식 (14)와 같다. 상세한 비관성 좌표계 변환은 참고문헌 [17]에서 확인할 수 있다.

$$\vec{\Psi} = -\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) - \left(\frac{d\vec{\omega}}{dt} \right)_i \times \vec{r} - \left(\frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} \right)_i \quad (14)$$

좌표 변환은 경계조건에 대해서도 이루어 져야 한다. 열역학적인 변수들은 좌표변환과 무관한 변수들이기 때문에 경계조건의 수정은 속도에 대해서만 적용하면 된다. 관성 좌표계 관점에서 물체로부터 멀리 떨어진 원방에서 유체는 정지해 있기 때문에 속도의 원방 경계조건은 다음과 같다.

$$\vec{V}_\infty = -\vec{V}_{R/S} - \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (15)$$

여기에서 $\vec{V}_{R/S}$ 는 두 좌표계의 상대속도를 나타내며 비관성 좌표계가 물체의 동체 좌표인 경우 물체의 속도를 나타낸다. 벽면에서의 속도 경계조건은 좌표변환에 의해서 변하지 않기 때문에 경계조건의 수정이 필요하지 않다.

지배방정식 (11)에 Weiss와 Smith의 국소 예조 건화 기법[18]을 적용하여 낮은 마하속 유동 해

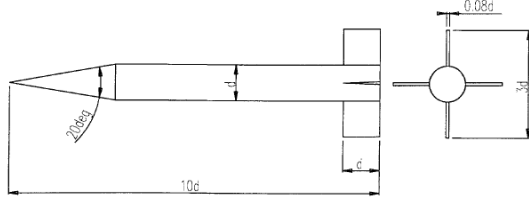


Fig. 1. Geometry of Basic Finner

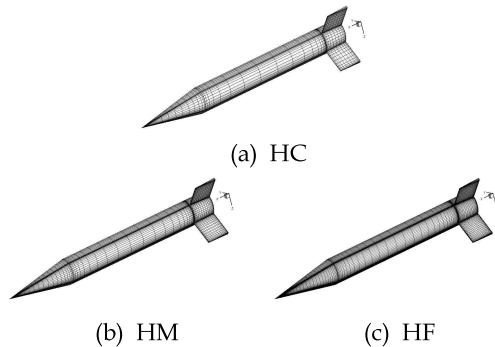


Fig. 2. Three grids of Basic Finner

석을 가능하도록 하였다. 또한 유한 체적법을 적용하여 준 이산화 방정식을 구성하였으며, 비점성 유량 벡터는 Roe의 근사 리만해[19]를 통하여 계산하였다. 공간에 대한 2차의 이산화 오차를 얻기 위해 van Leer의 MUSCL extrapolation 기법[20]을 적용하였으며, 정상해는 Beam & Warming 기법[21]을 이용하여 구하였다. 비정상 문제를 해석하기 위해 이중시간적분법[14]을 적용하였다.

Table 1. Number of grid points for three grids

	Half-Coarse (HC)	Half-Medium (HM)	Half-Fine (HF)
Number of grid points	67,256	187,840	587,830

2.3 결과 및 토의

2.3.1 Basic Finner

미계수 예측의 정확성을 검증하기 위하여 Basic Finner 형상[22]에 대한 계산을 수행하였다. Basic Finner는 네개의 핀을 가지고 있으며, Fig. 1에 형상이 나타나 있다. 격자는 O-H 형태를 가지며, Fig. 2에 나타난 격자수가 다른 3개의

격자에 대해서 해석을 수행하고, 격자에 대한 해의 수렴 특성을 확인 하였다. Table 1은 각 격자에 대한 총 격자수를 나타낸다. 해석 조건은 Table 2에 정리하였다. Fig. 3에는 격자에 따른 $C_{Nq} + C_{N\dot{\alpha}}$ 과 $C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ 의 값의 수렴특성을 나타내었다. 가로축은 $1/N^{1/3}$ 으로 이는 격자의 평균 간격을 나타내며, 여기서 N 은 총 격자수이다. 평균 간격이 0이로 근접한다는 것은 격자가 연속성을 보인다는 것을 의미한다. Fig. 3에서 격자 간격이 줄어들면서 미계수가 특정 값으로 수렴해가는 것을 확인 할 수 있다. 계산 효율성을 고려하여 HM 격자를 사용하여 앞으로의 계산을 수행했다.

