

## 論文

## 반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일에 관한 공력해석

양영록\*, 이진희\*, 김문석\*, 정재홍\*\*, 명노신\*\*\*, 조태환\*\*\*

### Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with Freely Spinning Tailfins Using a Semi-Empirical Method and a CFD Code

Young Rok Yang\*, Jin Hee Lee\*, Mun Seok Kim\*, Jae Hong Jung\*\*,  
Rho Shin Myong\*\*\* and Tae Hwan Cho\*\*\*

#### ABSTRACT

In this study the aerodynamic characteristics of a canard-controlled missile with freely spinning tailfins were investigated by using a semi-empirical method and a CFD code. The mean aerodynamic coefficients for the rolling and roll damping moments were first calculated and then used to predict the roll-rate of freely spinning tailfins. The calculation of roll-rate in the CFD code was carried out by combining a Chimera overset grid system and 6-DOF analysis module. The predicted roll-rate was in good agreement with the experimental data for the roll and yaw canard control inputs. It was also shown that the results are in good agreement with the prediction by a CFD code. This indicates that the semi-empirical method can be used to predict the roll-rate of a canard-controlled missile with freely spinning tailfins.

#### 초 록

반실험적 기법과 CFD 코드를 이용하여 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 공력특성을 연구하였다. 반실험적 기법에서는 테일핀의 회전각에 따른 공력계수의 평균을 구한 후 자유회전 테일핀의 공력계수를 계산하였다. 또한 테일핀의 평균 롤링 및 롤 댐핑 모멘트계수를 이용하여 자유회전 테일핀의 회전율을 예측하였다. CFD 계산의 경우 중첩격자를 이용한 6-자유도 해석을 통해 테일핀의 회전율을 계산하였다. 미사일의 공력계수 예측값들은 풍동실험 결과와 유사하게 나타났고, 커나드 롤 조종 및 요 조종시의 테일핀 회전을 또한 풍동실험결과와 근접하게 나타냈다. 본 연구를 통해 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일에 관한 공력해석에 반실험적 기법을 적용할 수 있음을 확인하였다.

**Key Words** : Semi-Empirical Method(반실험적 기법), Missile DATCOM, CFD(전산유체역학), Freely Spinning Tailfin(자유회전 테일핀), Canard-Controlled Missile(커나드 조종 미사일)

† 2007년 9월 3일 접수 ~ 2008년 2월 1일 심사완료

\* 정회원, 경상대학교 대학원 기계항공공학부

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원, 첨단추진기관팀

\*\*\* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소  
연락처, E-mail : thcho@gnu.ac.kr  
경상남도 진주시 가좌동 경상대학교

#### 1. 서 론

최근 독자 개발 유도무기 전력화 산업이 본격화되면서 최첨단 정밀유도무기 개발능력 확보를 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 그 중 커나

드와 자유회전 테일핀을 갖는 미사일에 관한 연구는 공기역학적 문제와 시스템의 복잡성 등으로 상당히 어려운 문제로 여겨지고 있다.

커나드를 이용한 미사일 조종은 여러 가지 측면에서 장점을 갖는다. 공기역학적 측면에서는 미사일의 받음각에 커나드의 변위각(deflection)이 더해져 작은 커나드 변위에서 큰 힘을 가지며 긴 모멘트 암에 의해 작은 힘으로도 큰 조종력을 얻을 수 있다. 시스템 설계 측면에서도 구동기의 소형화가 가능하며, 탑재 컴퓨터가 커나드에 근접하게 설치될 수 있어 케이블 길이가 감소하게 되고 결과적으로 구동기의 단순화와 중량감소가 가능하게 된다. 하지만 커나드에서 발생된 후류는 테일핀과 간섭하게 되어 복잡한 공력 특성을 보여준다. 특히 커나드에서 발생된 후류는 고정된 테일핀과 간섭하여 유도 롤(induced roll)이 발생하게 되고, 커나드 조종과 반대 방향의 역롤이 발생하여 조종성을 상실할 수도 있다. 이러한 현상을 방지하는 효과적인 방법으로 자유회전 테일핀이 제안되었다[1-7]. 이 방법은 테일핀 허브에 베어링을 설치하여 동체 축 방향을 기준으로 자유롭게 회전하게 하는 것이다.

본 논문에서는 반실험적 기법을 이용한 미사일 공력예측 프로그램인 Missile DATCOM[8-10]과 CFD를 이용하여 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 공력특성 및 테일핀의 회전을 계산하여 Blair의 풍동실험[6]과 비교하였다.

