CFD를 이용한 유도탄 덮개 형상의 공력 미계수 예측

강 은 지^{*,1)}¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부Prediction of Aerodynamic Stability Derivatives
of Shell Configuration of Missile Using CFD MethodEunji Kang^{*,1)}¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 5 June 2020 / Revised 8 July 2020 / Accepted 10 July 2020)

Abstract

In this study, pitching stability derivatives of the conical shell configuration is predicted using commercial CFD code. Unsteady flow analysis with forced harmonic motion of the model is performed using overset mesh. The test is conducted about Basic finner missile configuration. The static and dynamic stability derivatives are good agreement with available experimental data. As the same way, a conical shell is analyzed in Mach number 1.6 and various reduced frequency. The static and dynamic derivatives are obtained from the time-pitching moment coefficient histories in each of four cases of mean angle of attack. The variation of reduced frequency is not affected static and dynamic derivatives. Increasing the mean angle of attack, static derivatives are increased slowly. Comparison of the C_m curves at the steady and unsteady state results shows that the C_m curve including the damping effect is lower than otherwise case, approximately 9-18 %.

Key Words : CFD(전산유체역학), Stability Derivatives(안정성 미계수), Conical Shell(원추형 덮개),
Forced Motion(강제 운동), Overset Mesh(중첩격자)

기 호 설 명

α : Angle of attack (rad)
 α_0 : Mean angle of attack (rad)
 C_m : Pitching moment coefficient

C_{m_α} : Pitching moment coefficient slope (/rad)
 $C_{m_\alpha} + C_{m_q}$: Pitch damping coefficient (/rad)
 α_A : Amplitude of pitch oscillation (rad)
 C_{m_A} : Amplitude of C_m
 δ : Phase angle (s)
 k : Reduced frequency
 ω : Angular frequency (rad/s)
 q : pitch rate

* Corresponding author, E-mail: aerokang@add.re.kr
 Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

1. 서 론

유도탄의 전면 혹은 측면에 주로 배치되어 있는 유도탄 보호덮개는 임무를 수행하기 위해 고공에서 유도탄 모체로부터 강제 이탈되며, 이 때 이탈된 덮개는 공력에 의해 짧은 시간 큰 힘을 받게 되고 회전력으로 인한 텀블링이 유발되기도 한다. 또한 분리된 보호덮개의 이탈 궤적은 유도탄 모체 및 그 밖의 다른 장치들과 물리적 간섭이 일어나지 않도록 설계 되어야 하는데 이런 이유로 유도탄 설계단계에서 보호덮개 자체의 정밀한 공력 특성이 반드시 파악 되어야 한다. 현재 다양한 형상의 비행체에 대해 안정성 계수가 분석된 연구들이 있으나^[1-9] 유도탄 보호덮개 형상에 대한 안정성 미계수의 예측 연구는 거의 이루어지지 않고 있다.

비행체의 조종성과 안정성을 평가하기 위해 사용되는 안정성 미계수의 개념은 비행동역학적 관점에서 공력계수 예측 시 필수적으로 고려해주어야 한다. 안정성 미계수는 정안정미계수(static derivative)와 동안정미계수(dynamic derivative)로 구성되며 각각은 받음각 및 회전 각속도 등에 대한 공력계수의 미분 값이다.

비행체의 안정성 미계수를 예측하는 방법에는 풍동 시험, 반 경험식 그리고 전산유체역학(CFD) 등이 있다. 풍동시험의 경우 start-up 단계에서 경제적, 시간적 자원을 많이 요구하기 때문에 초기 설계 단계에서 다양한 형상에 대한 빠른 답을 구하기 힘들다. 또한 반 경험식의 경우에는 규격화 된 형상이 아닌 경우 이를 적용하는 데에 한계가 있다.

최근 비행체가 점점 고성능화 되어감에 따라 안정성 미계수의 예측이 활발히 진행되고 있는 가운데 비행체에 대한 공력특성을 패널 기법^[1] 또는 CFD를 통해 얻은 후 데이터를 후처리 하여 안정성 미계수를 얻는 방식^[2-8]이 많이 연구되고 있다. 이러한 수치해석 방법들은 비교적 빠르게 결과를 도출 할 수 있으며 특히 CFD기법의 경우 유동조건이나 형상에 대한 제약이 없기 때문에 상하 좌우가 대칭인 형상에서부터 다소 복잡한 비대칭 형상까지 설계단계에서 공력계수를 예측하는 데에 쉽게 적용할 수 있다.

