

特輯論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.11.948>

강제조화운동을 이용한 SDM의 세로 및 방향 안정성 미계수 예측

이형로*, 이승수**, 조창열***

Prediction of Longitudinal and Directional Stability Derivatives
for the SDM using Forced Harmonic Oscillation

Hyungro Lee*, Seungsoo Lee** and Chang-Yeol Joh***

ABSTRACT

This paper presents the computations of the longitudinal and directional stability derivatives for the SDM(Standard Dynamic Model). The static and dynamic derivatives are evaluated at once using forced harmonic oscillations in the pitch and yaw directions. For the numerical simulations, a 3-D Euler solver that uses a dual time stepping method for unsteady time accurate simulations is applied. This work investigates the variation of the derivatives in terms of the Mach number and the several motion parameters. Good agreement of the pitch and yaw stability derivatives with previously published numerical results and experimental results are observed.

초 록

본 논문에서는 SDM 형상의 세로와 방향의 안정성 미계수를 예측하였다. 피치와 요 방향에 대한 강제조화 진동운동을 이용하여 정적 및 동적 미계수를 한 번에 계산하였다. 계산은 비정상 해석을 위한 이중시간 적분법을 적용한 3차원 Euler 해석자를 사용하여 수행하였다. 본 연구에서는 마하수뿐만 아니라 다양한 운동 변수에 따른 미계수를 예측하였다. 예측된 결과는 이전에 발표된 수치적, 실험적 연구 결과들과 비교하여 검증하였다.

Key Words : Longitudinal stability derivative(세로 안정성 미계수), Directional stability derivative(방향 안정성 미계수), CFD(전산유체역학), Forced harmonic oscillation(강제조화운동), SDM(Standard Dynamic Model)

1. 서 론

공기역학적 안정성 미계수에 대한 개념은 Bryan[1]에 의해 1911년에 제안되었고, 현재까지 항공기의 운동방정식의 공력 모델로서 널리 활용되고 있다. 미계수는 공력계수를 선형 근사했을

때 나타나는 항공기 운동변수 변화에 대한 공력계수의 영향을 나타내는 척도이다. 낮은 받음각에서 기동이 크지 않은 경우에는 정적 미계수로도 공력계수를 충분히 모사할 수 있지만[2], 높은 받음각과 큰 기동이 동반된 경우 동적 미계수는 운동변수에 대하여 비선형성을 보이게 된다[3]. 따라서 항공기의 미계수는 유동의 특성뿐만 아니라 운동변수의 변화에 지배적인 영향을 받기 때문에 이러한 변화를 정확히 예측하지 못하면 현대의 고 기동성 항공기의 공력계수를 정확히 예측할 수 없다.

전통적으로 미계수는 풍동시험을 통하여 예측하였다[4-10]. 풍동시험의 경우 실제 물리적 현상

† 2012년 8월 28일 접수 ~ 2012년 10월 31일 심사완료

* 정희원, 인하대학교 대학원 항공우주공학과

** 정희원, 인하대학교 항공·조선·산업공학부

교신저자, E-mail : slee@inha.ac.kr

인천광역시 남구 인하로 100

*** 정희원, 울산대학교 기계공학부 항공우주공학전공

을 잘 모사할 수 있지만 rotary balance 및 forced oscillation 시험 장비 등의 사용료, 풍동 모델과 장비 간의 간섭현상, 벽면효과 등의 제약 사항이 수반된다. 이로 인해 항공기의 초기 설계 단계에서는 사용이 적절하지 못하다. 미계수 예측에 주로 사용되는 해석적 방법은 DATCOM[2]과 같은 준경험식을 사용하는 것이다. 준경험식의 경우 낮은 받음각과 운동의 변화가 크지 않은 선형 영역에서는 빠르게 신뢰성이 있는 미계수 값을 도출하지만 비선형 영역에서는 신뢰성이 떨어지기 때문에 사용이 제한적이다.

최근의 컴퓨터 장비의 성능 향상으로 전산유체역학을 이용한 방법이 연구되고 있다. 전산유체역학 기법의 경우 물리적 운동학적 제한 사항이 풍동시험과 달리 없고, 여러 간섭효과도 고려할 필요가 없다. 또한 비선형 영역에 대한 모사도 가능하기 때문에 전산유체역학을 이용한 방법은 고 기동성 항공기의 미계수 예측에 실험적인 방법과 준경험식을 이용한 방법의 문제점을 극복할 수 있는 수단이다.