## II. 본 론

### 2.1 미사일 상세 형상 및 실험조건

미사일은 Fig. 1과 같이 Tangent Ogive 기수(nose)에 원통형 몸체와 사다리꼴형 커나드 및 후방 테일핀이 부착된 형태이다. 기수의 날쎈비

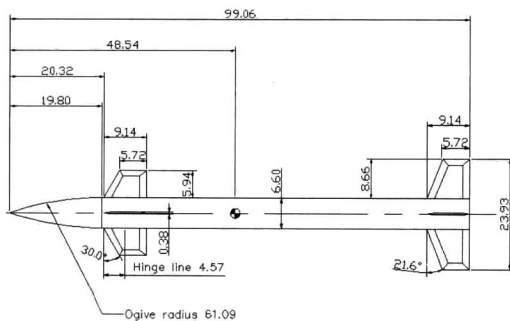


Fig. 1. Model details(in centimeters)

Table 1. Wind-tunnel test conditions

Mach Number	Stagnation Temperature	Stagnation Pressure	Reynolds Number
1.7	339(K)	56.4(kPa)	$6.6 \times 10^6$ (/m)
2.16	339(K)	68.5(kPa)	$6.6 \times 10^6$ (/m)
2.86	339(K)	98.4(kPa)	$6.6 \times 10^6$ (/m)

(fineness ratio)는 3이고, 전체 형상의 날쎈비는 15이다. 커나드 및 테일핀은 기움각(cant angle)이 없으며, 저 마찰 베어링을 이용한 자유회전 테일핀으로 360° 회전하도록 되어있다. 풍동실험은 NASA Langley Research Center에서 수행되었으며, 실험조건은 Table 1에 나타나 있다[6].

### 2.2 반실험적 기법을 이용한 고정 테일핀 해석

반실험적 기법인 Missile DATCOM의 검증을 위하여 고정 테일핀일 때의 풍동실험과 Missile DATCOM 해석결과를 비교하였다[11].

커나드와 테일핀의 구체적인 형상 정보가 부족하여 앞전(leading edge)과 뒷전(trailing edge)

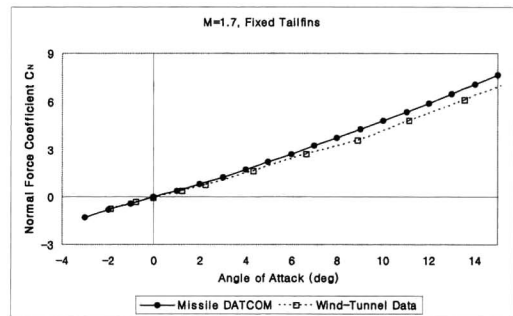


Fig. 2. Normal force coefficient of the fixed tailfins

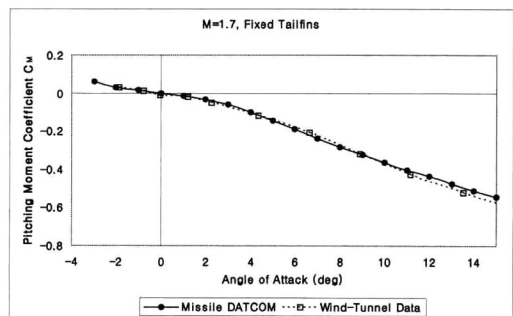


Fig. 3. Pitching moment coefficient of the fixed tailfins

은 썸기(wedge)형상으로 가정하였다. 풍동 실험 조건은 Table 1과 같고, Figs. 2-3은 수직력계수와 피칭 모멘트계수를 풍동실험 값과 비교한 그래프이다.

### 2.3 반실험적 기법을 이용한 자유회전 테일핀 해석

Missile DATCOM은 component-build-up방법을 이용하며, 각 부분별 공력계수와 공력 미계수의 계산이 가능하다. 또한 각 부분별 간섭효과를 고려한 총합으로 전체 형상에 대한 공력계수 및 미계수를 계산할 수 있다[8-10].

자유회전 테일핀을 해석하기 위하여 Fig. 4와 같이 테일핀의 회전각  $\Phi_{Tail}$ (bank angle)을 5°씩 360° 회전시켜 테일핀의 회전각에 따른 각각의 공력 값들을 구하고 이를 평균하는 방법으로 자유회전 테일핀 미사일의 유동장 및 테일핀의 회전율을 계산하였다[12,13].