본 연구에서는 conical shell 형태의 유도탄 보호 덮개 형상에 대해 중첩격자(overset mesh)를 사용한 비정상유동 해석을 수행하여 피칭운동에 대한 안정성 미계수를 예측하였다. 유동 해석 및 안정성 미계수 예측 기법의 타당성을 검증하기 위해 잘 알려진 Basic finner

missile형상에 대한 CFD 비정상 해석을 수행하고, 그로부터 얻어진 피칭모멘트의 시간 이력 데이터를 통해 안정성 미계수를 도출하여 기존의 풍동시험 결과와 다른 연구자의 수치해석 결과와 비교^[9]하였다. 같은 수치기법을 사용하여 conical shell 형태의 유도탄 보호 덮개 형상에 대해 해석하여 정안정미계수와 동안정미계수를 평균 받음각(α_0)과 환산진동수의 변화에 따라 도출하였다.

2. 해석 기법

2.1 수치해석 기법

비행체의 공력특성을 얻기 위해 현재 다방면의 연구들에서 활용되고 있는 상용코드인 Siemens의 StarCCM+ v.14.02를 사용하였다. 해당 상용 코드는 polyhedral 격자 기반의 3차원 유동해석 코드로 점성 및 비점성, 압축 및 비압축성 유동 모두 적용이 가능한 코드이다. 또한 물체의 물리적 운동을 모사하기 위한 중첩격자(overset mesh)를 지원한다. 본 연구에서는 해석의 용이성을 위해 유동을 비점성으로 가정하였고 지배방정식으로 식 (1)과 같은 Euler 방정식을 사용하였다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

여기서 Q 는 보존변수들, E , F , G 는 플럭스 벡터로 다음과 같다.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uw \\ \rho uw \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix}, \\ G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e_t + p)w \end{bmatrix} \quad (2)$$

공간 차분 기법으로 Roe의 풍상차분법(upwind scheme)을 사용하였으며 제한자로 Venkatakrishnan 기법을 사용하였고 내재적 시간 전진기법(implicit unsteady)을 사용하였다. 수치해석을 위한 격자는 팔각격자

(polyhedral mesh)를 사용하였으며 해석 모델의 시간에 따른 피치 조화운동(harmonic motion)을 상용코드 내에서 지원하고 있는 중첩격자(overset mesh)를 통해 모사하였다. 중첩격자는 중첩된 영역에서 후방영역(background)과의 계면(interface)정보 커플링을 통해 효율적인 해석수행이 가능하게 한다^[10]. Fig. 1에서 점선으로 표시된 두 개의 acceptor cell이 하나는 후방격자(파란선)에, 하나는 중첩격자(붉은선)에 존재하고 있다. 각 cell의 중심에서의 물리량은 주변 donor cell의 변수와 보간된(interpolated) 가중치의 합으로 계산된다.

Fig. 1. Overset mesh method^[10]

2.2 안정성 미계수 도출 기법

본 연구에서는 물체의 강제조화 운동을 통해 획득한 시간에 따른 피칭모멘트 계수를 후처리하여 정안정 및 동안정미계수를 산출 하였다. 조화운동에서 일정한 진폭 α_A 와 각진동수(ω)를 갖는 물체의 피치 반음각과 변화율은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_A \sin(\omega t) \quad (3)$$

$$\dot{\alpha}(t) = \alpha_A \omega \cos(\omega t) \quad (4)$$

$$q(t) = \alpha_A \omega \cos(\omega t) \quad (5)$$

물체가 1주기만 진동할 경우 $\dot{\alpha}$ 와 q 는 동일하므로 각각의 비행 자세에서의 힘과 모멘트는 $\dot{\alpha}$ 와 q 각각의 변화에 대한 영향이 없다. 이와는 달리 다주기 운동의 경우 $\dot{\alpha}$ 와 q 각각에 대한 변화량을 더해 피칭모멘트 계수 산출 시 반영해 주어야 한다.