동안정 미계수는 주로 강제조화운동(forced harmonic oscillation)을 항공기에 가하여 도출한다[8-13]. 강제조화운동을 통한 미계수 계산은 세로 안정성 미계수뿐만 아니라 방향 안정성 미계수에도 동일하게 적용할 수 있다. 이때 미계수는 받음각, 진동수, 진폭 등의 영향을 받게 되고 그 변화 폭이 클 경우 비선형성도 동반한다. 미계수 예측의 표준화를 위하여 기준 풍동시험 모델로 SDM(Standard Dynamic Model)을 이용한다[6-10,15-16]. 다양한 조건에 대하여 SDM의 시험자료가 존재하기 때문에 Murman[12]과 Ronch et al.[13], 이형로 외[14] 등의 연구와 같이 전산유체역학을 이용한 미계수 예측도 수행되었다. Murman은 무차원 진동수 방법(reduced frequency method)을 적용하여 세로와 방향 안정성 미계수를 예측하였다. Ronch et al.은 진동수, 진폭, 그리고 받음각이 세로 안정성 미계수에 어떠한 영향을 미치는지 평가했다. 그러나 Ronch et al.의 연구에서 간략화를 위해 흡입구와 ventral fin을 제거된 형상을 사용하였고, 방향 안정성 미계수 예측은 수행하지 않았다. 이형로 외는 SDM형상에 대한 피치 및 롤 안정성 미계수를 예측하였다.

본 논문에서는 SDM 형상의 피치와 요 방향의 강제조화운동을 통하여 세로 및 방향 안정성 미계수를 예측하였다. 수치해석을 위해 3차원 Euler 해석자를 사용하였으며 시간에 대한 정확한 결과를 얻기 위해 이중시간적분법(dual time stepping method)[17]을 적용하였다. 강제조화운

동에서의 미계수 산출은 Newman[18]에 의해 제안된 방법을 사용하였다. 이 방법을 적용하여 정적/동적 미계수를 한 번에 산출하였다. 미계수는 마하수뿐만 아니라 다양한 진동수, 진폭 등의 운동 변수에 따라 그 결과를 얻었고 그 변화를 선행 연구자들의 결과와 비교하여 확인하였다.

II. 본 론

2.1 안정성 미계수의 산출

세로 및 방향 안정성 미계수는 무게중심(center of gravity)에 대한 강제조화운동을 이용하여 계산할 수 있다. 강제조화운동으로부터 미계수 산출은 양 방향에서 서로 유사하게 적용되기 때문에 세로 방향에 대해서 중점적으로 설명한다.

강제조화운동에서 받음각과 피치각속도는 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \sin(\omega t) \tag{1}$$

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

여기에서 α_0 는 평균 받음각, α_A 는 받음각의 진폭, ω 는 진동수이다. 식 (1)-(2)와 같이 강제조화운동에서 받음각 변화율과 피치 회전율은 동일한 값을 가진다. 이때 공력계수는 선형구간 내에서 고차 미계수 항을 무시할 수 있을 때 다음과 같이 주어진다.

$$\Delta C_i = C_{i_{\alpha}} \Delta \alpha + \frac{\bar{c}}{2V_{\infty}} C_{i_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + \frac{\bar{c}}{2V_{\infty}} C_{i_q} q \tag{3}$$

여기에서 하첨자 $i = N, m$ 이고, N 은 수직력, m 은 피칭모멘트를 의미한다. 또한, ΔC_i 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.

$$\Delta C_i = \alpha_A C_{i_{\alpha}} \sin(\omega t) + \alpha_A k_p (C_{i_{\dot{\alpha}}} + C_{i_q}) \cos(\omega t) \tag{4}$$

여기에서 $k_p = \omega \bar{c} / (2V_{\infty})$ 는 무차원 진동수이며 하첨자는 피치방향을 나타낸다. 식 (4)는 공력계수를 미계수를 이용하여 해석적으로 표현한 식으로 공력계수는 비정상해석을 통하여 얻을 수 있다. 공력미계수의 계산은 Newman[18]에 의해 제안된 방법을 사용하였다. 조화진동운동을 하는 물체에 있어서 공력계수 또한 식 (5)와 같은 조

화함수로 표현 될 수 있다.

