

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(10), 817-824(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.10.817

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

## 꼬리날개 조종 유도무기의 주날개-꼬리날개 간섭 현상

김덕현\*, 이대연\*, 강동기\*, 이형진\*\*

## A wing-tail interference for a tail-controlled missile

Duk-Hyun Kim\*, Dae-Yeon Lee\*, Dong-gi Kang\* and Hyoung Jin Lee\*\*

Core Technology R&amp;D Lab, LIG Nex1\*

Dept. of Aerospace Engineering, Inha University\*\*

## ABSTRACT

This paper presents the characteristics of wing-tail interference for a tail-controlled missile. The magnitude of wing-tail interference was calculated with wind tunnel test results and its effects on aerodynamic coefficients were investigated. The downwash angle of tail wing was calculated with experimental data and the effect of wing-tail interference was expressed as a ratio of angle of attack. Numerical simulations were made to examine flow characteristics of wing-tail interference and the vorticity contour of missile were compared with respect to angle of attack. Experimental and numerical analysis results show that the wing-tail interference has significant effects on static stability of tail-controlled missile.

## 초 록

꼬리날개 조종 유도무기의 주날개-꼬리날개 간섭 현상에 대한 연구를 수행하였다. 풍동 시험 데이터를 이용하여 주날개-꼬리날개 간섭 정도를 산출하였으며 날개간의 간섭 현상이 전체 공력에 미치는 영향을 분석하였다. 성분 시험 결과를 이용하여 downwash angle을 산출하였으며 날개간의 간섭 영향을 받음각에 대한 비율로 나타내었다. 날개간의 간섭 현상 발생 시 유동 특성을 살펴보기 위해 수치해석을 실시하였으며 받음각에 대한 vorticity 특성을 비교하였다. 실험적, 수치적 연구를 통해 주날개-꼬리날개 간섭현상이 유도무기의 정안정성에 큰 영향을 미침을 확인하였다.

**Key Words** : Tail-controlled missile(꼬리날개 조종 유도무기), Wing-tail interference(주날개-꼬리날개 간섭), Downwash angle(내리흐름 각), 정안정성(static stability)

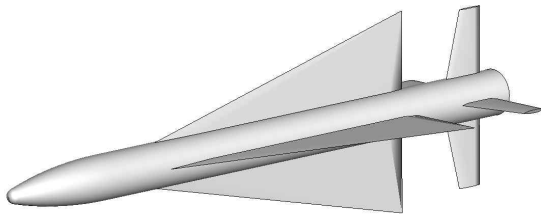
## 1. 서 론

유도무기 형상 설계 시 초기 단계에서는 반복적으로 수행되는 공력 해석 시간을 단축하기 위

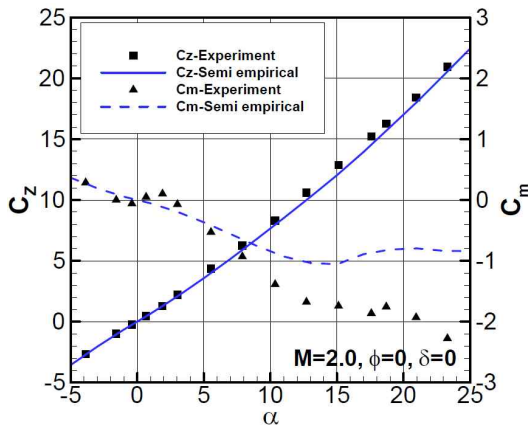
해 Missile-Datcom 등과 같은 다양한 반경험적(Semi-empirical) 해석 코드가 활용된다[1-3]. 이때 적절한 코드 사용과 정확한 결과 확보는 전체 설계 시간을 단축하는데 중요하다. 그러나 반경

† Received : June 23, 2017    Revised : September 20, 2017    Accepted : September 23, 2017

\*\* Corresponding author, E-mail : hyoungjin.lee@inha.ac.kr



(a) External configuration of test model in NASA TM X-2780



(b) Comparison of normal force and pitching moment coefficient

Fig. 1. Configuration and Predicted data of missile of NASA TM X-2780 [10]

험식 해석 코드는 상당 부분 기존 실험 데이터에 기반하므로, 적용형상에 따라 해석결과에 오차가 발생할 수 있으며, 이러한 원인을 파악하여 보정하는 것이 설계과정에 있어 효과적이다.

이러한 부정확한 예측의 원인 중 날개 간 간섭현상은 가장 큰 오차 요인 중 하나로 고려된다. 이는 간섭현상이 날개 형상 및 간격, 유도탄 자세 및 비행 속도 등 수많은 변수들에 의해 발생되므로 그 특성을 쉽게 일반화할 수 없기 때문이다. 실제, 유도무기에 있어 날개 간에 발생하는 간섭현상은 유도탄 전체 공력에 다양한 영향을 미치며, 경우에 따라서는 설계 시 예측하지 못한 현상을 발생시키기도 한다[4-6]. 이러한 이유로 날개 간 간섭현상은 유도무기 외부형상 설계 시 반드시 고려해야 하는 중요한 분석 대상으로, 관련 특성을 자세히 분석하는 것이 요구된다.