피칭모멘트 계수의 변화는 Taylor series를 이용하여

선형함수로 나타낼 수 있으며(6), 이를 환산진동수(k)를 이용하여 나타내면 다음과 같다(7).

$$C_m(t) = C_{m_\alpha} \alpha(t) + \frac{\bar{c}}{2V_\infty} C_{m_\alpha} \dot{\alpha}(t) + \frac{\bar{c}}{2V_\infty} C_{m_q} q \quad (6)$$

$$C_m(t) = C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\alpha} \frac{\dot{\alpha} k}{\omega} + C_{m_q} \frac{q k}{\omega} \quad (7)$$

여기서 V_∞ 는 자유류의 속도를, $\bar{c}$ 는 기준길이를 나타내며 환산진동수(k)는 다음과 같다.

$$k = \frac{\omega \bar{c}}{2V_\infty} \quad (8)$$

식 (7)에 식 (3), (4), (5)를 대입하면 피칭모멘트 계수 $C_m(t)$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_m(t) = C_{m_\alpha} \alpha_A \sin(\omega t) - (C_{m_\alpha} + C_{m_q}) k \alpha_A \cos(\omega t) \quad (9)$$

한편, 물체의 피칭모멘트 계수를 각진동수(ω)에 대한 조화 함수로 표현하면 다음과 같다.

$$C_m(t) = C_{m_A} \sin(\omega t - \delta) \quad (10)$$

식 (10)을 삼각함수의 법칙을 적용하면 각각 다음을 얻는다.

$$C_m(t) = C_{m_A} \sin(\omega t) \cos \delta - C_{m_A} \cos(\omega t) \sin \delta \quad (11)$$

식 (9)와 (11)에 의해 정안정미계수와 동안정미계수를 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$C_{m_\alpha} = \frac{C_{m_A}}{\alpha_A} \cos \delta \quad (12)$$

$$C_{m_\alpha} + C_{m_q} = -\frac{C_{m_A}}{k \alpha_A} \sin \delta \quad (13)$$

여기서 C_{m_A} 와 δ 는 LSM(Least Square Method)^[3]을 통해 얻을 수 있다.

3. 해석 기법검증

해석기법의 검증을 위해 Shantz^[9]에 의해 수행된 풍 동시험과 동일한 조건에서 CFD 해석을 수행하여 그 결과를 비교하였다. 검증에 사용된 형상은 Basic finner missile 형상이며 Fig. 2와 같다.

Fig. 2. Basic finner configuration

해당 형상은 conical nose를 가지며 동체의 L/D가 10인 기본 유도탄 형상으로 4개의 조종날개를 가진다. 형상의 스케일은 Shantz^[9]의 풍동시험 시 적용한 크기로 사용하였는데, 이 때 동체의 지름은 1.5 inch(0.0381 m)이다.

해석기법 검증은 세 가지 마하수 영역에 대해 수행하였으며 정안정미계수와 동안정미계수를 도출하여 비교하였다. 검증 케이스 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Analysis method validation condition

Mach number	1.58, 1.76, 1.89
Bank angle	45 °
Model scale	D = 0.0381 m
k (Reduced frequency)	0.00316
α_0 (Mean angle of attack)	0 °
α_A (Amplitude of AOA)	-3° ~ +3°
Center of gravity (from nose)	6.0 D

먼저 해의 수렴특성을 파악하기 위해 마하수 1.58에 대해 격자 수렴성 테스트가 선행되었다. 세 가지 격자에 대해 테스트를 수행하였으며, 격자의 base size를 각각 0.85D, 1.0D, 1.15D로 설정하여 결과를 비교하였다. 여기서 D는 해석모델의 지름이며, base size를 기준으로 세부적인 격자들의 크기를 결정하게 된다. 세 가지

격자에 대해 계산된 동안정미계수를 비교 하여 Fig. 3에 나타내었다. 해석결과, 격자의 기준크기가 1.0D (0.0381 m) 일 때부터 결과 값에 큰 변동이 없음을 확인 하였으며, 최종적으로 선정된 격자는 Fig. 4와 같다.

격자의 원방경계 및 중첩 영역의 경계조건은 자유류 (freestream) 조건이며 모델은 단열벽면(adiabatic wall) 조건으로 설정하였다. Fig. 4와 같이 물체주변으로의 타원경계가 중첩 영역(overset region)이며 무게중심점을 기준으로 조화운동을 하게 된다.

한편, 각 시간별 피칭 모멘트(C_m)는 식 (14)로 계산하며 계산에 사용된 기준 면적(S_{ref})은 0.19635 m², 기준길이(L_{ref})는 0.5 m 이다.

