

풍동시험과 CFD 해석 결과를 반영한 유도무기 조종날개 공력계수 모델링 기법 연구

임 경 진^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

A Study on the Modeling Method of Missile Fin Aerodynamic Coefficient using Wind Tunnel Test and CFD

Kyung Jin Yim^{*,1)}

¹⁾ The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 21 February 2019 / Revised 28 March 2019 / Accepted 12 April 2019)

ABSTRACT

A study on aerodynamic modeling was performed to predict the hinge moments required for initial design of missile. Fin aerodynamic coefficients were modeled using the equivalent angle of attack method based on the wind tunnel test. In addition, CFD analysis was performed to calculate the dynamic pressure around the body and improve the accuracy of aerodynamic coefficients. The aerodynamic coefficient accuracy was verified by comparisons of the coefficient acquired from wind tunnel test and prediction of flow conditions, not involved in the model built-up. It was confirmed that fin aerodynamic coefficients can be predicted effectively by using the proposed method.

Key Words : Modeling Aerodynamic Coefficient(공력계수 모델링), Hinge Moment(힌지모멘트), CFD(전산 유체 역학), Wind Tunnel Test(풍동시험)

1. 서 론

유도탄의 기동을 위해서는 일반적으로 조종날개에 변위각을 주어 비행자세를 변화시키는 방법을 사용한다¹⁾. 이 때, 동체는 물론 조종날개에도 공력이 작용하게 되는데 이로 인해 조종날개의 구동축에 발생하는

모멘트를 힌지모멘트라 정의한다. 구동축에 걸리는 힌지모멘트는 조종날개의 구동에 직접적인 영향을 주며, 구동장치의 성능 및 크기를 결정한다. 구동장치의 크기와 형상은 조종면 효과와 유도탄의 안정성에도 직접적인 영향을 미치기 때문에 유도탄의 초기 설계 단계에 있어 조종날개 힌지모멘트의 정확한 예측은 필수적이다.

힌지모멘트의 예측을 위해서는 이론적 산출기법과 수치해석 기법, 풍동시험을 통한 시험적 기법 등이 사

* Corresponding author, E-mail: daisy905@naver.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

용된다. 날개의 경우, 힌지 위치를 중심으로 한 압력 중심 위치의 부정확성과 동체와 날개에서 발생할 수 있는 유동의 상호 영향 등 여러 가지 변수가 있기 때문에 이를 모두 고려하여 정확한 값을 예측하기에는 한계가 있다. 따라서 힌지모멘트 예측을 위해 이론적인 계산 기법보다 CFD나 풍동시험을 통한 기법이 주로 사용된다^{2,3)}. 하지만 풍동시험의 경우, 시험시설의 한계가 있고 모델 제작에 필요한 비용과 시간이 많이 필요하며 CFD 해석 역시 수치해석 기법과 해석 컴퓨터의 사양에 따라 많은 시간이 소요된다. 필요한 공력 자료는 마하수 별 동체의 받음각과 뱅크각, 조종날개 변위각에 대한 각각의 조건이 모두 반영되어야 하기 때문에 모든 조건에서의 공력 자료를 CFD 해석과 풍동시험 결과로 대체하기는 현실적으로 불가능하다. 따라서 일부 조건에서의 풍동시험이나 CFD 해석 결과를 가지고 넓은 범위의 공력계수를 예측할 수 있도록 하는 모델링 기법이 필요하다. 풍동시험을 통한 모델링 기법의 경우 실제 현상을 바탕으로 수식화한 식을 사용하기 때문에 물리적 현상이 반영되어 공력계수의 정확도가 보장되고 수식을 통한 신속한 예측이 가능하다. 또한 이를 바탕으로 풍동시험이 수행되지 않은 다양한 조건에서의 공력 자료 확장성을 확보할 수 있다.

본 연구에서는 풍동시험 결과를 바탕으로 등가받음각 기법을 사용하여 날개의 힌지모멘트 예측을 위한 조종면 공력계수를 모델링하였다⁴⁾. 그리고 그 정확도를 높이기 위해 Body alone CFD 해석을 통한 동체 영향에 따른 동압 변화를 반영하여 그 결과를 비교해보았다.

2. 조종날개 공력계수 예측 기법

조종날개의 공력계수는 형상과 마하수, 날개의 자세 등의 영향을 받는다. 날개의 형상은 일반적으로 익단 (C_r)과 익단 시위 길이(C_t)의 비를 나타내는 taper ratio(λ), 날개 폭(semi-span)과 동체 반경(a)으로 나타내는 a/S_m , 시위 길이와 폭 비를 나타내는 aspect ratio (AR) 등으로 결정된다. 날개의 자세는 동체의 자세와 날개의 변위각으로 결정되며 동체 축 방향을 X , 수직 방향을 Z 방향으로 할 때 자세와 공력계수 정의는 Fig. 1, 2와 같다. 동체의 자세는 받음각 α 와 뱅크각 ϕ 로 결정된다. 날개 변위각은 힌지 축을 기준으로 회전된 날개의 각도 δ 로 나타낸다.