일반적으로 꼬리날개 조종 유도무기는 저 받음각에서 정적으로 가장 안정하며, 받음각이 증가할수록 꼬리날개의 박리현상에 의해 점차 불안정해지는 특성을 보인다[7-9]. 그러나 기 수행된 일부 풍동시험 결과에서 다른 경향성이 관찰된

바 있다[10]. 이와 같은 현상의 이해를 돕고자 Fig. 1에 해석 결과의 예를 제시하였다. Fig. 1은 NASA에서 수행된 시험 모델 형상과 풍동시험 데이터를 반경험적 해석 코드 AP12 [11,12]를 이용한 해석 결과와 함께 제시한 결과이다. 제시된 바와 같이, 일반적인 경향성 및 해석 결과와 풍동시험 결과가 다르며, 특히 비교적 해석의 정확도가 우수한 것으로 알려진 저받음각 영역에서도 차이가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이러한 문제점은 유사한 형상을 설계할 때 동일하게 발생할 수 있으므로 그 원인을 정확히 파악하여, 설계 초기 단계부터 설계를 적절히 보완하는 것이 필요하다. 이와 같이, 유도무기의 정확도를 고려한 공력 형상 설계를 위해서는 날개 간 간섭 효과를 이해하고 보정하는 것이 필요하나, 설계 초기 단계 반경험식 코드를 널리 사용함에도 불구하고 보고된 연구 결과가 많지 않으며, 특히 유도무기 형상에 대한 보고는 거의 없다.

이에 본 논문에서는 꼬리날개 조종 유도무기에 대해 반경험식 해석 코드를 활용하는 경우, 전술한 바와 같은 반경험적 해석 결과의 부정확함이 발생하는 현상을 소개하고 그 원인을 규명하고자 하였다. 이를 위해 주날개와 꼬리날개를 갖는 전형적인 형상의 유도무기를 설계/제작하고 공력 구성품별 및 전체 형상에 대한 풍동 시험과 전산 해석을 수행하여 그 결과를 비교 분석하였다. 이후, 성분별로 각 결과를 비교 분석하여 해석 결과의 차이가 발생하는 원인을 규명하고자 하였다.

## II. 연구 수행 방법

### 2.1 꼬리날개 조종 유도무기 설계

유사한 형상의 무기체계 분석을 통해 기본형상을 선정하였으며, 이를 바탕으로 각 공력 구성품의 형상 설계를 수행하였다. 전체 형상 제원은 보안상 이유로 논문 해석이 가능한 수준 정도만 공개하고자 한다. 유도탄의 세장비는 ~11.5 며, 노즈(nose)의 형상은 공력 성능과 미사일에 탑재되는 부체계 특성을 고려하여 반구형(hemisphere)으로 선정하였다. 주날개는 유도무기의 기동성 요구조건을 고려하여 면적, 후퇴각, 스팬, 코드길이를 결정하였으며, 0.37의 날개중횡비를 갖는다. 꼬리날개는 안정성 요구조건을 바탕으로 AP 해석 시 0.4 cal. 의 정적 여유도를 갖는 날개의 위치와 면적으로 결정하였다. 설계 완료된 형상은 Fig. 2와 같으며 4개의 주날개와

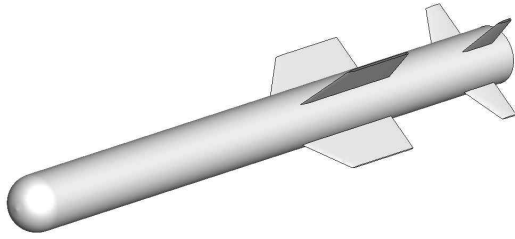


Fig. 2. Configuration of tail-controlled missile

꼬리날개가 각각 동일한 span 에 inline 형태로 배치되어 있다.