Fig. 3. Result of grid convergence test

Fig. 4. Final mesh

$$C_m = \frac{M}{0.5q_{\infty}S_{ref}L_{ref}} \quad (14)$$

Basic finner missile 형상에 대한 정안정미계수와 동안정미계수의 계산결과를 풍동시험 결과^[9]와 비교하여 Fig. 5에 나타내었다. 정안정미계수($C_{m_{\alpha}}$)와 동안정미계수($C_{m_{\dot{\alpha}}} + C_{m_q}$) 모두 풍동시험 데이터와 오차 범위 7 % 이내의 유사한 결과가 도출 되었다.

Fig. 5. Comparison of $C_{m_{\alpha}}$ and $C_{m_{\dot{\alpha}}} + C_{m_q}$

4. 유도탄 보호덮개 안정성 미계수 예측

4.1 보호덮개 안정성 미계수 해석 기법

앞장에서 기술한 해석 기법 검증 결과를 근거로 동일한 방식을 적용하여 유도탄 보호덮개에 대한 정안정미계수와 동안정미계수를 도출하였다.

해석에 사용된 보호덮개 형상은 Fig. 6과 같이 지름이 D인 conical shell 형상으로 덮개의 길이방향 단면은 반지름이 D/2인 반원 형태이다. 덮개의 두께는 덮개 지름(D)의 1/100 m이며 모멘트 중심은 첨두부에서 길이방향으로 1.2D인 곳에 위치한다.

Fig. 6. Conical shell configuration

해석에 사용된 격자는 Fig. 7과 같으며 약 600만개의 3차원 팔각격자(polyhedral)를 사용하였다. 벽면 경계조건으로 원방경계 및 중첩격자 영역은 자유류(freestream) 조건을, 유도탄 보호덮개의 표면은 단열벽면(adiabatic wall)조건을 주었다.

Fig. 7. Mesh of conical shell

4.2 보호덮개 안정성 미계수 해석 결과분석

유도탄 보호 덮개 형상에 대한 해석은 마하수 1.6에서 수행되었으며 받음각에 대한 변화를 확인하기 위해 초기 받음각(α_0)을 0°부터 30°까지 10° 간격으로 변화시켜가며 해석을 수행하였다. 또한 환산진동수(k)에 따른 영향을 파악하기 위해 세 경우의 환산진동수에 대해 해석을 수행하였다. 환산진동수의 경우 식 (8)과 같이 물체의 특성길이($\bar{c}$)와 각진동수(ω), 자유류의 속도(V_{∞})로 정의 되는데 이 때 각 진동수(ω)를 검증 케이스 조건과 근사하게 설정하여 계산된 환산진동수를

사용하였다($k = 0.01$ 기준). 해석에 사용된 자유류 조건은 고도 10 km에서의 대기 조건을 사용하였다. Table 2에 정안정미계수와 동안정미계수 계산을 위한 계산 조건을 나타내었다.

Table 2. Conical shell analysis condition

Mach number	1.6
α_A (Amplitude of AOA)	$-3^\circ \sim +3^\circ$
k (Reduced frequency)	0.01, 0.02, 0.05
α_0 (Mean angle of attack)	$0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$

유도탄 보호덮개 형상에 대한 CFD 해석결과로 부터 식 (12), (13)을 이용하여 Fig. 8, 9와 같이 정안정미계수(C_{m_α})와 동안정미계수($C_{m_\alpha} + C_{m_q}$)를 도출하였다. Fig. 8의 정안정미계수의 경우 평균받음각(α_0)이 증가함에 따라 증가하는 경향을 보였으나 환산진동수 변화에 대한 영향은 크지 않음을 확인하였다.

Fig. 8. Static stability derivatives

Fig. 9의 동안정미계수의 경우 평균받음각의 증가에 대해 큰 변화가 없음을 확인하였다. 해당 평균받음각 영역에서 전체적인 동안정미계수의 값은 0에서 1 사이에 존재하며 동안정미계수의 경우 역시 환산진동수에 대해 큰 영향은 없음을 확인 하였다.

Fig. 10에 환산진동수에 따른 동안정미계수의 경향을 살펴보면 환산진동수가 0.01에서 0.02로 증가 할 때 동안정미계수가 소폭 감소하지만, 환산진동수가 0.05로 증가하면 동안정미계수의 값이 거의 변하지 않음을 알 수 있다.