조종날개의 힌지모멘트 예측을 위한 공력계수는 주로 X 나 Z 축 방향으로 작용하는 공력계수 C_x , C_{z_h} 와 압력중심 X_{cp} , Y_{cp} 가 필요하며 Fig. 2에 그 축과 정의를 나타내었다. 날개 면의 압력 중심 위치에 공력이 작용할 때, 힌지 축에 발생하는 모멘트 계수를 C_{m_h} 로 나타낸다. 압력중심 위치는 익근 시위(Root chord) 기준의 X_{cp} , 폭 기준의 Y_{cp} 로 정해지고 X_{cp} 는 날개의 힌지모멘트, Y_{cp} 는 굽힘 모멘트를 결정한다. 본 연구에서는 날개의 힌지모멘트에 직접적인 영향을 주는 C_{z_h} 와 X_{cp} 의 모델링을 수행하였다.

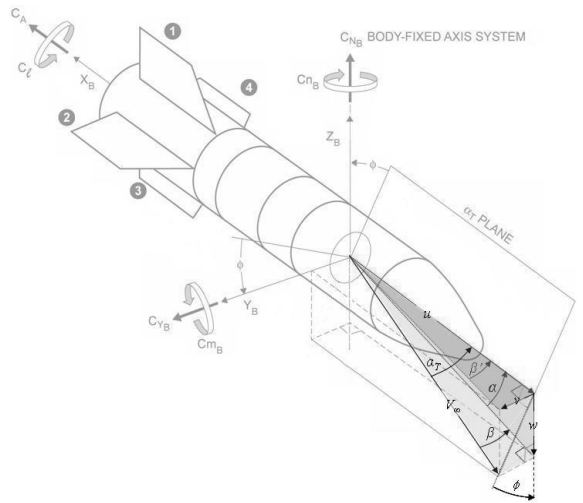


Fig. 1. Body coordinate system and aerodynamic coefficients^[5]

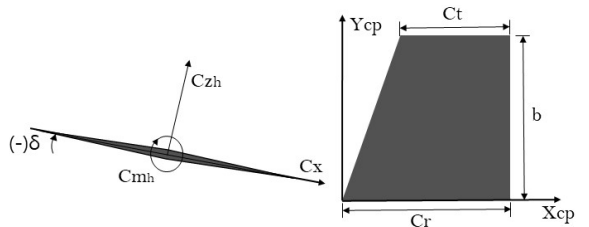


Fig. 2. Fin coordinate system and aerodynamic coefficients

날개의 수직력 계수 C_{z_h} 와 압력중심 X_{cp} , Y_{cp} 는 비행 마하수(M)와 동체의 받음각(α), 뱅크각(ϕ), 날개 조종각(δ), 비행 고도(H) 등의 영향을 받으며 식 (1~3)의 함수로 나타낼 수 있다.

$$Cz_h = Cz_h(M, \alpha, \phi, \delta, H) \quad (1)$$

$$X_{cp} = X_{cp}(M, \alpha, \phi, \delta, H) \quad (2)$$

$$Y_{cp} = Y_{cp}(M, \alpha, \phi, \delta, H) \quad (3)$$

한지 축에 작용하는 한지모멘트 HM 은 한지모멘트 계수와 동압, 날개의 형상 정보로 계산할 수 있다^[6]. 한지모멘트 계수 C_{MH} 은 한지 축 위치(X_{HL})에서부터 날개에 작용하는 압력중심까지의 거리와 수직력 계수의 곱으로 계산한다. 식 (4)의 q_{ref} 는 자유류 동압, S_{ref} 는 기준 면적인 날개 면적, L_{ref} 는 기준 길이인 익근 시위의 길이를 나타낸다.

$$HM = C_{MH} \cdot q_{ref} \cdot S_{ref} \cdot L_{ref} \quad (4)$$

$$C_{MH} = Cz_h \times \frac{X_{cp} - X_{HL}}{L_{ref}} \quad (5)$$

2.1 등가받음각 기법 α_{eq}

날개의 자세는 날개가 받는 하나의 받음각으로 치환할 수 있으며 이를 등가받음각 α_{eq} (Equivalent angle of attack)으로 표현한다^[7].

$$\alpha_{eqi} = \hat{\alpha}_{eqi} + \sum_{j=1}^4 A_j \delta_j \quad (6)$$

$$\tan(\hat{\alpha}_{eqi}) = K_w \tan \alpha_c \cos \phi_i + \frac{2}{AR} \tan \alpha_c \sin \alpha_c \sin 2\phi_i + \tan \Delta \alpha_{vi} \quad (7)$$

i 번 날개가 갖는 등가받음각은 날개 변위각이 없을 때 등가받음각인 $\hat{\alpha}_{eqi}$ 와 각 날개의 변위각 δ , 날개 간 상호 영향을 나타내는 계수인 A 를 합하여 식 (6)과 같이 계산할 수 있다. $\hat{\alpha}_{eqi}$ 는 식 (7)과 같이 동체 받음각 α_c , 뱅크각 ϕ_i 를 반영하여 계산한다. 이 때, K_w 은 날개-동체 간 간섭 계수를, AR 은 날개의 aspect ratio를 의미한다. 동체의 세장비가 작거나, 받음각이 크기 않은 경우에는 동체 와류에 의한 항인 $\Delta \alpha_{vi}$ 의 값이 작기 때문에 무시할 수 있다. 꼬리날개 이외에 카나드와 같이 다른 위치에 날개가 있는 경우, 앞쪽 날개에서 발생하는 vortex 등의 유동 현상이 동체와 꼬리날

개에 영향을 주게 된다. 이 때, 이러한 영향을 반영하는 $\Delta \alpha_{vi}$ 항을 추가로 계산해 주어야 한다.