Table 2. Computational conditions used in the grid dependency test

Mach number	1.2
Mean angle of attack(α_0)	0.0 deg
Oscillation amplitude(α_A)	0.2 deg
Reduced frequency(k)	0.1
Number of cycles	3
Number of time-steps per cycle	120
Roll angle	45 deg
C.G	6.1 Caliber from nose

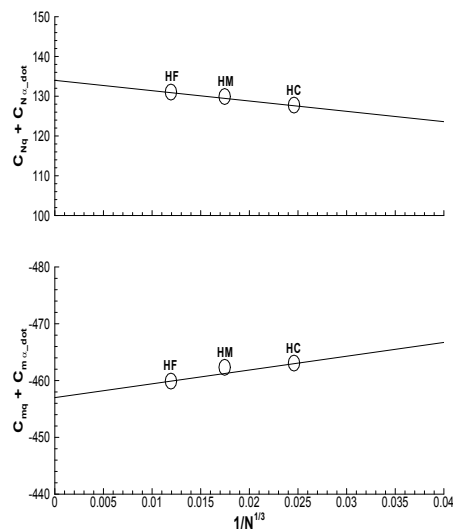
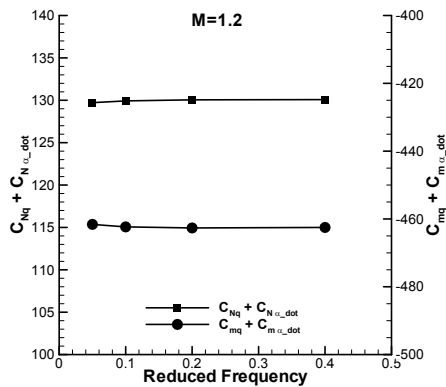


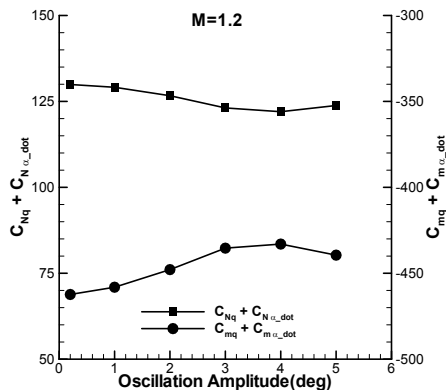
Fig. 3. Convergence of damping coefficient by grid density

Table 3. Computational conditions used in the frequency/amplitude dependency tests

Constant reduced frequency(k)	
Mach number	1.2
Oscillation amplitude(deg)	0.2 ~ 5.0
Mean AOA(deg)	0.0
Constant oscillation amplitude(α_A)	
Mach number	1.2
Reduced Frequency	0.05 ~ 0.4
Mean AOA(deg)	0.0



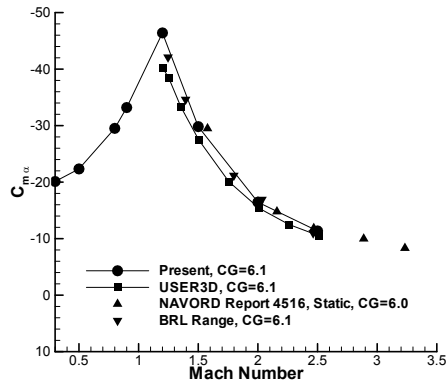
(a) Reduced frequency



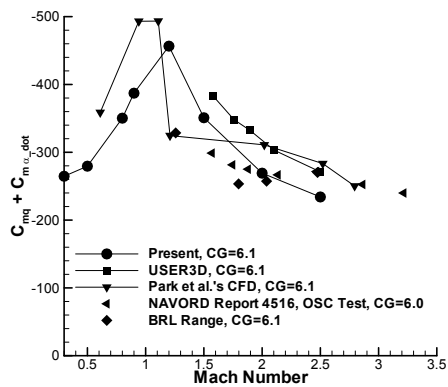
(b) Oscillation amplitude

Fig. 4. Effect of reduced frequency and oscillation amplitude

진동폭과 무차원 진동수에 따른 감쇠계수를 비교하기 위해서 Table 3과 같이 두 변수에 따른 감쇠계수를 계산하였다. Fig. 4는 진동폭과 무차원 진동수에 따른 감쇠계수를 비교하여 나타낸