## 2.2 결과 분석 과정

### 2.2.1 풍동시험을 통한 성분 분석

풍동시험은 가로 세로 1.5 m의 시험부를 갖는 3중음속 풍동에서 아음속 및 천음속 영역에서 수행되었다. 기본적으로 각 마하수에 대해 물각은 22.5도 간격으로 수행하였으며, 공력 데이터는 받음각은 -10~20도에서 연속적으로 획득하였다. 유도무기 풍동 시험은 성분 별 공력 데이터를 확보하고 데이터 분석을 용이하도록 하기 위해서, 동체(B), 동체-주날개(BW), 동체-꼬리날개(BT), 동체-주날개-꼬리날개(BWT)와 같은 다양한 조합에서 대해 각각 수행하였다. 이와 같은 시험을 성분 시험(component test)이라고 하는데, 이들 사이에는 다음과 같은 관계식이 성립한다[13].

$$\begin{aligned} C_{Z_{BW}} &= C_{Z_B} + C_{Z_{W(B)}} + C_{Z_{B(W)}} \\ C_{Z_{BT}} &= C_{Z_B} + C_{Z_{T(B)}} + C_{Z_{B(T)}} \end{aligned} \quad (1)$$

$$C_{Z_{BWT}} = C_{Z_B} + C_{Z_{W(B)}} + C_{Z_{B(W)}} + C_{Z_{T(B)}} + C_{Z_{B(T)}} + C_{Z_{T(W)}}$$

여기서, 각 항의 대문자 및 아래첨자는 다음과 같이 의미한다.

- Z 수직력
- W(B) 동체에 의한 주날개 성분
- B(W) 주날개에 의한 동체 성분
- T(B) 동체에 의한 꼬리날개 성분
- B(T) 꼬리날개에 의한 동체 성분
- T(W) 주날개에 의한 꼬리날개 간섭 성분

위의 식들을 정리하면 식 (2)와 같이 주날개-꼬리날개 간섭 성분 T(W)을 추출할 수 있으며, 이러한 분석법을 통해 날개간의 간섭현상이 전체 공력에 미치는 영향을 분석하였다.

$$C_{Z_{T(W)}} = C_{Z_{BWT}} - C_{Z_{BW}} - C_{Z_{BT}} + C_{Z_B} \quad (2)$$

### 2.2.2 전산유체역학(CFD) 해석

날개간의 간섭 현상 발생 시 유도무기 주위의

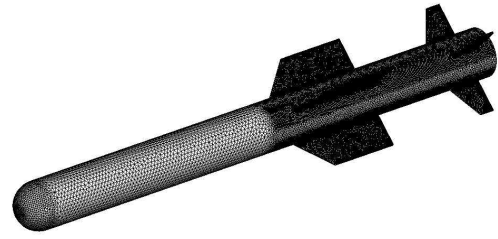


Fig. 3. Surface mesh of missile configuration

유동 특성을 살펴보기 위해 전산유체역학 해석을 수행하였다. 해석을 위해 비정렬 격자 기반의 3차원 점성 유동 in-house 해석자를 사용하였으며, Spalart - Allmaras 1-eq 난류 모델을 적용하였다. 이 모델은 박리 유동 해석에서 정확성이 뛰어나며, 특히 충격파에 의해 경계층 박리가 발생하는 경우에 타 대수 모형 보다 충격파의 위치를 정확하게 예측할 수 있다고 알려져 있다.

지배방정식은 격자점 중심기법의 유한 체적법으로 이산화 하였으며 매디안 듀얼방법으로 제어 체적을 구성하였다. 비점성 대류항은 Roe의 FDS (flux-difference splitting scheme)를 적용하였으며 이차정확도 확보를 위해 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성기법을 사용하였다. 점성 대류항은 중심차분법을 사용하였으며, 유동변수의 1차 미분 값은 Green-Gauss 방법을 이용하여 계산하였다. 경계 조건으로는 원방 경계(far boundary)에서 Riemann invariant를 사용하였으며, 물체의 경계에서 no-slip condition을 사용하였다.

Figure 3은 해석에서 사용한 유도탄의 표면 격자계를 나타낸 것으로, 전체 격자계는 총 2,169,738개의 격자점과 6,808,057개의 셀로 이루어져 있다. 프리즘 격자는 격자 두께의 증가비 1.2로 총 25개가 적층되어 있으며, 초기 프리즘 격자 두께는  $1.5 \times 10^{-6}$  m 이며, 총 프리즘 격자수는 2,773,638개이다. 본 해석의 경우 주날개의 와류 포착이 중요하므로, 주날개 시작 영역부터 표면과 공간상의 격자를 조밀하게 생성시켰다. 유동조건은 자유류 마하수 0.85, 레이놀즈 수는  $1.364 \times 10^6$ 이다.