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

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

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

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

$$C_{i\alpha} = \frac{C_{iA}}{\alpha_A} \sin(\delta) \quad (7)$$

$$C_{i\dot{\alpha}} + C_{iq} = \frac{C_{iA}}{k_p \alpha_A} \cos(\delta) \quad (8)$$

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

동일한 방법으로 요 방향에 대하여도 적용할 수 있다. 요 방향 진동은 식 (9)-(10)과 같은 관계식을 가진다.

$$\beta(t) = \beta_0 + \beta_A \cos(\omega t) \quad (9)$$

$$\dot{\beta}(t) = r = -\beta_A \omega \sin(\omega t) \quad (10)$$

이 때 미계수는 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$C_{j\beta} \cos \alpha = \frac{C_{jA}}{\beta_A} \cos(\delta) \quad (11)$$

$$C_{jr} - C_{j\beta} \cos \alpha = \frac{C_{nA}}{k_y \beta_A} \sin(\delta) \quad (12)$$

식 (11)-(12)에서 $j = Y, n$ 이며, $k_y = \omega b / (2V_\infty)$ 이다.

2.2 지배 방정식

본 연구에서 사용한 지배방정식은 3차원 압축성 Euler 방정식이다. 그러나 본 논문의 방법은 Navier-Stokes 방정식을 사용한 점성해석에서도 적용이 가능하다. 본 논문에서는 효율적인 계산을 목적으로 비점성 해석을 수행하였다.

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial E}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (13)$$

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

$$W = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$$

$$F = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (e + p)u]^T$$

$$E = [\rho v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, (e + p)v]^T \quad (14)$$

$$G = [\rho w, \rho wu, \rho wv, \rho w^2 + p, (e + p)w]^T$$

지배방정식 (13)에 Weiss와 Smith의 국소 예조 건화 기법[19]을 적용하여 효율적인 낮은 마하 수 유동해석이 가능하도록 하였다. 유한 체적법을 적용하여 준 이산화 방정식을 구성하였으며, 비점성 유량 벡터는 Roe의 근사 리만해[20]를 통하여 계산하였다. 공간에 대한 2차의 이산화 오차를 얻기 위해 van Leer의 MUSCL extrapolation 기법[21]을 적용하였으며, 정상해는 Beam & Warming 기법[22]을 이용하여 구하였다. 비정상 문제를 해석하기 위해 이중시간적분법[17]을 적용하였다.

2.3 결과 및 토의

SDM은 F-16항공기를 기반으로 한 전투기 형상을 가지고 있다. SDM은 strake가 있는 날개와, 수평/수직 미익, ventral fin, 그리고 닫혀있는 흡입구를 포함하고 있다. Fig. 1은 SDM 형상을 나타낸다. SDM의 형상 데이터는 Huang의 풍동시험 연구[15]에서 사용한 것이다. 상세한 형상 데이터는 Table 1과 같다.

격자에 대한 공력계수의 수렴 특성을 보기 위해 HC, HM, HF의 세 가지 격자를 구성하였다. 격자는 Fig. 2와 같으며 격자의 수는 Table 2에

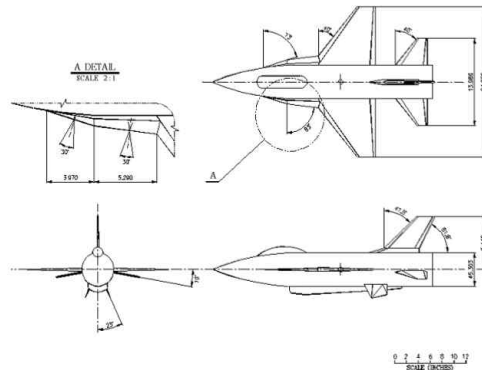


Fig. 1. Geometry of SDM

Table 1. 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

Table 2. Numbers of grid points for three grid systems

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

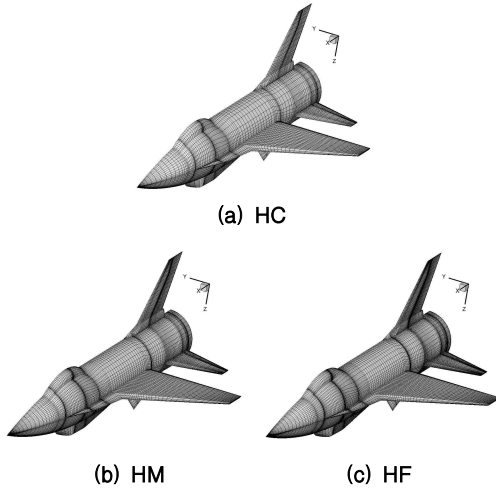


Fig. 2. Three grid systems of SDM

나타나왔다. Fig. 3은 마하수 0.6에서 받음각에 따른 수직력 계수와 피칭 모멘트 계수를 Usselton의 풍동 시험 및 DATCOM의 결과[7]와 함께 나타내었다. Fig. 3(a)와 같이 수직력 계수가 격자간에 차이가 크지 않았다. 그러나 피칭모멘트의 경우 HC 격자는 잘 모사하지 못하고 있다. 따라서 마하수 0.6 이하에서는 HM 격자를, 마하수 0.6 이상에서는 충격파의 정확한 모사를 위해 HF 격자를 결정하여 미계수 계산에 활용하였다.