(a) $C_{m_{\alpha}}$



(b) $C_{m_{\alpha}} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$

Fig. 5. Variation $C_{m_{\alpha}}$ and $C_{m_{\alpha}} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$ with Mach number

것이다. Fig. 4(a)에서 감쇠계수는 무차원 진동수에 관계없이 거의 일정한 값을 보였다. 이는 참고문헌[8]에서도 확인할 수 있다. 그러나 진동폭의 경우 Fig. 4(b)와 같이 진동폭이 커지면서 감쇠계수 변화가 다소 나타난다. 작은 진동폭에서는 미계수 값의 변화가 작기 때문에 선형이론을 적용할 수 있는 타당성을 제공한다. 이러한 결과는 참고문헌 [23]에서도 나타난다.

이러한 결과를 바탕으로 무차원 진동수 0.1, 진동폭 0.2도로 선택하여 마하수에 따른 정/동안정 미계수 값을 계산했다. Fig. 5는 마하수에 따른 $C_{m_{\alpha}}$ 와 $C_{m_{\alpha}} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$ 를 나타낸다. 비교를 위해 다른 연구자들의 실험치[24-25]와 수치해석치[8, 26]를 함께 비교하였다. 마하수 1.0 근방에서 정/동안정 미계수 값이 가장 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 다른 연구자의 결과와 비교했을 때 정안정 미계수는 매우 근사한 결과를 얻을 수 있었으며, 동안정 미계수의 경우에도 신뢰할 수

있는 범위의 값을 보여주고 있다.

롤 감쇠계수의 계산은 정상해석 방법을 적용하여 계산하였다. Fig. 6는 무차원 롤 회전율(p^*)에 따른 롤모멘트를 나타낸다. 롤모멘트는 롤 회전율에 대해 선형성을 보이고 있는데 이는 참고 문헌 [8]에서도 볼 수 있다. Fig. 7은 롤 감쇠계수를 마하수에 따라 나타낸 것이다. 그림에는 다른 수치해석 결과[8]와 시험 결과[27]을 함께 나타내었다. 그림과 같이 롤 감쇠계수는 아음속 영역에서 거의 일정한 값을 가지다가 마하수 1.1 근방에서 급격히 하락한 후 마하수 1.5까지 다시 급격히 상승하는 것을 볼 수 있다. 이러한 마하수에 대한 비선형성은 롤 운동 중에 핀 사이에서 발생하는 충격파에 의한 것으로 알려져 있다[28]. Fig. 8은 이러한 비선형성을 확인하기 위해 핀 사이의 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 마하수 1.1에서 핀 사이에 수직 충격파의 상호간섭 현상이 발생하는 것을 볼 수 있고 이는 롤 감쇠계수의 하락을 가져온다. 마하수 1.2에서는 수직 충격파가 경사 충격파로 전환 되는 것을 볼 수 있고, 경사 충격파의 간섭은 롤 감쇠계수의 증가를 가져온다.