## III. 결과 분석

### 3.1 관심영역 정의

2.1에서 언술한 바와 같이 꼬리날개 조종 유도무기를 받음각 0도 기준에서 충분히 안정하게 설계한 후 풍동시험을 수행하였다. Fig. 4에 M=0.85

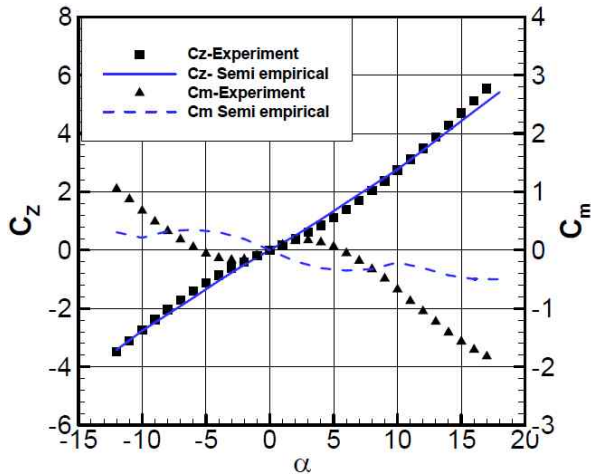


Fig. 4. Prediction of  $C_z$  and  $C_m$  with semi-empirical method

조건에서 AP를 이용한 해석 결과와 풍동시험 결과를 함께 제시하였다. 본 연구에서 설계한 유도 무기 역시 참고문헌 [10]의 결과와 유사하게, 저받음각 영역과 고받음각 영역에서 불안정 특성을 보이면서, 해석결과와 시험결과의 불일치 특성이 나타났다. 본 논문에서는 앞서 언급한 바와 같이 저받음각 영역에서의 불일치 문제에 대해서만 분석하고자 한다.

3.2 성분 시험 결과 분석

식 (2)를 이용하여 주날개-꼬리날개 간섭 성분을 계산한 후, 날개간의 간섭 영향이 전체 공력에 미치는 영향을 분석하였다. Fig. 5에 풍동시험 결과로 받음각 0도, 롤각 45에서 수직력( $C_z$ ), 축력( $C_A$ ), 피칭모멘트( $C_m$ )를 전체 공력과 날개 간 간섭 영향을 제거한 공력 성분으로 비교하여 제시하였다.

수직력의 경우 날개 간 간섭현상에 의해 공력 계수값이 감소하며, 축력은 일부 영역을 제외한 대부분의 영역에서 값이 증가하는 특성을 보였으나 큰 차이가 보이지는 않는다. 반면, 피칭 모멘트의 경우 날개간의 간섭 여부에 따라 가장 뚜렷한 차이를 보인다. 날개 간 간섭 현상은 내리흐름 각 영향을 야기하며 본 장에서는 이와 관련한 영향만을 고려하였다. 내리흐름 각에 대한 분석은 다음 장에서 보다 자세하게 진행하고자 한다. 날개 간 간섭현상을 제거한 경우 피칭모멘트는 일반적인 경향성을 보여주며 받음각 15도 이상의 영역에서 불안정한 특성을 보인다. 반면, 날개간의 간섭현상이 고려된 전체 공력의 경우 대체적으로 피칭모멘트 계수가 작으며 일부 영역에서는 불안정한(unstable) 특성을 보인다. 날개간의 간

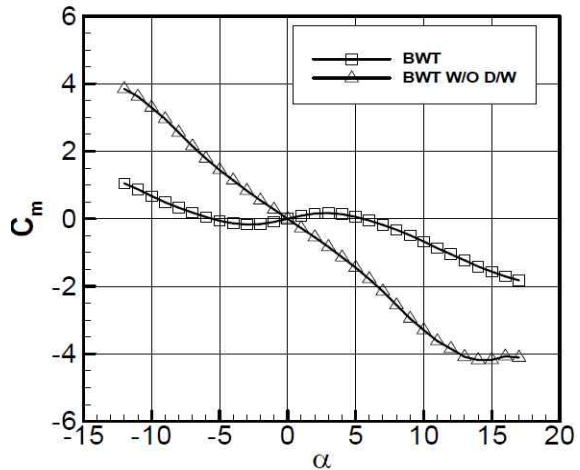
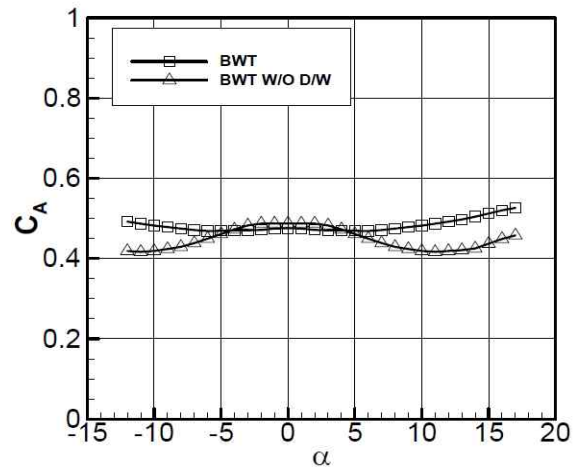
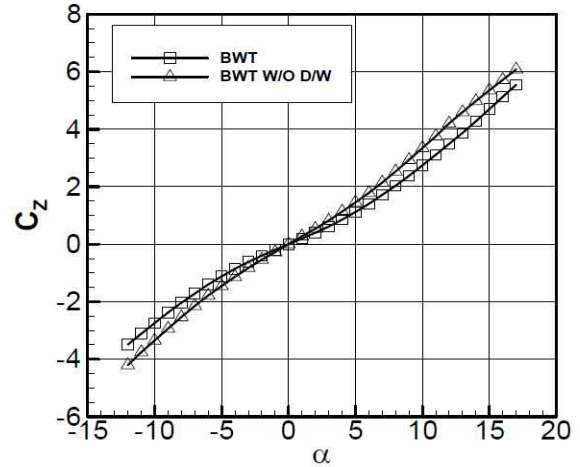