2.2 날개 수직력계수 Cz_h

Ref. [7]에서는 다양한 날개 변위각에서의 수직력 계수를 등가받음각에 따른 그래프로 Fig. 3과 같이 나타내었다. 마하수와 형상이 결정되면 날개의 수직력 계수는 등가받음각에 따라 하나의 곡선으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 이 곡선을 표현하는 하나의 식을 모델링하면 필요한 유도탄의 자세를 등가받음각으로 치환하여 조건에 따른 수직력 계수를 하나의 식을 통해 예측할 수 있다.

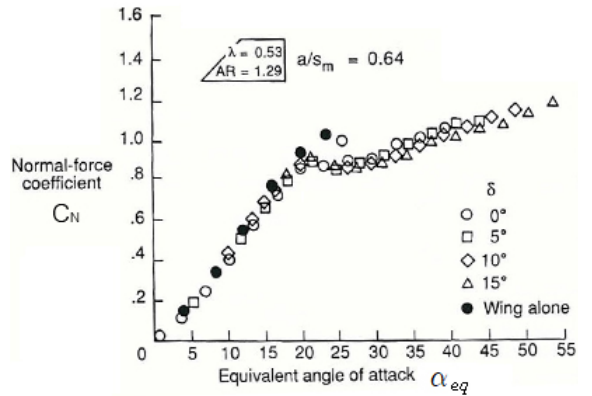


Fig. 3. Correlation of normal-force coefficient with equivalent angle of attack^[7]

2.2 날개 압력중심 X_{cp}

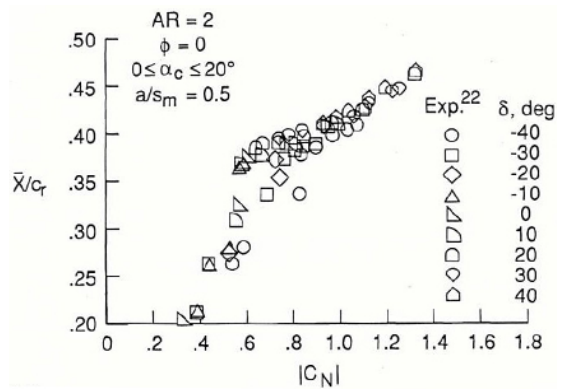


Fig. 4. Correlation of axial center-of-pressure position with normal-force coefficient^[7]

날개가 받는 압력중심은 날개의 수직력 계수의 영향을 받기 때문에 수직력 계수에 대한 함수로 나타낼 수 있다. 수직력 계수에 대한 압력중심 위치(\bar{X}/C_r) 역시 Fig. 4와 같이 하나의 곡선으로 수렴하는 것이 확인되었다³⁾. 수직력 계수 모델링 방법과 동일한 방법으로 수직력 계수에 대한 곡선식을 모델링하여 각각의 마하수에 대한 압력중심의 모델링 식을 결정할 수 있다.

3. 공력계수 산출

힌지모멘트 예측에 필요한 공력계수를 모델링하기 위해 풍동시험을 수행하고 그 결과를 바탕으로 모델링 식을 산출하였다.

3.1 풍동시험

동체에 부착된 하나의 날개에 대하여 동체 내부 힌지 축에 밸런스를 장착하여 풍동시험을 통해 힌지모멘트를 측정할 수 있다. 실제 비행시험 조건과 풍동시험 조건이 다르기 때문에 측정된 힌지모멘트는 무차원화된 힌지모멘트 계수 형태로 사용한다.

동체-꼬리날개 형태의 유도탄에 대하여 Fig. 5의 2번 위치 날개에 대한 공력계수를 풍동시험을 통해 산출하였다. 마하수는 아음속 구간과 초음속 구간을 고려하여 0.6, 3.0에 대하여 수행하였으며 각 마하수에서 시험이 수행된 날개 변위각, 뱅크각은 Table 1과 같다.

풍동시험을 통해 측정된 수직력 계수를 Fig. 6에 나타내었다. 전반적으로 받음각이 높아질수록 수직력 계수가 증가하는 형태를 보이며 날개 변위각이 있는 경우에는 받음각의 절대값이 커지면서 수직력 계수가 감소했다가 증가한다.