2.3.1 세로 안정성 미계수의 계산

미계수의 계산에 앞서 시간에 대한 정확한 해를 얻기 위한 적절한 시간 간격을 결정하기 위해 Table 3와 같이 주어진 조건으로 해석을 수행했다. 시간 간격은 주기(T)를 기준으로 $T/160$, $T/120$, $T/80$, $T/40$ 의 네 가지로 수렴성을 평가했다. Fig. 4는 수직력과 피칭모멘트의 이력곡선(hysteresis curve)을 나타낸다. Fig. 4(a)에서 수직력은 시간 간격에 따라 큰 변화가 없지만 (b)에서와 같이 모멘트는 그 차이가 크게 나는 것을 확인 할 수 있다. 시간 간격이 줄어들면서 모멘트 이력곡선의 변화가 줄어들어 가는 것도 확인 할 수 있다. 계산된 공력계수를 바탕으로 감쇠계수를 계산하면 Fig. 5와 같다. 그림과 같이 시간 간격

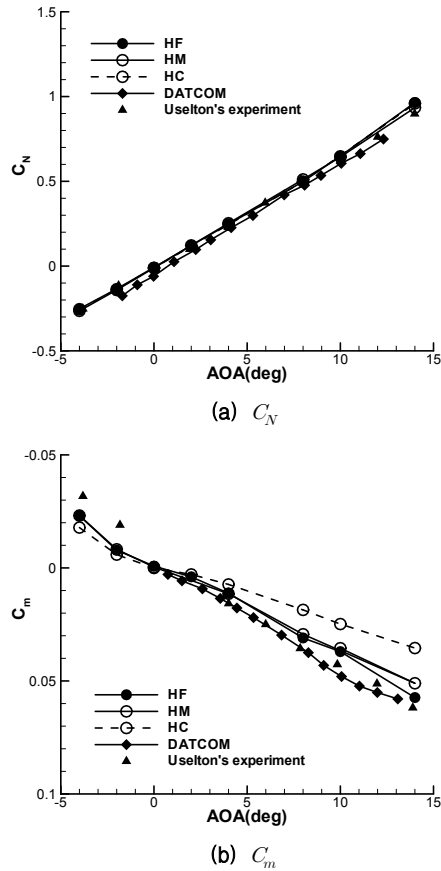


Fig. 3. Static normal force and pitching moment coefficients

Table 3. Flow and Motion conditions for time-step convergence study

Mach number	0.3
Reduced Frequency	0.037
Mean AOA(deg)	0.0
Amplitude(deg)	2.0
Sideslip angle(deg)	0.0

이 줄어들어 따라 수직력 및 모멘트 감쇠계수가 특정 값으로 수렴해 가는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 계산 결과를 바탕으로 해석시간의 효율성을 고려하여 $T/120$ 을 시간 간격으로 결정하였다. 세로 안정성 미계수가 진동수에 어떤 영향을 받는지 Fig. 6에서 확인 할 수 있다. 계산은 마하수 0.6, 평균 받음각 0도와 진폭 2도로 수행되었다. Fig. 6에서와 같이 수직력과 모멘트 감쇠계수 모두 계산된 진동수 범위에서는 거의 일정한 값을 가지는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 느린