Fig. 9. Dynamic stability derivatives for several reduced frequency

Fig. 10. Dynamic stability derivatives

한편, 동안정미계수는 환산진동수가 작을수록 준 정상상태(quasi-Steady state)에 가까워지며 커질수록 비정상상태(unsteady)에 가까워지는 특성을 가진다^[11]. 해석을 통해 얻어진 피칭모멘트 계수(C_m)는 자세각의 변화에 따라 이력곡선(hysteresis loop)형태를 가지게 되며 환산진동수가 증가함에 따라 Fig. 11과 같이 비정상성(hysteresis)이 커진다.

한편, 유도탄 보호덮개의 형상이 상하 대칭이 아니므로 압력분포 변화에 의해 Fig. 11과 같이 pitch up, down 일 때 피칭모멘트 계수가 각각 다르게 나타난다. 또한 받음각이 증가하고 감소하는 주기에 따라 모델 주변의 유동이 변하고, 이는 다음 주기의 결과에 영향을 주어 정안정미계수와 동안정미계수의 계산에 반영 된다.

해석결과의 타당성을 분석하기 위해, 비정상해석과 정상해석을 통해 얻어진 피칭모멘트 계수를 비교하여

Fig. 12에 나타내었다. 비정상해석을 통해 얻은 피칭 모멘트 계수 곡선이 정상해석을 통해 얻은 결과 보다 약 9-18 % 적은 값을 가짐을 확인하였다. 이는 비정상해석으로부터 얻어진 피칭모멘트 계수에 포함된 정안정미계수 및 동안정미계수에 의한 영향으로 판단된다.

Fig. 11. C_m for angle of attack

Fig. 12. Comparison of steady and unsteady result

5. 결론

Conical shell 형태의 유도탄 보호덮개 형상에 대해 비정상 해석을 수행하여 피치운동에 대한 정안정미계수와 동안정미계수를 산출 하였다. Basic finner missile

형상에 대한 기법검증을 통하여 해석에 대한 신뢰성을 확보하였다. 해석결과 정안정미계수의 경우 받음각의 증가에 따라 증가하는 경향을 보였으며 동안정미계수의 경우 큰 변화가 없었다. 환산진동수를 변화시켜 해석을 수행한 결과 안정성 계수에 큰 영향은 없었다. 비정상 해석을 통해 얻어진 공력계수를 정상해석 결과와 비교하였을 때 받음각에 따라 피칭모멘트 계수가 9-18 % 감소함을 확인하였다. 향후 이러한 피칭모멘트 계수의 변화가 야기하는 유도탄 보호 덮개의 거동 변화에 대해 연구 하고자 한다.

References

- [1] M. Tai, S. Kang, S. Oh and D. Park, "Prediction of Pitching Dynamic Derivatives of Aircraft Using a Unsteady Source Doublet Panel Method," Journal of Computational Fluid Engineering, Vol. 24, No. 1, pp. 113-123, 2019.
- [2] J. Allen, M. Ghoreyshi, "Forced Motions Design for Aerodynamic Identification and Modeling of Generic Missile Configuration," Aerospace Science and Technology, Vol. 77, pp. 742-754, 2018.
- [3] S. Schmidt, D. M. Newman, "Estimation of Dynamic Stability Derivatives of Generic Aircraft," 17th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2010.
- [4] F. Wang, L. Chen, "Numerical Prediction of Stability Derivatives for Complex Configurations," Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, pp. 1561-1575, 2014.
- [5] M. Mumtaz, A. Maqsood and S. Sherbaz, "Computational Modeling of Dynamic Stability Derivatives for Generic Airfoils," International Conference on Mathematics and Mathematics Education, pp. 1-5, 2016.
- [6] M. A. Park, "Steady-State Computation of Constant Rotational Rate Dynamic Stability Derivatives," AIAA, Vol. 2000, No. 4321, pp. 503-517, 2000.
- [7] E. Oktay, "CFD Predictions of Dynamic Derivatives for Missile," AIAA, Vol. 2002, No. 0276, pp. 1-10, 2002.
- [8] H. Lee, H. Kong, B. Kim and S. Lee, "Prediction of Pitch and Roll Dynamic Derivatives Using CFD,"

- The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, pp. 616-622, 2012.
- [9] I. Shantz, "Dynamic and Static Stability Measurements of The basic Finner at Supersonic Speed," NAVORD Report 4516, 1960.
- [10] Seimens Cooperation, "StarCCM User Guide," 2019.
- [11] D. I. Greenwell, "Frequency Effect on Dynamic Stability Derivatives Obtained from Small-Amplitude Oscillatory Testing," Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 5, pp. 776-783, 1998.