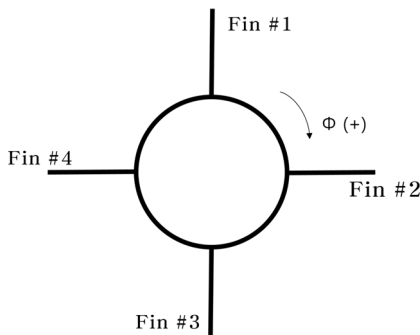
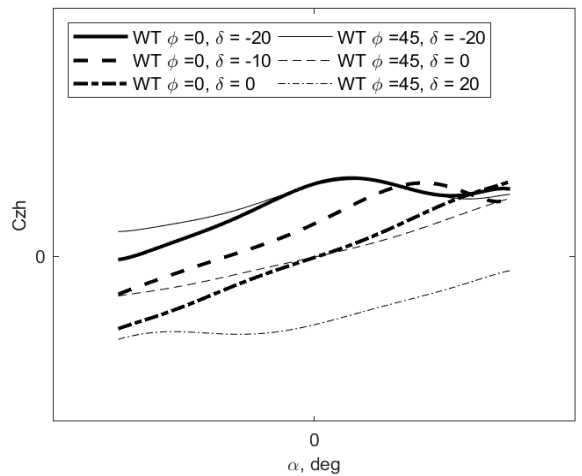


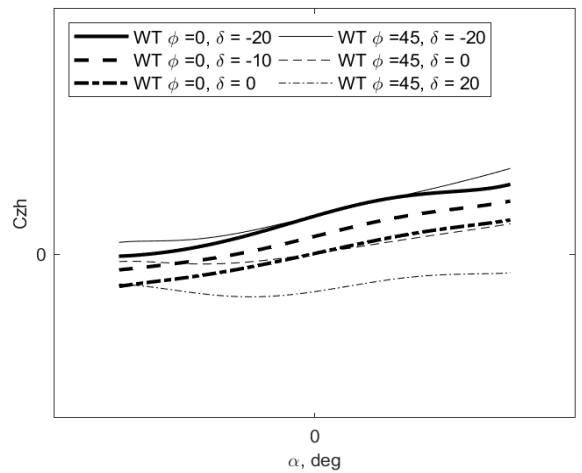
Fig. 5. Fin number($\phi = 0^\circ$, rear view)

Table 1. Wind tunnel test(WT) conditions

날개변위각(δ)	뱅크각(ϕ)
-20°	0°
-10°	
0°	
-20°	45°
0°	
20°	



(a) M = 0.6



(b) M = 3.0

Fig. 6. Normal-force coefficient(Wind tunnel test)

3.2 공력계수 모델링

3.2.1 수직력 계수 모델링

식 (6,7)을 바탕으로 모델링을 위한 등가받음각 식을 간략화 하였다. 동체 와류에 의한 항을 생략하고 형상 정보를 나타내는 계수와 날개 간 영향을 나타내는 계수를 각각 A, B로 간략화 하여 식 (8)과 같이 정리하였다. 마하수 0.6, 3.0의 풍동시험 결과인 C_{z_h} , X_{cp} 를 가지고 변수 α, ϕ, δ 의 함수인 α_{eq} 식과 α_{eq} 의 함수인 C_{z_h} 식을 통해 곡선에 대한 A, B 계수를 결정하였다. 그 결과 등가받음각에 따라 수렴된 C_{z_h} 의 곡선을 Fig. 7을 통해 확인하였다.

$$\alpha_{eq} = \alpha \cdot (\cos\phi + A \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(2\phi)) + B \cdot \delta \quad (8)$$

3.2.2 압력중심 모델링

X_{cp} 도 마찬가지로 풍동시험 결과를 바탕으로 C_{z_h} 에 따른 X_{cp} 변화를 확인하였다. Fig. 8에서 보듯, X_{cp} 역시 C_{z_h} 에 따라 하나의 식으로 표현할 수 있음을 확인하였다. C_{z_h} 가 0에 가까운 경우에는 X_{cp} 의 값이 크게 나타나지만 C_{z_h} 의 절대값이 커질수록 X_{cp} 의 위치가 대칭적으로 이동한다. 그래프 형상을 바탕으로 C_{z_h} 의 함수로 된 X_{cp} 모델링 식을 산출하였다.