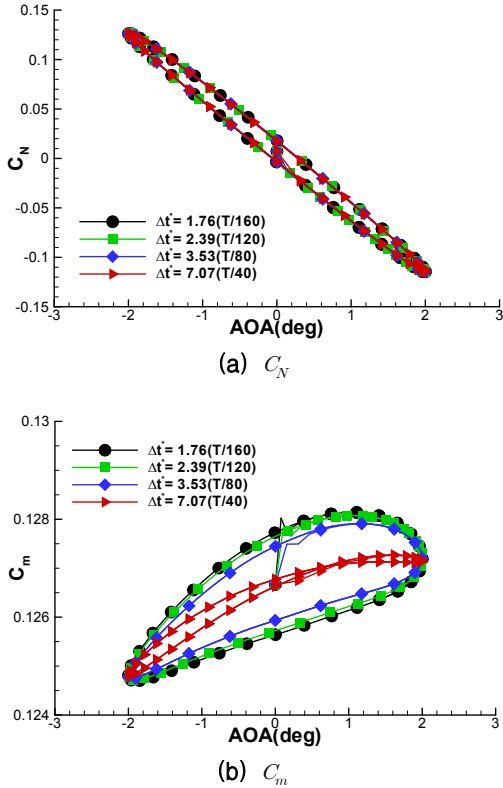


Fig. 4. Hysteresis curves of normal force and pitching moment

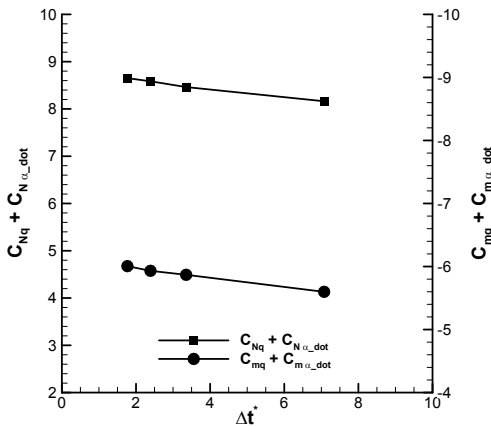


Fig. 5. Convergence of two damping coefficients with time-step size

진동의 경우 진동수가 미계수 값에 큰 영향을 미치지 않는다는 것은 Ronch et al.[13]의 연구 결과에서도 확인 할 수 있다.

Fig. 7은 마하수 0.3에서 받음각에 따른 미계수

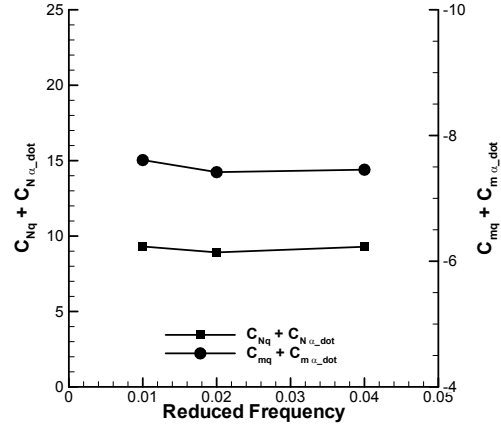


Fig. 6. Effect of reduced frequency on the damping derivatives at Mach number 0.6

를 나타낸 것이다. 이때 무차원 진동수는 0.037로 일정하게 유지하고 진폭을 2도에서 5도로 변화시키면서 계산을 수행했다. 비교를 위해서 AWT[8], TPI[9], 그리고 IHU[10]의 풍동시험의 결과와 함께 나타냈으며, 시험에서는 2도 이하의 작은 진폭을 사용하였다. 그림과 같이 진폭에 관계없이 10도 이하의 받음각에서는 선형 구간이 나타나며 참고문헌의 결과와도 유사하다는 것을 확인할 수 있다. 그러나 15도 이상의 높은 받음각에서는 미계수의 비선형성이 나타난다. 이러한 비 선형성은 LEX-Vortex의 영향이다. 진폭이 2도 일 때 받음각 15도 이상 고 받음각에서도 풍동시험과 비교했을 때 비슷한 경향을 보이고 있다.

진폭이 3.5도와 5도에서는 받음각이 10도를 넘어 가면서 미계수 값들이 급격히 증가/감소하는 것을 확인 할 수 있으며 이러한 경향은 진폭이 증가할수록 뚜렷하게 나타난다. 고 받음각에서의 비선형성은 수직력 감쇠계수의 경우 Ronch et al.[13]의 결과와 유사한 경향성을 얻을 수 있었다. 그러나 피칭모멘트 미계수의 경우 그 경향성에서 차이가 발생했다. Ronch et al.의 연구에서 사용한 SDM 형상에는 ventral fin을 제거하는 등의 근사를 취하였기 때문에 고 받음각에서 차이가 발생한 것으로 판단된다.

Fig. 8은 마하수에 따른 미계수를 나타낸다. 이때 진폭은 2도 무차원 진동수는 0.02로 고정하였다. 그림과 같이 아음속 영역에서는 정/동 안정 미계수가 거의 일정하게 유지되지만 천음속 영역에 접어들면서 급격히 변화하는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 경향은 풍동시험의 결과에도 동일하게 나타난다.