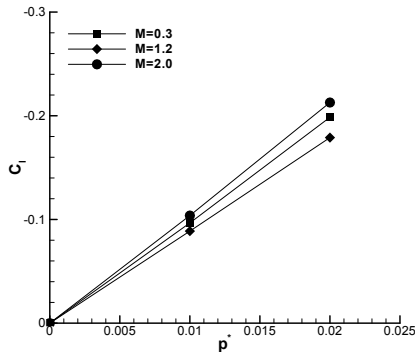


Fig. 6. Linearity of roll moment with roll rate

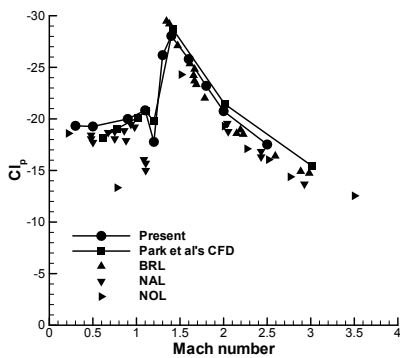


Fig. 7. Variation C_p with Mach number

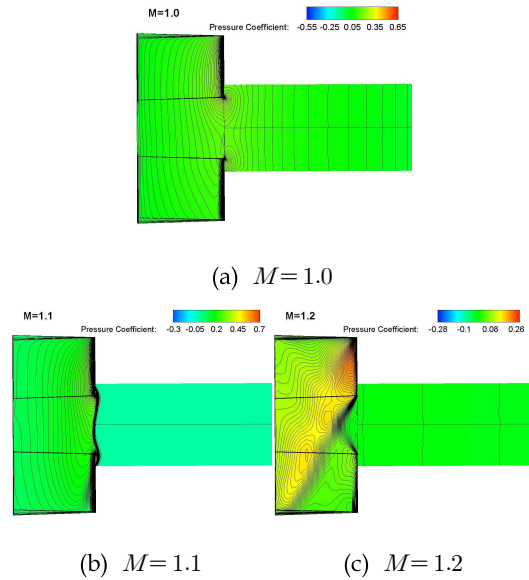


Fig. 8. Pressure coefficients near fins ($p^* = 0.02$)

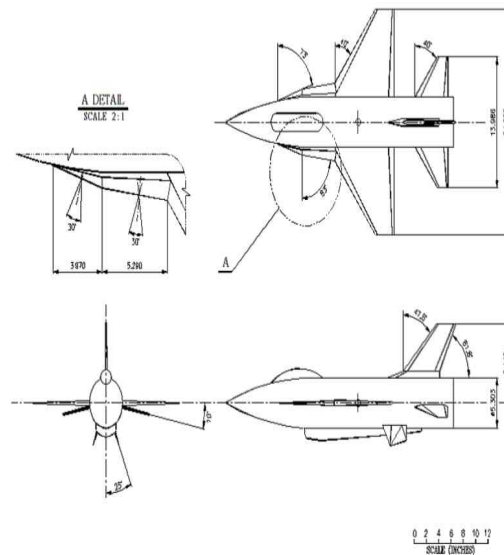


Fig. 9. Geometry of SDM

2.3.1 Standard Dynamic Model

SDM은 F-16항공기를 기반으로 한 전투기 형상을 가지고 있다. SDM은 strake가 있는 날개와, 수평/수직 미익, ventral fin, 그리고 닫혀있는 흡입구를 포함하고 있다. Fig. 9는 SDM 형상을 나타낸다. SDM의 형상 데이터는 Huang의 풍동시험 연구[29]에서 사용한 것이다. 상세한 형상 데이터는 Table 4와 같다.

Table 4. Reference data of SDM

Fuselage Length	0.9429 m
Fuselage Diameter	0.1347 m
MAC	0.2299 m
Wing Area	0.1238 m ²
Wing Span	0.6096 m
Center of Gravity	35% MAC

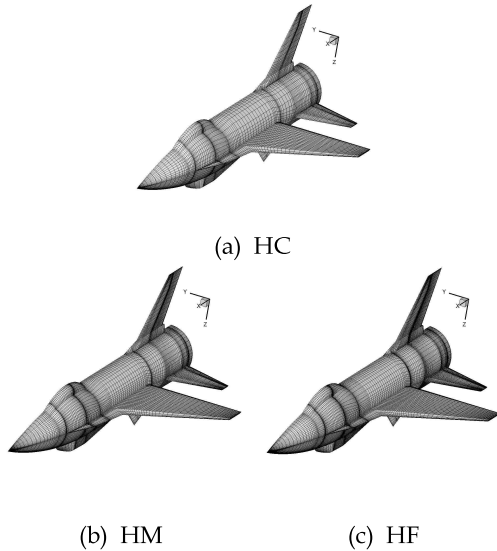


Fig. 10. Three grids of SDM

Table 5. Number of grid point for three grids

	Half-Coarse (HC)	Half-Medium (HM)	Half-Fine (HF)
Number of cells	502,497	1,144,774	1,579,152