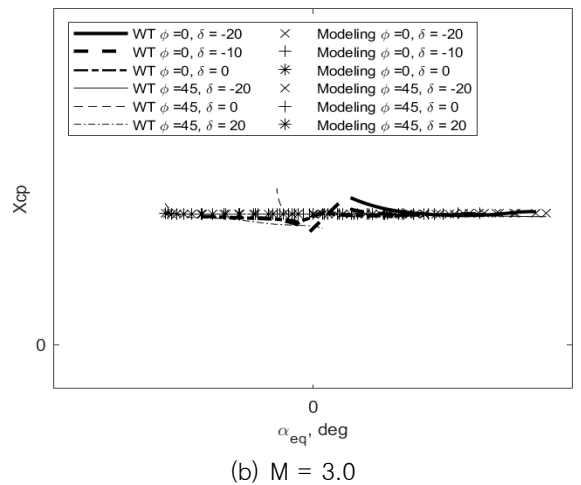
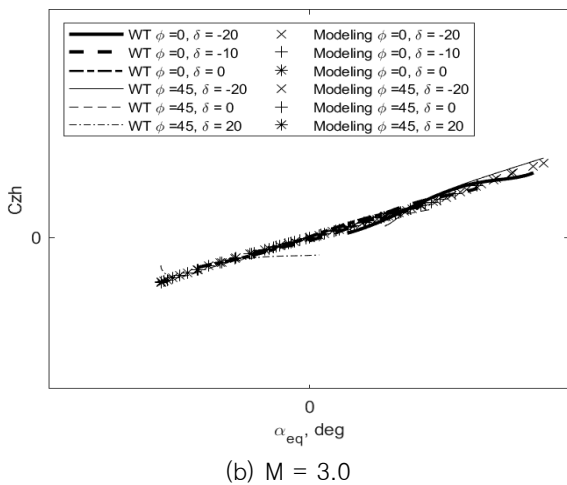
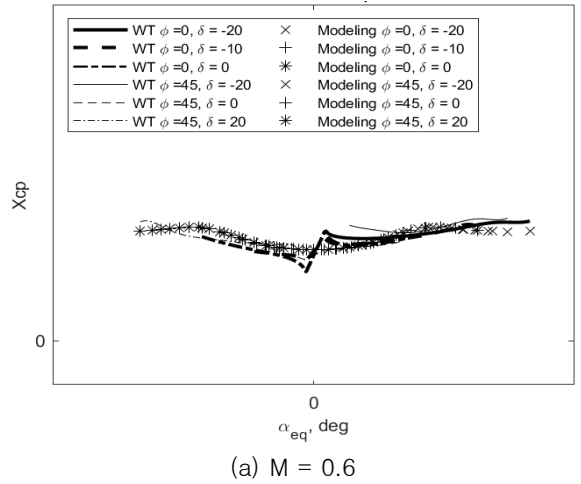
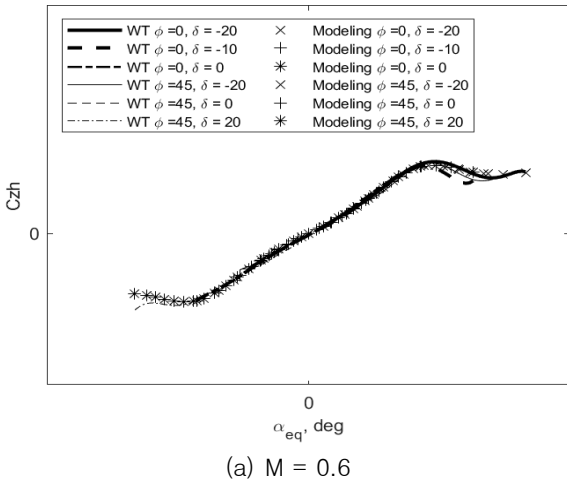
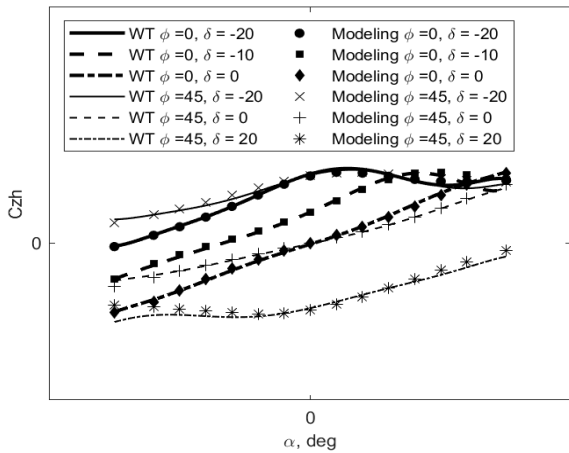


Fig. 7. Correlation of normal-force coefficient with equivalent angle of attack

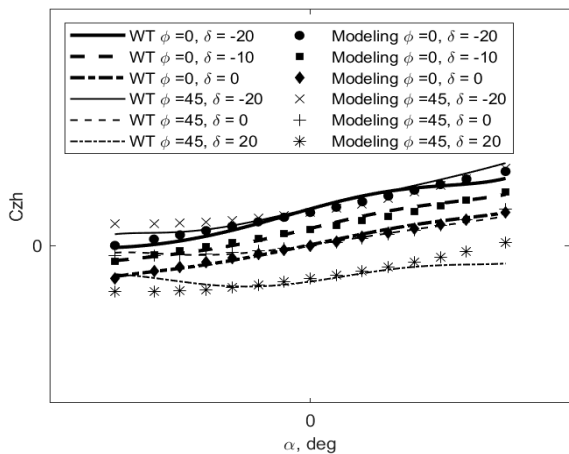
Fig. 8. Correlation of axial center-of-pressure position with normal-force coefficient

3.2.3 모델링 결과

산출된 모델링 식을 이용하여 계산된 Cz_h, X_{cp} 를 Fig. 9에 풍동시험 결과와 비교하였다. 마하수 0.6의 경우, 뱅크각 0°와 45°일 때 모두 모델링 결과가 전반적으로 풍동시험 값을 유사하게 묘사하는 것을 확인할 수 있다. 반면, Fig. 9(b)의 마하수 3.0의 경우, 뱅크각 0°에서는 모델링 결과가 풍동시험 결과와 유사하지만 뱅크각 45°에서 받음각이 ±10°가 넘어가면서 풍동시험 결과와 차이가 나타났다. 이는 모델링 식으로 충분히 예측하지 못한 유동 현상에 의한 것으로 판단하고 이 차이를 줄이기 위한 추가 CFD 해석을 수행하였다.