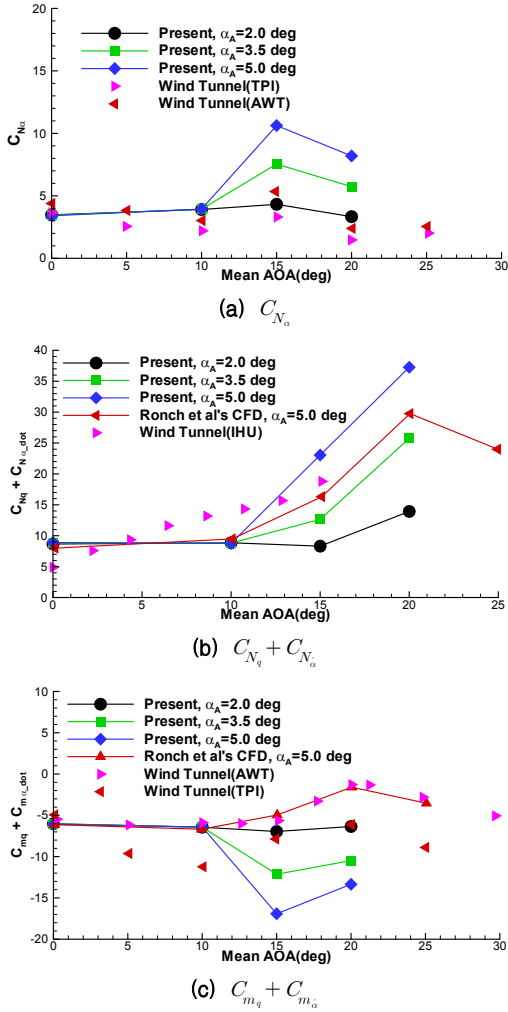


Fig. 7. Effect of mean angle of attack on the derivatives at Mach number 0.3 (Pitch)

2.3.2 방향 안정성 미계수의 계산

방향 안정성 미계수는 세로 안정성 미계수와 유사하게 옆미끄럼각(β)에 대한 강제조화운동을 통하여 계산할 수 있다. 계산은 $\beta_0 = 0$ 도, $\beta_A = 2$ 도, $k_y = 0.02$ 로 고정하고 마하수와 받음각에 따라 미계수의 변화를 확인 하였다.

Fig. 9는 받음각에 따른 방향 안정성 미계수의 변화를 나타낸다. 결과는 AEDC의 풍동시험 및 DATCOM의 결과[7]와 함께 나타났다. 세로 안정성과 유사하게 16도 이하의 받음각에서는 미계수 값의 변화가 크지 않은 것을 알 수 있다. 받음각 16도 이상에서는 비 선형성이 나타나기 시작하며 $C_{n_r} - C_{n_{\beta}} \cos \alpha$ 는 그 크기가 급격히 증가하

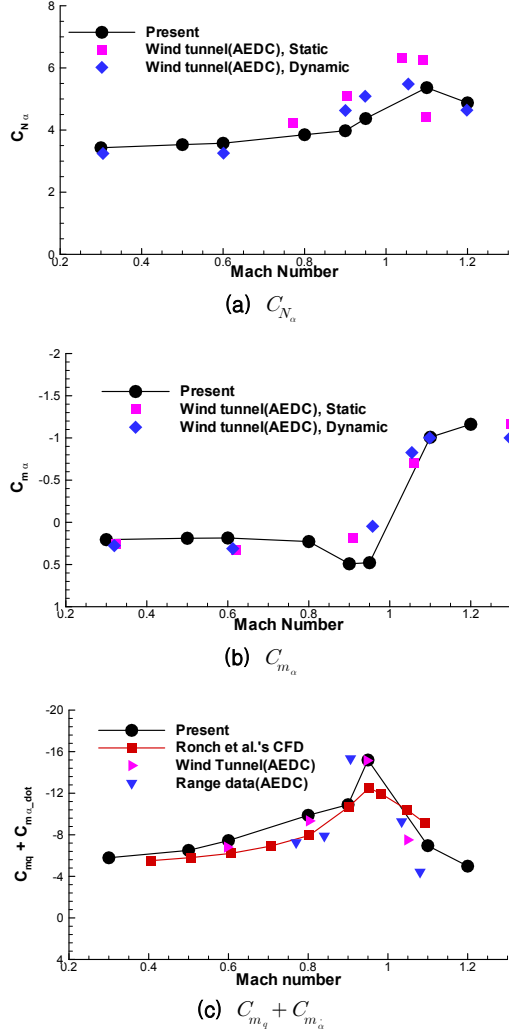


Fig. 8. Effect of Mach number on the derivatives at mean angle of attack 0.0 deg (Pitch)

고 $C_{Y_{\beta}}$ 와 $C_{n_{\beta}} \cos \alpha$ 는 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 그림에서와 같이 경험식에 기반한 DATCOM은 높은 받음각에서의 현상을 정확히 묘사하지 못하나, 본 연구의 결과는 풍동시험의 경향성을 잘 예측하고 있다.