Fig. 5. Comparison of Aerodynamic coefficients with downwash effect

섭 현상 존재 시 전반적으로 공력특성이 나빠지며 정안정성이 감소하는 것을 알 수 있다.

날개 간 간섭 영향에 따른 안정성 변화를 정량적으로 표현하고자 정적 여유도(static margin)를 전체 공력에서의 정적 여유도와 날개 간 간섭 영향을 제거한 공력에서의 정적 여유도로 구분하

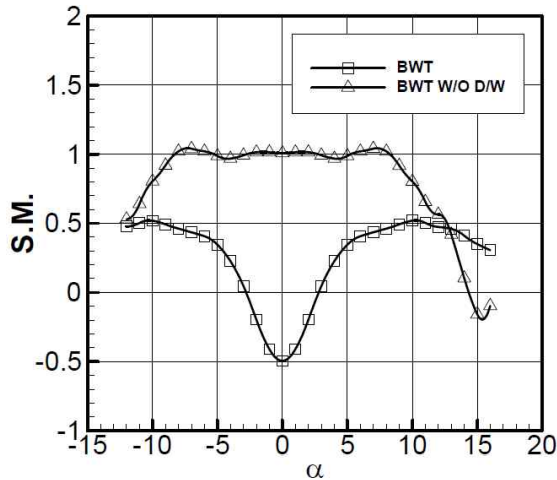


Fig. 6. Comparison of Static Margin with downwash effect

여 산출하고 이를 Fig. 6에 제시하였다. 분석 결과, 날개간의 간섭현상이 존재하지 않을 경우 받음각 전 영역에서 정적으로 안정하며 0도에서 큰 값을 가지며 일반적으로 알려진 것처럼 유도박리가 시작되는 고받음각 영역부터 정적 여유도가 크게 감소한다. 반면, 간섭 현상이 존재할 경우, 0도에서 최소의 값을 가지며 받음각 3도까지 불안정한 특성을 보이며 받음각이 증가함에 따라 정적 여유도도 급격히 증가한 후, 7도 이후부터는 일정한 수준으로 유지된다. 즉, 날개간의 간섭 영향 유무에 따라 정적 여유도의 경향성이 크게 달라짐을 확인할 수 있다. 이러한 비교를 통해서 저받음각 불안정 특성의 원인이 주날개와 꼬리날개의 간섭에 따른 영향임을 유추할 수 있다.

### 3.3 내리흐름 각 (Downwash angle) 분석

주날개와 꼬리날개가 간섭할 경우 꼬리날개의 받음각은 실제 받음각보다 줄어들게 된다. 이러한 받음각 감소 성분이 내리흐름 각이며 성분 시험 결과를 이용하면 다음 식(3)과 같이 표현할 수 있다[14].

$$1 - \frac{\epsilon}{\alpha} = \frac{[C_{m_{BT}}(\alpha) - C_{m_B}(\alpha)] - [C_{m_{BWT}}(\alpha) - C_{m_{BWT}}(\alpha)]}{C_{m_{BT}}(\alpha) - C_{m_B}(\alpha)} \quad (3)$$

여기서  $\epsilon$ 은 내리흐름 각이며  $\epsilon/\alpha$ 는 받음각에 대한 내리흐름 각의 비율로, 식(3)을 이용하면 날개간 간섭 현상의 크기를 받음각에 대한 비율로 나타낼 수 있다.

주날개-꼬리날개 간섭 현상에 의한 꼬리날개 받음각 변화를 살펴보기 위해 내리흐름 각을 산출하여 Fig. 7과 8에 제시하였다. Fig. 7에 받음