Figs. 5-6은 수직력계수 및 피칭 모멘트계수를

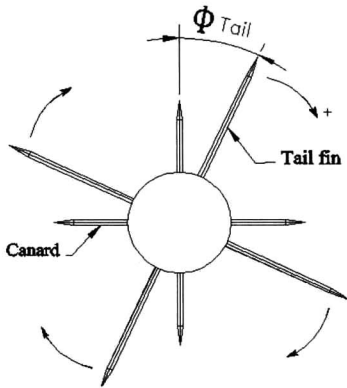


Fig. 4. Definition of tailfins configuration and bank angle  $\Phi_{Tail}$ (rear view)

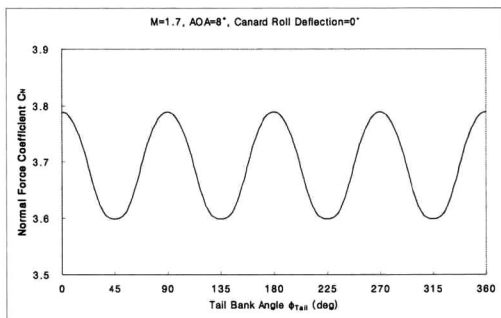


Fig. 5. Normal force coefficient of the freely spinning tailfins

테일핀의 회전각에 따라 나타낸 결과이다. 테일핀이 회전함에 따라 공력 값들이 90° 주기로 진동하였다. 이는 물리적 현상과 일치한다고 판단된다.

Figs. 7-8은 회전각에 따른 수직력계수와 피칭 모멘트계수를 평균하여 구한 자유회전 테일핀의 공력계수 계산결과이며 풍동실험과 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

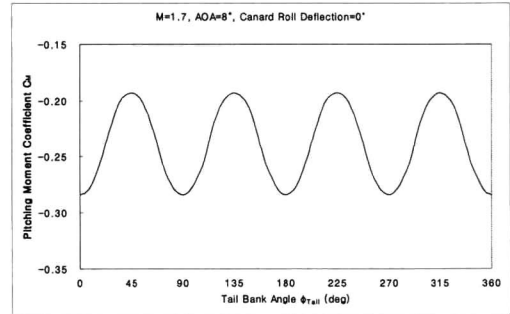


Fig. 6. Pitching moment coefficient of the freely spinning tailfins

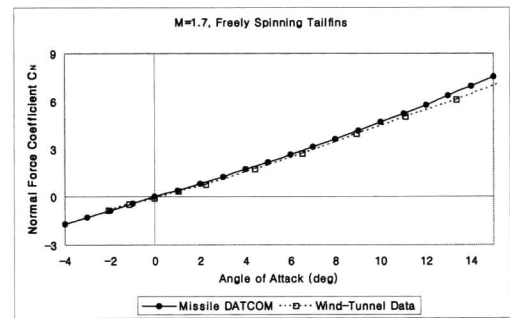


Fig. 7. Normal force coefficient of the freely spinning tailfins

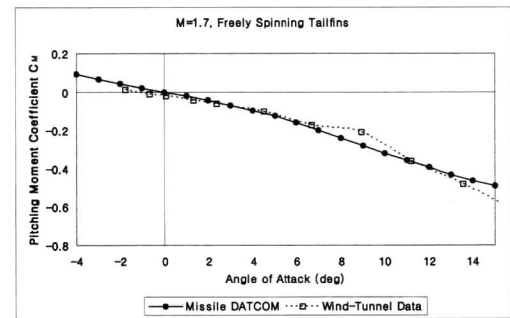


Fig. 8. Pitching moment coefficient of the freely spinning tailfins

### 2.4 테일핀의 회전율 계산

자유회전 테일핀의 회전율을 계산하기 위하여 커나드를 조종하여 테일핀의 회전을 유도하였다. 회전하는 테일핀의 평균 롤링 및 롤 댐핑 모멘트 계수를 계산하여 회전을 계산식에 대입, 자유회전 테일핀의 회전율을 계산하였다. 회전율( $p$ ) 계산은 아래와 같다.

$$T = T_{AF}(t) + T_{AD}(t) + T_{BF}(t) = I_X(dp/dt)$$

$T$ ,  $I_X$ 는 테일핀의 Torque, Moment of Inertia이고 아래첨자 AF, AD, BF는 Aerodynamic Force, Aerodynamic Damping, Bearing Friction을 나타낸다. 정상상태에서의 모멘트 합은 영이 되어야 하므로 아래 식이 성립한다.