Fig. 10은 마하수에 따른 방향 안정성 미계수를 나타낸다. 마하수는 0.3에서 1.2까지 변화시키고 다른 운동 변수는 고정하였다. 결과는 AEDC의 시험 결과[6]와 함께 비교하였다. $C_{Y_{\beta}}$ 와 $C_{n_{\beta}} \cos \alpha$ 의 경우 마하수에 따라 계속적으로 그 크기가 증가하는 경향을 나타냈다. 이는 풍동시험과 자유비행(free flight range) 시험의 결과

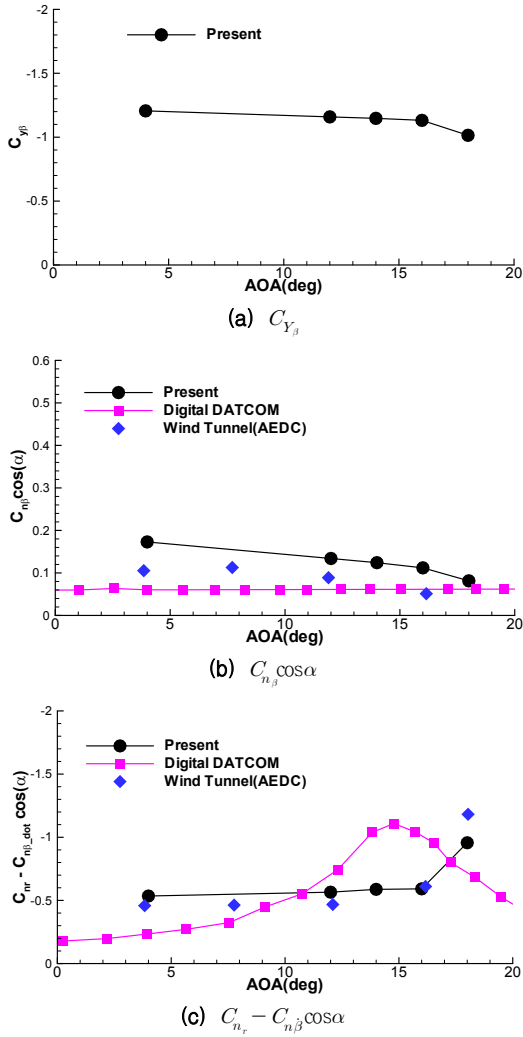


Fig. 9. Effect of angle of attack on the derivatives at Mach number 0.6 (Yaw)

와도 유사하다. $C_{n_r} - C_{n_{\beta}} \dot{\cos} \alpha$ 의 경우는 천음속 및 초음속 영역에서 풍동시험과 자유비행시험의 결과가 다소 차이가 발생했다. 본 연구의 결과는 자유비행시험의 결과와 유사하게 나타나며 풍동 시험과는 그 값이 상이하다. 따라서 천음속 및 초음속 영역에 대한 연구가 더 필요할 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 SDM형상에 대한 세로 및 방향 안정성 미계수를 강제조화운동을 통하여 계산하