Figure 10은 HC, HM, HF의 격자를 나타내며, 격자의 크기는 Table 5에 나타나 있다. 세 가지 격자에 대해 마하수 0.6에서 정적 해석을 수행하였고 그 결과를 Usselton의 풍동시험 결과 및 DATCOM의 결과[30]와 함께 비교하였다. Fig. 11은 받음각에 따른 수직력 계수와 피칭모멘트 계수를 나타낸다. 수직력 계수의 경우에는 세 격자에서 실험치와 DATCOM의 결과와 큰 차이를 보이지 않았다. 하지만 피칭모멘트의 경우 HF와 HM 격자는 시험치를 잘 모사하고 있지만 HC 격자의 경우 큰 차이를 보였다. 마하수 0.6에서는 HF 격자와 HM 격자 간에 결과 차이가 크지 않기 때문에 아음속의 미계수 계산에는 HM

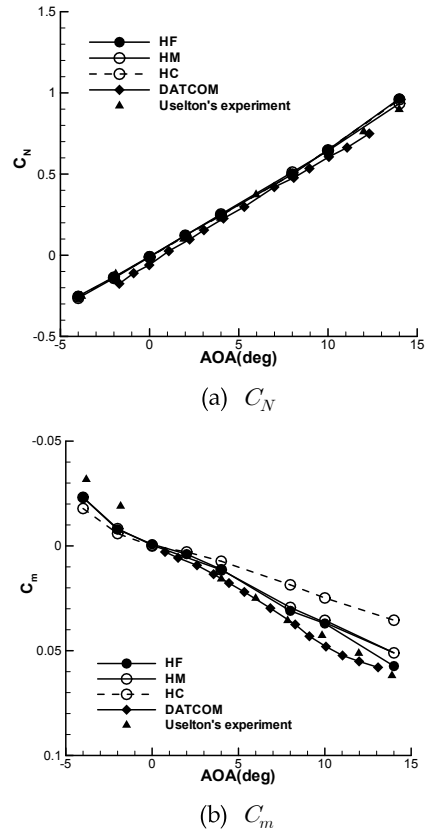


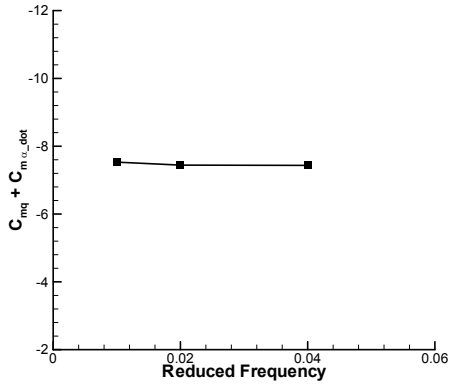
Fig. 11. Static normal force and pitching moment coefficient

Table 6. Computational condition of frequency and mean AOA dependency tests

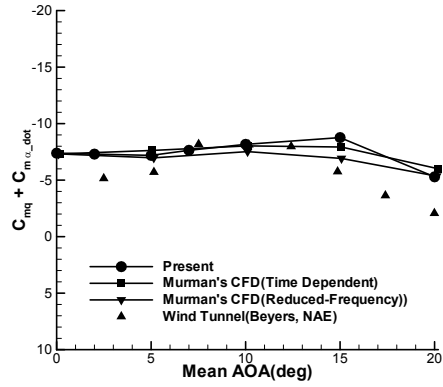
Constant mean AOA(α_0)	
Mach number	0.6
Reduced Frequency	0.01 ~ 0.04
Mean AOA(deg)	0.0
Constant reduced frequency(k)	
Mach number	0.6
Reduced Frequency	0.02
Mean AOA(deg)	0.0 ~ 15.0

격자를 사용하였다. 하지만 천음속과 초음속에서는 충격파를 더 정확히 모사하기 위해 HF 격자를 사용하였다.