(a) M = 0.6



(b) M = 3.0

Fig. 9. Normal-force coefficient

3.3 동체의 영향에 따른 동압 반영

유도탄이 초음속 구간에서 비행하는 경우, 동체 주변에서 생기는 충격파로 인해 Fig. 10과 같이 동체 주변 압력, 속도 등 유동 분포가 달라진다^[8]. 이 때, 날개가 이 위치에 자리하게 되면 날개 주변은 외기와 다른 유동분포를 가지게 된다. 공력계수 산출에 사용되는 동압은 날개 주변의 정확한 값이 아닌 유도탄의 속도를 반영한 자유류 값을 사용하기 때문에 날개에 실제 작용하는 공력계수와 차이를 보일 수 있다.

이 차이를 보정하기 위해 날개 주변의 동압인 q_l 와 자유류 동압 q_∞ 의 비를 곱하여 식 (9)과 같이 보정된 수직력 계수를 산출하였다. 널리 사용되고 있는 상용 환경형 코드인 M3HAX의 경우에도 이와 같은 방법을 적용하고 있다^[9].

$$Cz_h' = Cz_h(q_l/q_\infty) \tag{9}$$

날개 주변 동압을 산출하기 위해서는 동체로 인해 발생하는 충격파와 동체-날개 간 간섭유동 등의 복잡한 유동 현상이 고려되어야 한다. 이론적 계산 기법이나 시험 측정으로는 한계가 있기 때문에 전반적인 유동 분포가 계산 가능한 CFD 해석을 통해 그 값을 산출하였다.

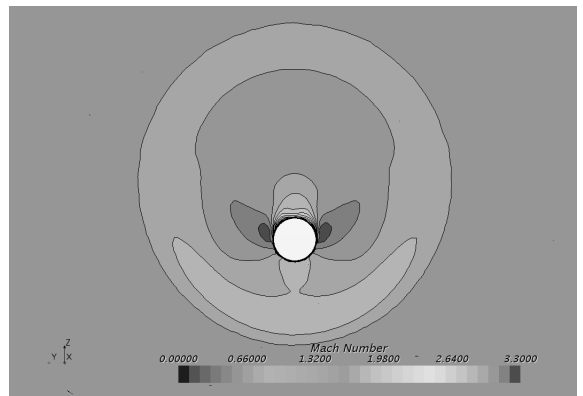


Fig. 10. Mach contour ($M = 3.0, \alpha = 10^\circ$)

해석 형상은 날개를 제외한 동체만의 형상을 사용하였으며, 상용 프로그램인 Star-ccm+을 사용하여 3차원 압축성 해석을 수행하였다. CFD 해석 결과를 바탕으로 Fig. 5의 2번 날개를 기준으로 하여 받음각 0°에서 45°까지, 뱅크각 -90°에서 90°까지 날개 위치의 평

균 동압을 산출하였다. 산출된 동압을 자유류 동압과의 비로 나타내어 받음각, 뱅크각의 식으로 모델링하였다. 모델링된 동압 비를 $Q_{LOCAL} = (q_i/q_{\infty})$ 로 하여 Fig. 11에 나타내었다. 받음각이 0°인 경우에도 날개위치의 Q_{LOCAL} 는 1이 아닌 값을 보이고 받음각을 가지면서 뱅크각에 위치에 따라 Q_{LOCAL} 값이 증가 혹은 감소하는 것을 알 수 있다. 유도탄이 받음각과 뱅크각을 가질 때 날개 주변의 동압이 달라지며 날개의 힌지모멘트 예측에 영향을 줄 수 있음을 확인하였다.

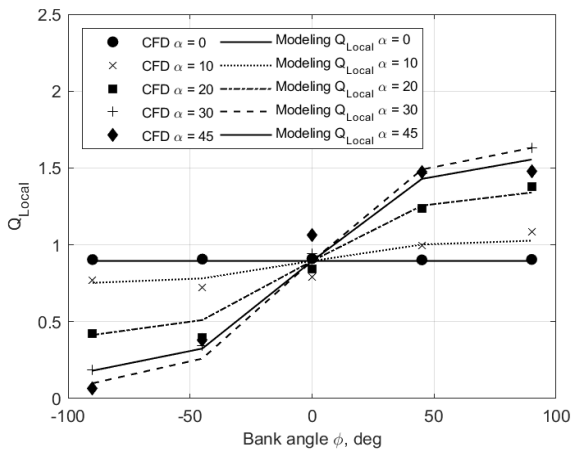


Fig. 11. Modeling $Q_{LOCAL}(M = 3.0)$

3.4 공력계수 산출

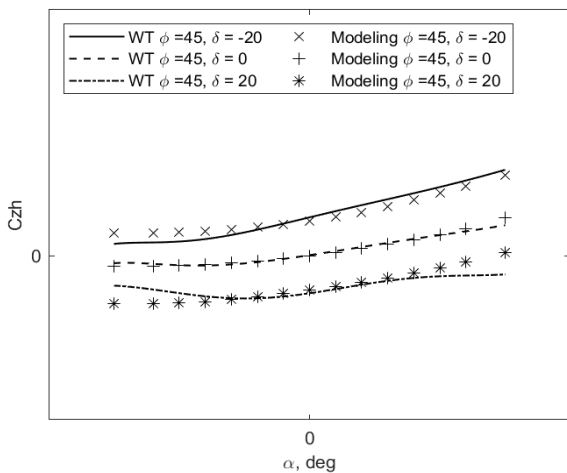


Fig. 12. Comparison of Normal-force coefficient between WT data and modeling data($M = 3.0$)