$$\sum \text{Moments} = M_{AF} + M_{AD} + M_{BF} = 0 \tag{1}$$

베어링의 마찰력이 매우 작다고 가정하면

$$\begin{aligned} M_{AF} &= C_{l\infty} S_R L_R \\ M_{AD} &= C_{lp} (p L_R / 2 V_\infty) q_\infty S_R L_R \\ M_{BF} &= 0 \end{aligned} \tag{2}$$

이 되고, 이 식을 식 (1)에 대입한 다음

$$C_{l\infty} S_R L_R + C_{lp} (p L_R / 2 V_\infty) q_\infty S_R L_R = 0 \tag{3}$$

을 정리하면, 최종적으로

$$\frac{p L_R}{2 V_\infty} = - \frac{C_l}{C_{lp}} \tag{4}$$

이 된다.  $C_l$ ,  $q_\infty$ ,  $S_R$ ,  $L_R$ ,  $V_\infty$ 은 각각 Rolling Moment Coefficient, Free Stream Dynamic Pressure, Reference Area, Reference Length, Free Stream Velocity를 나타낸다. 이를 회전율( $p$ )에 대해 정리하면

$$p = - \frac{2 V_\infty C_l}{L_R C_{lp}} \quad (\text{for } M_{BF} = 0) \tag{5}$$

이 된다[3]. 식 (5)를 이용하여 자유회전 테일핀의 회전율을 계산하였다.

#### 2.4.1 커나드 롤 조종시 테일핀의 회전율 계산 결과

테일핀의 회전을 유도하기 위하여 Fig. 9와 같이 커나드 2, 4번에 변위각 0.5°를 부여하여 롤 조종을 하였다. 테일핀의 회전각에 따른 각각의 공력계수를 구한 후 이를 평균하여 테일핀의 롤링 모멘트계수와 롤 댐핑 모멘트계수를 계산하여 자유회전 테일핀의 회전율을 계산하였다.

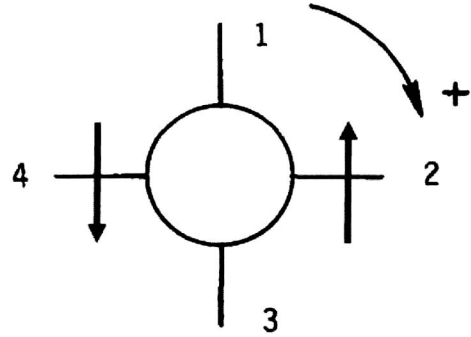


Fig. 9. Canards roll control(deflection=0.5°; rear vie0w)

테일핀의 회전각 변화에 따른 롤링 모멘트계수의 변화와 평균 롤링 모멘트계수, 평균 롤 댐핑 모멘트계수의 계산결과는 Figs. 10-12와 같다. 롤링 모멘트계수의 경우 커나드를 조종하여 테일핀의 회전을 유도하였기 때문에 Fig. 11과 같은 결과를 나타내었다. 계산결과를 식 (5)에 대입하여 Figs. 13-15와 같이 마하수별 테일핀의 회전율을 계산하였다.