Table 6은 평균 받음각과 무차원 진동수에 따른 감쇠계수의 변화를 확인하기 위한 해석 조건을 나타낸다. Fig. 12는 진동폭과 무차원 진동수에 따른 피칭모멘트 감쇠계수를 비교하여 나타

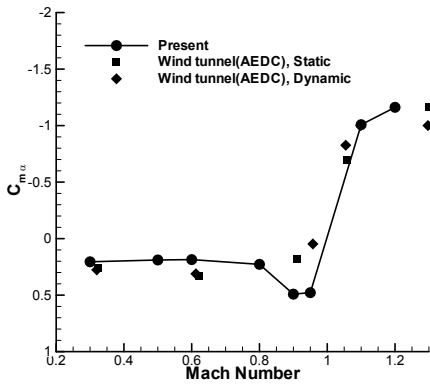


(a) Reduced frequency

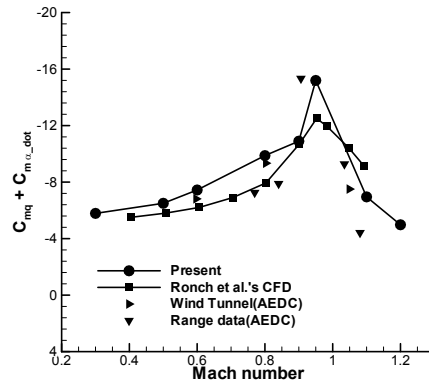


(b) Mean AOA

Fig. 12. Effect of reduced frequency and Mean AOA



(a) C_{m_α}



(b) $C_{m_\alpha} + C_{m_q}$

Fig. 13. Variation C_{m_α} and $C_{m_\alpha} + C_{m_q}$ with Mach number

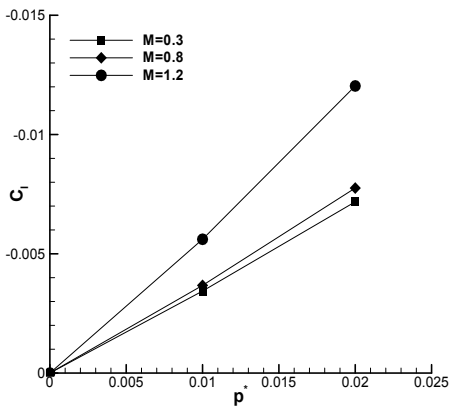


Fig. 14. Linearity of roll moment with roll rate

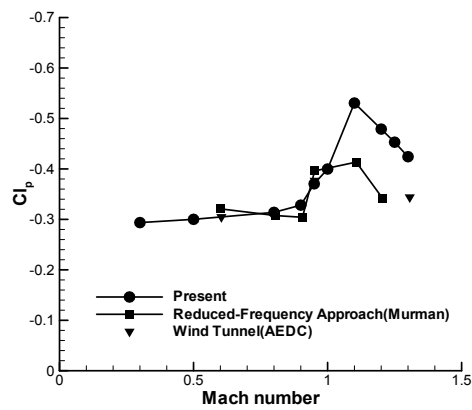


Fig. 15. Variation C_{l_β} with Mach number

낸 것이다. 앞선 Basic Finner 문제와 같이 무차원 진동수에 다른 감쇠계수가 거의 일정하게 유지됨을 Fig. 12-(a)에서 확인 할 수 있다. Fig. 12-(b)에는 평균 받음각에 따른 감쇠계수를 나타내며 비교를 위해서 Murman의 수치해석 결과 [12]와 풍동시험 결과[9]를 함께 나타내었다. 예측된 감쇠계수는 Murman의 결과는 잘 보여주고 있지만 풍동시험치와 비교했을 때 20도에서 발생하는 감쇠계수의 급격한 하락을 잘 모사하지 못했다. 이것은 Euler 해석의 경우 20도 이상의 큰 받음각에서 발생하는 LEX-Vortex-Lift의 영향을 작게 예측하기 때문이다[12].