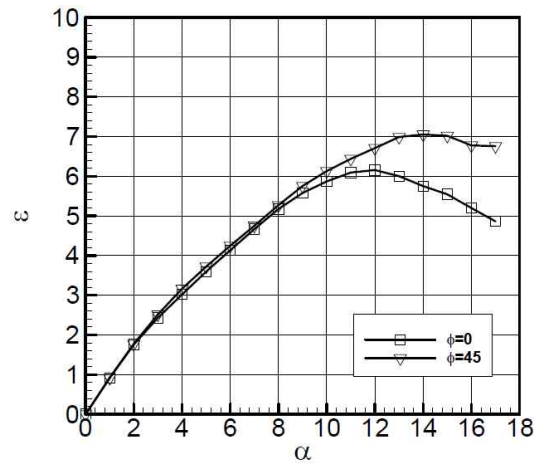


Fig. 7. Comparison of Downwash angle

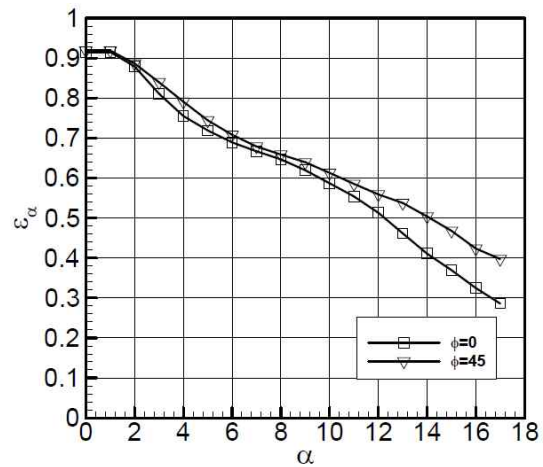


Fig. 8. Comparison of Downwash rate

각에 따른 내리흐름 각을 제시하였고 이를 받음각으로 나눈 비를 Fig. 8에 나타내었다. 롤 자세에 따른 간섭 특성 차이를 함께 살펴보기 위해 롤 0도와 롤 45도의 결과를 동시에 제시하였다. 롤 자세에 대한 내리흐름 영향의 특성을 살펴보면 전반적으로 유사한 특성을 보이지만 받음각 12도 이상에서는 롤 45도의 경우가 더 크게 발생한다. 이는 받음각이 주어진 경우 롤 0도에서는 수평면에 위치한 2개의 날개에 대해서만 간섭현상이 발생하지만, 롤 45도에서는 4개의 날개에서 간섭 현상이 발생하기 때문인 것으로 판단된다.

분석 결과, 저받음각 영역에서 내리흐름의 영향이 가장 크며, 받음각이 증가할수록 그 영향이 감소하는 것을 알 수 있다. 특히 정적 여유도가 가장 작은 받음각 0도에서 6도 사이의 경우 꼬리날개 받음각의 70% 이상이 downwash에 의해 소실되는데, 이러한 수직력 감소가 저받음각 불안정 특성의 원인을 알 수 있다.

### 3.4 전산해석 결과

날개간의 간섭 현상 발생 시 유도무기 주위의 유동특성을 살펴보기 위해 CFD 해석을 수행하였다. 해석은 간섭 현상이 강하게 발생하는 롤 45도에 대해 수행하였으며, 본격적 분석에 앞서 해석자의 정확도 검증을 위해 수치해석 결과를 풍동 시험 결과와 비교하였다.

Figure 9는 수직력과 모멘트의 비교 결과를 나타낸 것으로 현재의 해석자의 경우 받음각 전 영역에서 시험치를 잘 예측하는 것을 알 수 있다. CFD 해석 결과를 바탕으로 유도무기 주위의 유동 특성을 살펴보았다. Fig. 10은 이를 나타낸 것으로 받음각 3도와 10도에서 vorticity 분포를 비교한 것이다. 결과를 살펴보면 받음각 3도의 경우 주날개에서 발생한 끝단 와류(wing tip vortex)가 꼬리날개와 충돌하는 반면 받음각 10도에서는 꼬리날개와 충돌없이 원활히 빠져 나가