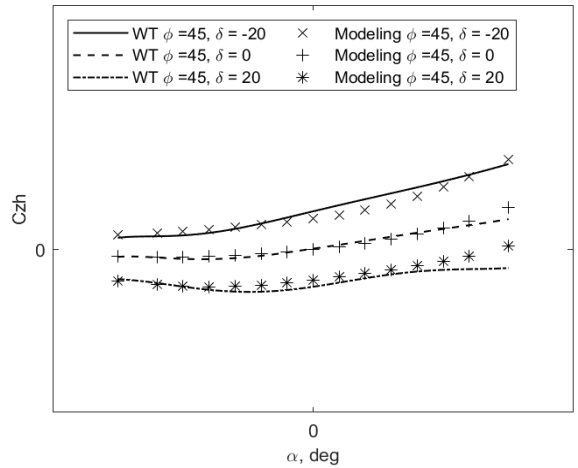


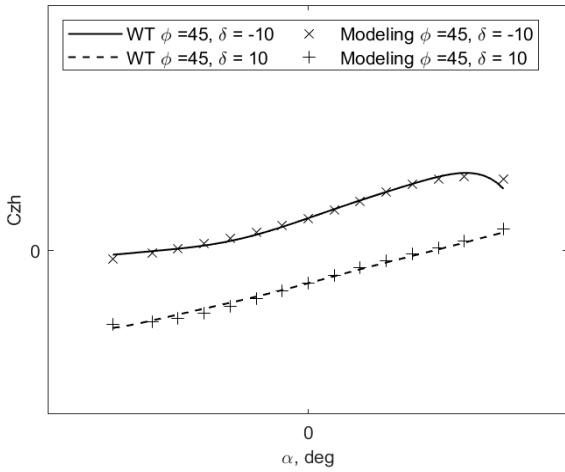
Fig. 13. Comparison of Normal-force coefficient between WT data and modeling data using $Q_{LOCAL}(M = 3.0)$

Fig. 12에서 보듯, Q_{LOCAL} 가 반영되지 않은 모델링 식을 사용했을 때, 받음각 -10° 이하와 10° 이상에서 풍동시험과 모델링된 공력계수의 차이가 커지는 것을 확인하였다. 이러한 현상은 뱅크각이 있고 날개 변위각이 커질수록 크게 나타난다. 반면, Fig. 13에서 모델링된 C_{z_h} 식에 Q_{LOCAL} 를 반영하였을 때 받음각 -5° 이하에서 모델링된 계수의 정확도가 향상된 것을 확인할 수 있다. 받음각 10° 이상에서는 그 차이가 소폭 감소되었지만 여전히 큰 값을 보이며 이 차이의 보정을 위해서는 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

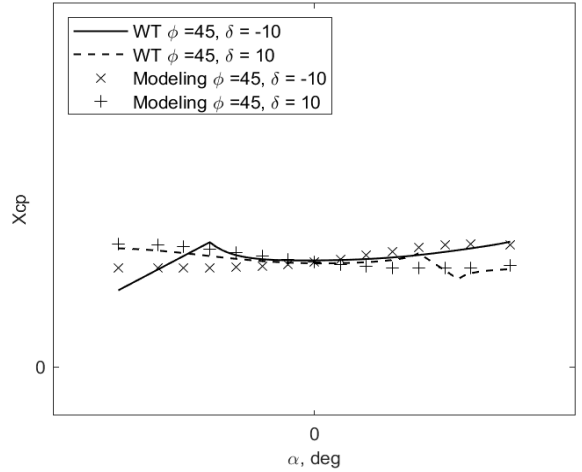
4. DB 검증

모델링을 통해 산출된 공력계수의 확장성의 확인을 위해 모델링 식에 반영되지 않은 뱅크각 45° , 날개 변위각 $\pm 10^\circ$ 에서의 공력계수 산출 결과를 풍동시험 결과와 비교하였다.

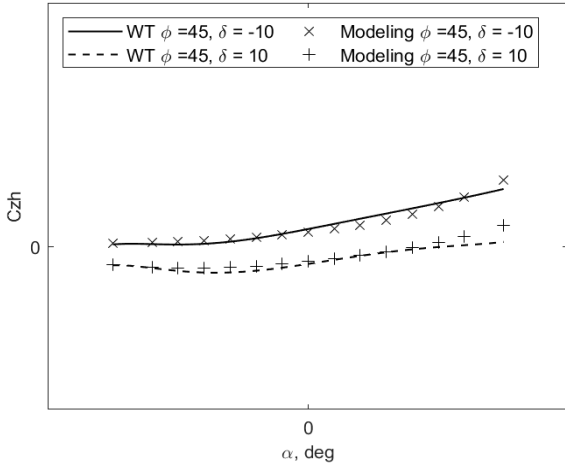
전반적으로 받음각에 따라 C_{z_h} 의 변화 경향이 풍동시험 결과와 거의 일치하는 것을 확인할 수 있으며 X_{cp} 역시 C_{z_h} 값이 0에 가까운 구간을 제외하고 유사한 값을 모사하는 것을 확인할 수 있다. 마하수 3.0의 받음각 12° 이상에서 모델링된 결과와 풍동시험 간 오차가 발생하지만 이는 모든 물리적 현상을 반영하기