마하수에 따른 정/동 안정 미계수를 계산하기 위해 감쇠 진동수 0.02, 진동폭 2.0도로 설정하여 SDM의 조화진동운동을 해석하였다. Fig. 13은 마하수에 따른 $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ 와 $C_{m_{\dot{\beta}}} + C_{m_{\dot{\gamma}}}$ 의 값을 나타내며 선행 연구자들의 실험치[10-11]와 수치해석치[13]를 함께 나타내었다. $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ 의 경우 마하수 1.0에서 급격하게 그 크기가 커지는 것을 확인할 수 있으며 이는 풍동시험의 결과와도 일치한다. $C_{m_{\dot{\alpha}}} + C_{m_{\dot{\beta}}}$ 도 마하수 1.0 근방에서 급격히 증가하다가 더 큰 마하수에서는 감소하는 것을 확인할 수 있다. 두 미계수 모두 다른 연구자들의 결과를 잘 보여주고 있다.

Fig. 14는 롤 회전률에 따른 롤모멘트의 선형성을 보여주고 있다. 이를 바탕으로 롤 감쇠계수를 계산하면 Fig. 15와 같다. 롤 감쇠계수 역시 마하수 1.0에서 급격히 증가했다가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 Murman의 계산 결과[12]와 풍동시험 결과[11]를 잘 나타내는 것이다.

III. 결 론

본 연구에서는 3차원 비행체 형상에 대한 롤 안정 미계수를 계산하였다. 피치방향의 미계수 계산을 위해 강제조화 진동운동에 대한 유동장을 비정상적으로 해석하였으며 이를 이용하여 미계수를 계산하였다. Basic Finner의 경우 피치 방향의 정/동안정 미계수는 마하수 1.1 근방에서 증가/감소하는 것을 확인할 수 있었다. 롤 감쇠 계수는 마하수 1.1 근방에서 급격한 변화를 보였고 이는 수직 충격파가 경사 충격파로 전환되면서 발생한다는 것을 확인할 수 있었다. SDM의 경우도 피치 모멘트 감쇠계수는 마하수 1.0 근방에서 급격하게 증가/감소하는 것을 확인할 수 있었고, 롤 감쇠 계수 또한 마하수 1.0

근방에서 급격한 증가를 보였다. 본 연구를 통하여 유도무기나 미사일뿐만 아니라 항공기 전 기체에 대한 미계수 예측에 전산유체역학 기법이 신뢰성을 제공한다는 것을 확인하였다. 추후 Navier-Stokes 방정식에 대한 해석을 통하여 미계수 예측의 신뢰성을 높일 예정이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD100048JD)

참고문헌

- 1) Bryan, G. H., "Stability in Aviation," MacMillan, London, 1911.
- 2) Williams, J. E. and Vukelich, S. R., "USAF Stability and Control DATCOM," 1979.
- 3) Murphy, C. H., "Free Flight Motion of Symmetric Missiles," U.S. Army BRL, Report No. 1216, 1963.
- 4) Tobak, M. and Schiff, L. B., "Generalized Formulation of Nonlinear Pitch-Yaw-Roll Coupling," *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 3, pp.323-332, 1975.
- 5) Weinacht, P., "Navier-Stokes Predictions of the Individual Components of the Pitch-Damping Sum," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 35, No. 5, pp. 598-605, 1998.
- 6) Park, S. H., Kim, Y., Kwon, J. H., "Prediction of Dynamic Damping Coefficients Using Unsteady Dual-Time Stepping Method," *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, 2002.
- 7) Green, L., Spence, A. M., and Murphy, P. C., "Computational Methods for Dynamic Stability and Control Derivatives," *AIAA Papers 2004-0015*, 2004.
- 8) Park, M. A. and Green L., "Steady-State Computation of Constant Rotational Rate Dynamic Stability Derivatives," *18th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Denver, Colorado, 2000.
- 9) Beyers, M. E., "Direct Derivative Measurements in the Presence of Sting Plunging," *AIAA Paper 84-2107*, 1984.