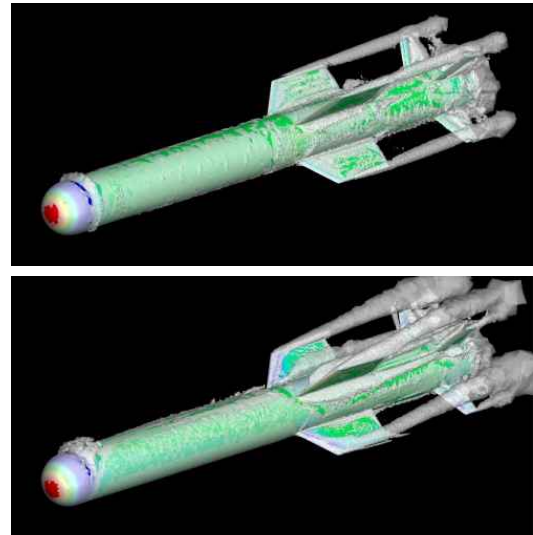


Fig. 10. Vorticity contour of tail controlled missile, alpha=3 and 10deg

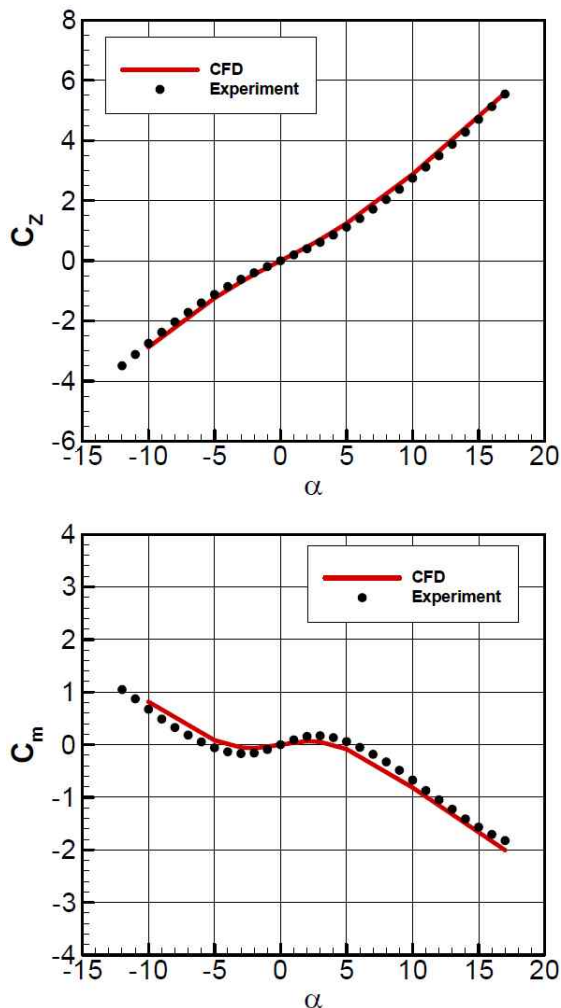


Fig. 9. Comparison between experimental data and CFD results

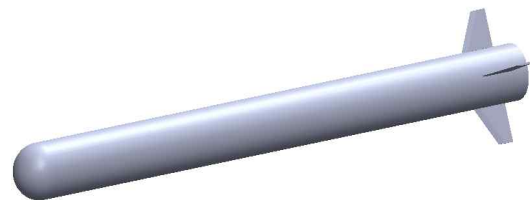


Fig. 11. Configuration of BT

는 것을 알 수 있다. 현재의 유도무기 형상의 경우 주날개와 꼬리날개의 간격이 좁고 span이 동일하므로 저 받음각 영역에서는 wing-tip vortex가 꼬리날개와 충돌하는 반면 고받음각에서는 이러한 간섭 없이 잘 빠져나가는 것이다. 앞서 살펴본 정적 여유도의 관점에서 생각해볼 때 받음각 5도 이내에서 정적 여유도의 급격한 변화는 wing-tip vortex와의 간섭에 의한 것으로 보이며 wing-tip vortex의 영향이 없어지는 영역부터는 정적 여유도가 일정하게 유지되는 것으로 판단된다.

풍동 시험 결과와 downwash angle 비교를 위해 BT 형상에 대해 추가적인 CFD 해석을 실시하였으며, 형상은 Fig. 11과 같다. 해석은 M=0.85, 받음각 3도에 대해 수행하였으며, 꼬리날개 root로부터 0.2Cal 떨어진 section에서 BWT 형상과 streamline 각도 비교하였다. Fig. 12는 이를 나타내는 것으로 BWT와 BT형상의 streamline의 각도 차이는 2.88deg 정도이며, 이는 풍동 시험의 downwash angle인 2.52deg와 비슷한 수준 값이다. Fig. 13은 꼬리날개 root로부터 0.2Cal 떨어진 section의 날개표면 Cp 분포

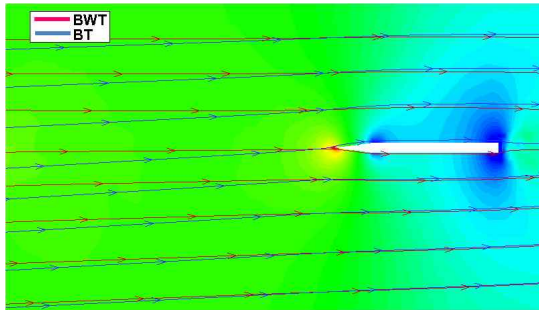


Fig. 12. Comparison of streamline between BWT and BT at  $\alpha=3\text{deg}$

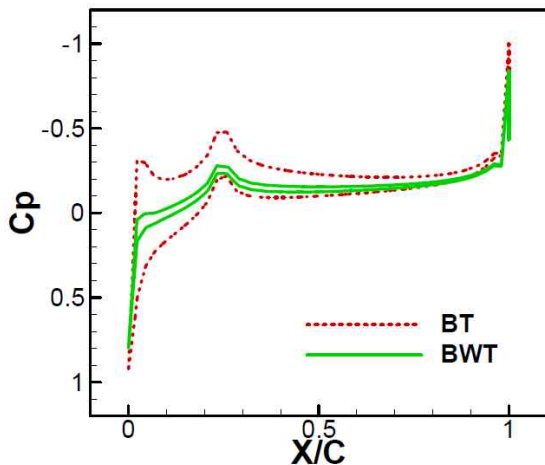


Fig. 13. Comparison of pressure coefficient between BWT and BT

를 비교한 것으로, 날개간의 간섭 현상에 의해 꼬리날개의 압력 계수가 전반적으로 감소한 것을 알 수 있다.