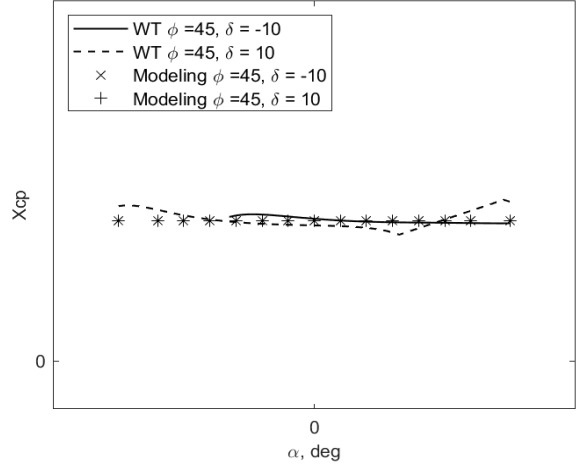
(a) M = 0.6



(a) M = 0.6



(b) M = 3.0



(b) M = 3.0

Fig. 14. Prediction of normal-force coefficient (with Q_{LOCAL})

Fig. 15. Prediction of axial center-of-pressure (with Q_{LOCAL})

힘든 모델링 식의 한계로 판단된다. 하지만 그 오차가 C_{z_h} 의 경우 0.1 내외, X_{cp} 의 경우 날개의 시위 길이 기준 1% 내외로 작은 값이기 때문에 모델링 식을 통해 산출된 값이 타당한 값이라고 판단할 수 있다.

5. 결론

유도탄의 설계에 필요한 조종면의 공력 모델링 기법에 대한 연구를 수행하였다.

풍동 시험 결과를 바탕으로 등가받음각 기법을 적용하여 수직력 계수, 압력 중심을 모델링하고 그 결과를 확인하였다. 동체 주변 충격파의 영향으로 초음속에서 발생하는 국부적인 동압의 영향을 보정하기 위해 CFD 해석을 통한 날개 위치의 동압 모델링을 수행하였다. 모델링 식을 통해 C_{z_h} 와 X_{cp} 모두 풍동시험과 유사하게 예측하는 것을 확인하였으며 동압 모델링을 통해 그 정확도가 향상되었다. 모델링에 반영되지 않은 조건에서의 조종날개 공력계수 정확도 검증 등을 통해 풍동시험을 수행하지 않은 영역에 대해서

도 모델링 식을 사용해 효과적으로 힌지모멘트를 예측할 수 있는 것을 확인하였다.

이외에도 풍동시험이 불가능한 받음각 범위와 다양한 마하수에서의 조종날개 공력 예측을 위한 연구를 수행할 예정이다. 향후 정확도 향상을 위한 모델링 기법의 개선, CFD 해석을 통한 다양한 유동 현상 반영 등의 추가 연구를 통해 더 넓은 영역의 정확한 조종면 공력계수 예측이 가능할 것으로 기대된다.

References

- [1] Michael R Mendenhall, "Tactical Missile Aerodynamics Prediction Methodology," AIAA, Vol. 142, pp. 18-35, 1991.
- [2] J. G. Lee, S. Y. Oh, Y. B. Lee and S. G. Kim, "Hinge Moment Measurements of Model Control Surface Using a Servo Motor," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp. 1037-1040, November, 2013.
- [3] K. T. Kang, Y. S. Back and K. S. Lee, "Hinge Moment Prediction for Control Fins of Missile at Supersonic Speed," Korean Society for Computational Fluids Engineering, pp. 163-165, 2014.
- [4] K. H. Hur, C. Sun and J. E. Lee, "A Study on the Aerodynamic Modeling of BT Vehicle," 7th National Congress on Fluid Engineering, pp. 430-431, August, 2012.
- [5] L. Auman et al, "Missile Datcom User's Manual - 2018 Revision," U.S. Army Aviation & Missile Research, Development and Engineering Center, p. 3, August, 2008.
- [6] Eugene L. Fleeman, "Tactical Missile Design," AIAA, 2nd Edition, pp. 48-45, 2007.
- [7] Michael R Mendenhall, "Tactical Missile Aerodynamics Prediction Methodology," AIAA, Vol. 142, pp. 115-169, 1991.
- [8] John D. Anderson, Jr., "Modern Compressible Flow with Historical Perspective," McGraw-Hill, America, 3rd Edition, pp. 127-149, 2004.
- [9] Danel J. Lesieutre, et. al., "M3HAX Aerodynamic Analysis for Finned Vehicles with Axisymmetric Bodies," Nielsen Engineering and Research, Inc. Canada, p. 18, 1996.