- 10) Fred, B. C., "Sting Interference Effects on the Static Dynamic, and Base Pressure Measurements of the Standard Dynamics Model Aircraft at Mach Numbers 0.3 through 1.3," AEDC-TR-81-3, 1981.
- 11) Winchenbach, G. L., Uselton, B. L., Hathaway, W. H., and Chelekis, R. M., "Comparison of Free-Flight and Wind Tunnel Data for a Generic Fighter Configuration," *AIAA Paper 82-1365*, 1982.
- 12) Murman, S. M., "A Reduced-Frequency Approach for Calculating Dynamic Derivatives," *43th AIAA Aerospace Science Meeting*, Reno, NV, 2005.
- 13) Ronch, A. D., Vallespin, D., Ghoreyshi, and Badcock, K. J., "Computation of Dynamic Derivatives Using CFD," 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010.
- 14) Merkle, C. L. and Athavale, M., "Time-Accurate Unsteady Incompressible Flow Algorithms Based on Artificial Compressibility," *AIAA Paper 87-1137, Proceedings of AIAA 8th Computational Fluid Dynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, 1987.
- 15) Sturek, W. B., Nietubicz, C. J., Sahu, J., and Weinacht, P., "Applications of Computational Fluid Dynamics to the Aerodynamics of Army Projectiles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 2, 1994, pp. 186-199.
- 16) Newman, D. M., "Measurement of Water Tunnel Model Dynamic Derivatives using a Force Balance Capable of Rotational Oscillation," *Contractor Report 2005.003, V0.20, Quantitative Aeronautics*, 2006.
- 17) Limache, A.C., "Aerodynamic Modeling Using Computational Fluid Dynamics and Sensitivity Equations," Ph.D Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 2000.
- 18) Wiess, J. M. and Smith, W. A., "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 11, 1995, pp. 2050-2057.
- 19) Roe, R. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vector and Difference Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 2, 1981, pp.357.
- 20) Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. V. A Second Order Sequel to Godunov's Method," *Journal of Computational Physics*, Vol. 32, 1979, pp.101-136.
- 21) Beam, R. M. and Warming, R. F., "Implicit Numerical Methods for the Compressible Navier Stokes and Euler Equations," *von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series*, 1982-04, 1982.
- 22) Nicolaides, J. D., and Bolz, R. E., "On the Pure Rolling Motion of Winged and/or Finned Missiles in Varying Supersonic Flight," *J. Aeronaut. Sci.*, Vol. 8, pp. 160-168, 1953.
- 23) Michael, E. B., "Determination of Static and Dynamic Stability Coefficients using Beggar," Master Thesis, Air Force Institute of Technology, Ohio, 2008.
- 24) Shantz, I. and Graves, R. T., "Dynamic and Static Stability Measurements of the Basic Finner at Supersonic Speeds." NAVORD Report 4516, Sept, 1960.
- 25) MacAllister, L. C., "The Aerodynamic Properties of a Simple Non-Rolling Finned Cone-Cylinder Configuration Between Mach number 1.0 and 2.5," BRL Report No. 934, 1955.
- 26) Oktay, E. and Akaym H. U., "CFD Prediction of Dynamic Derivatives For Missiles," 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, 2002.
- 27) Murthy, H. S., "Subsonic and Transonic Roll Damping Measurements on Basic Finner," *AIAA paper 82-4042*, 1982.
- 28) Moore, F. G. and Swanson, R. C., "Dynamic Derivatives for Missile Configurations to Mach Number Three," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 15, No. 2, pp. 65-66, 1978.
- 29) Huang, X. Z., "Wing and Fin Buffet on The Standard Dynamic Model," NATO RTO Report Number RTO-TR-26, pp. 361-381, 1981.
- 30) Uselton, B. L., "A Description of the Standard Dynamic Model(SDM)," 56th Supersonic Tunnel Association Meeting.