#### IV. 결 론

꼬리날개 조종 유도무기의 주날개-꼬리날개 간섭현상에 대해서 살펴보았다. 풍동 시험 결과 데이터를 이용하여 날개간의 간섭 성분을 산출하였으며 전체 공력에 날개간의 간섭이 미치는 영향을 살펴보았다. 그 결과 주날개와 꼬리날개의 간섭 현상이 유도무기 정안정성에 큰 영향을 미치며, 특히 저받음각 불안정 특성의 주요 원인을 확인하였다.

성분 시험 결과를 이용하여 꼬리날개의 downwash angle을 산출하였으며 날개간의 간섭에 의한 받음각 감소 성분을 살펴보았다. 그 결과 불안정 특성이 나타나는 받음각 6도 이내에서는 꼬리날개 받음각의 70% 이상이 날개 간 간섭 현상에 의해 소실되며, 이로 인해 꼬리날개가 안

정판으로써 역할을 제대로 하지 못하는 것을 확인하였다.

주날개-꼬리날개 간섭 현상 발생 시 유동 특성을 살펴보기 위해 CFD 해석을 수행하였으며 받음각에 따른 주날개 vortex 분포를 살펴보았다. 본 논문에 기술된 해석 과정 및 결과는 향후 유도무기 설계 초기단계에 사용되는 반경험식 코드를 활용한 해석 결과를 보정하는 데 도움이 될 것으로 기대된다.

#### References

- 1) Blake, W. B., "MISSILE DATCOM User's manual-1997 Fortran 90 Revision," *Air Force Research Laboratory*, Feb. 1998.
- 2) Yoon, S. J., "Some Trends in Aerodynamic Analysis Methods," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 3, June, 1994, pp. 107~116.
- 3) Han, M. S., Myong, R. S., Cho, T. H., Hwang, J. S., and Park, C. H., "Analysis of the Aerodynamic Characteristics of Missile Configurations Using a Semi-Empirical Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 3, Mar., 2005, pp. 26~31.
- 4) Graves, E. B., Fournier, R. H., "Stability and Control Characteristics at Mach Numbers from 0.20 to 4.63 of a Cruciform Air-to-Air Missile with Triangular Canard Controls and a Trapezoidal Wing," *NASA TM X-3070*, 1974.
- 5) Blair, A.B., Allen, J. M., Hernandez, G., "Effect of Tail-Fin Span on Stability and Control Characteristics of a Canard-Controlled Missile at Supersonic Mach Numbers," *NASA TP 2157*, 1893.
- 6) Lee, E. S., Lee, K. S., and Lee, J. G., "Numerical Simulation of the Aerodynamic Characteristics of a Missile With Strake-Tail Configuration," *2012 KSCFE fall conference*, pp. 82~86.
- 7) LIG Nex1, "Aerodynamic Design of Tactical Missile," *Research Report*, June, 2010.
- 8) Cho, T. H., Kim, M. D., Hyun, J. S., "Wind Tunnel Investigation of the Effect of Lifting Surface Shapes on a Wing-Body-Tail Missile at Supersonic Speed," *International Conference on Method and Means for Experimental*

*Investigation in Aerodynamics*, Russia, 1993.

9) Go, B. Y., Byon, W., "Aerodynamic Design of Portable Tactical Missile," *15th Missile Conference*, 2009.

10) Corlett, W. A., and Howell, D. T., "Aerodynamic Characteristics at Mach 0.60 to 4.63 of Two Cruciform Missile Models, One Having Trapezoidal Wings with Canard Controls and the Other Having Delta Wings with Tail Controls," *NASA TM X-2780*, 1973.

11) Moore F. G., Moore L. Y., "2009 Version of the Aeroprediction Code: AP09," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 4, 2008, pp.

677~690.

12) Moore F. G., Moore L. Y., "Approximate Method to Calculate Nonlinear Rolling Moment due to Differential Fin Deflection," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 49 No. 2, 2012, pp. 250~260.

13) Hemsch, M. J., "The Component Build-Up Method for Engineering Analysis of Missiles at Low-to-High Angles of Attack," *Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology*, AIAA, 1992.

14) Chin, S. S., *Missile Configuration Design*, McGraw-Hill, 1961.