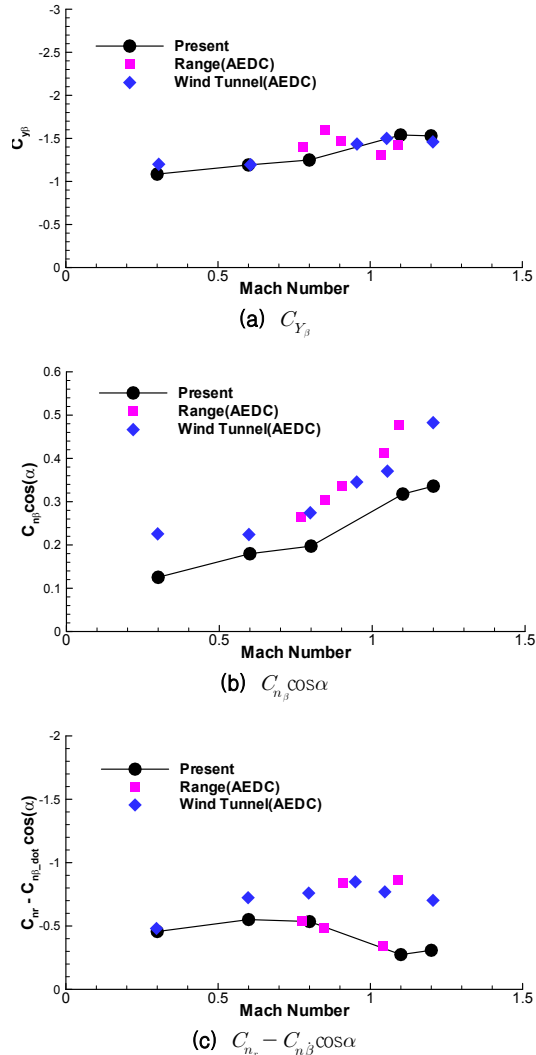


Fig. 10. Effect of Mach number on the derivatives at angle of attack 0.0 deg (Yaw)

였다. 그 결과에서 두 방향의 미계수 모두 낮은 받음각에서는 선형성을 뚜렷하게 보이지만 높은 받음각에서는 비선형성이 나타나는 것을 확인 할 수 있었다. 그러나 높은 받음각에서의 비선형성을 보다 정확하게 모사하기 위해서는 점성유동에 대한 추가 해석이 필요하다. 마하수에 대해서는 천음속 영역에서 비선형성을 크게 보였다. 이러한 비 선형성을 전산유체역학에서도 실험의 결과와 유사하게 모사하였다. 본 연구를 통하여 전산 유체역학이 항공기의 세로 및 방향 안정성 미계수를 선형역역에서 뿐만 아니라 비선형 역역에서도 예측할 수 있다는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다. (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) Nguyen, L. T., "Evaluation of Importance of Lateral Acceleration Derivatives in Extraction of Lateral-Directional Derivatives at High Angles of Attack," NASA TN D-7739, 1974.
- 4) Shantz, I. and Graves, R. T., "Dynamic and Static Stability Measurements of the Basic Finner at Supersonic Speeds." NAVORD Report 4516, Sept, 1960.
- 5) 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.
- 6) Winchenbach, G. L., Uselton, B. L., and Chelekis, R. M., "Free-Flight and Wind-Tunnel Data for a Generic Fighter Configuration," Journal of Aircraft, Vol. 21, No. 1, 1984, pp. 5-13.
- 7) Uselton, B. L., "A Description of the Standard Dynamic Model(SDM)," 56th Supersonic Tunnel Association Meeting.
- 8) Alemdaroglu, N., Iyigun, I., Altun, M., Uysal, H., Quagliotti, F., and Guglieri, G., "Determination of Dynamic Stability Derivatives Using Forced Oscillation Technique," 40th Aerospace Science Meeting and Exhibition, AIAA-2002-0528, 2002.
- 9) Guglieri, G., Quagliotti, F., Scarabelli, P., "Static and Oscillatory Experiments on the SDM at Politecnico di Torino," Nota Scientifica E Tecnica N. 74/93, Forced Oscillation Technique-Reference Documentation, Vol. 3, 1993.
- 10) Davari, A. R., and Soltani, M. R., "Effects of Plunging Motion on Unsteady Aerodynamic Behavior of an Aircraft Model in Compressible Flow," Iranian Journal of Science and Technology, Transaction B Engineering, Vol. 31, No. B1, 2007, pp. 49-63.
- 11) 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.
- 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) 이형로, 공효준, 김범수, 이승수, "전산유체 역학을 이용한 비행체의 피치와 롤 동안정 미계수 예측," 한국항공우주학회지, 제 40권, 제 5호, 2012, pp. 395-404.
- 15) Huang, X. Z., "Wing and Fin Buffet on The Standard Dynamic Model," NATO RTO Report Number RTO-TR-26, 1981, pp. 361-381.
- 16) 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.
- 17) 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.
- 18) Newman, D. M., "Estimation of Dynamic Stability Derivatives of a Generic Aircraft," 17th Australasian Fluid Mechanical Conference, 2010.
- 19) 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.
- 20) Roe, R. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vector and Difference Scheme," Journal. of Computational Physics, Vol. 43, No. 2, 1981, pp.357.
- 21) 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.

22) 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.