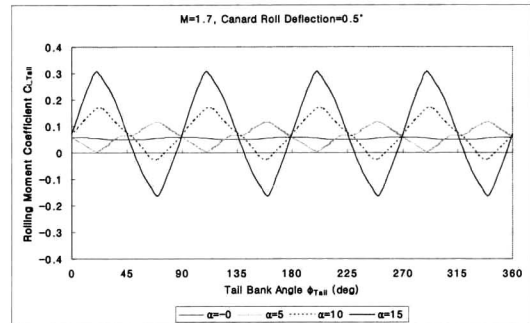


Fig. 10. Rolling moment coefficient of the tailfins

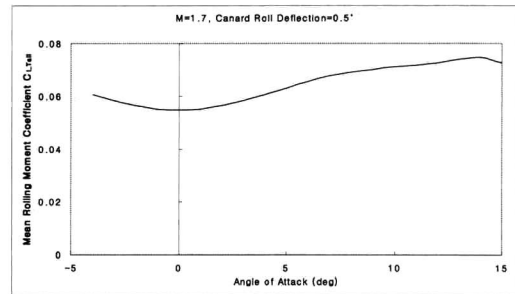


Fig. 11. Mean rolling moment coefficient of the tailfins

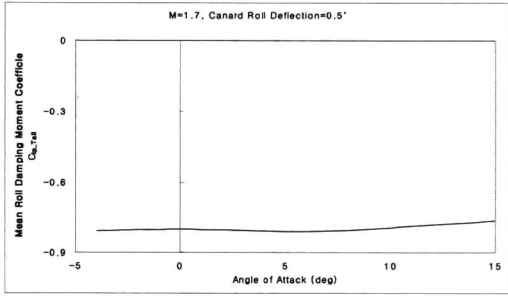


Fig. 12. Mean rolling moment of the tailfins due to roll-rate

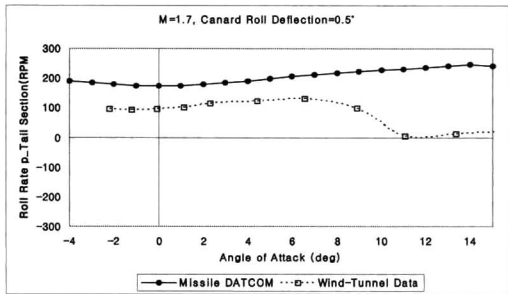


Fig. 13. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards roll control at M=1.7

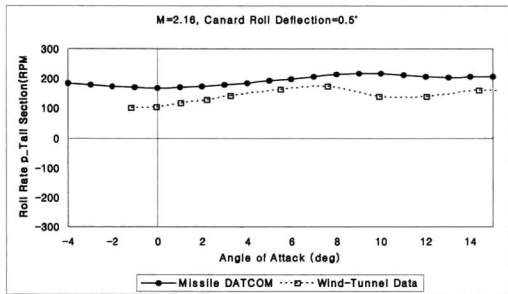


Fig. 14. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards roll control at M=2.16

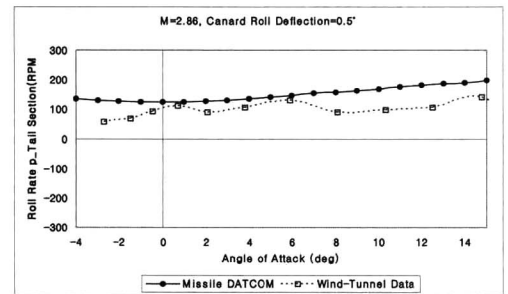


Fig. 15. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards roll control at M=2.86

커나드 롤 조종시의 반실험적 기법을 이용한 계산결과는 저 받음각 영역에서 풍동실험결과와 10~30%정도의 차이를 보였다. 이는 커나드의 변위각이 0.5°로 작기 때문에 커나드와 테일핀의 간섭 효과 및 동적미계수 계산의 정확도가 높지 않은 것으로 판단된다. 또한 풍동 실험시 베어링의 마찰계수, 풍동모델 제작시의 오차 등이 커나드 변위에 의해 발생된 영향에 비해 보다 큰 영향을 미친 것으로 판단된다.

마하수 1.7의 경우 Fig. 13과 같이 받음각 10° 이후에 테일핀이 회전하지 않는 roll-lock이 발생하였다. 이는 미사일의 선두부와 커나드에서 발생된 후류가 대칭 형태 또는 롤 방향으로 힘의 평형상태를 이루며 테일핀에 영향을 미치지 때문이다. 반실험적 기법의 경우 작은 커나드 변위와 큰 받음각에 대한 테일핀 영향계산의 정확도가 높지 않아 roll-lock 현상을 예측 할 수 없는 것으로 사료된다. 이는 반실험적 기법을 이용한 Missile DATCOM의 한계라고 판단된다.

2.4.2 커나드 요 조종시 테일핀의 회전을 계산 결과

커나드 롤 조종인 경우와 같이 테일핀의 회전을 유도하기 위하여 Fig. 16과 같이 커나드 1, 3 번에 변위각 5°를 부여하여 요 조종을 하였다. 롤 조종인 경우와 같은 방법으로 테일핀의 평균 롤링 모멘트계수와 평균 롤 댐핑 모멘트계수를 계산하여 테일핀의 회전율을 계산하였다.

미사일의 커나드를 Fig. 16과 같이 오른쪽 방향으로 조종하고 받음각이 0°일 경우 물리적으로는 비대칭 후류가 발생하지 않기 때문에 테일핀은 회전하지 않아야한다. 그러나 마하수 1.7과 2.16의 풍동실험의 경우 받음각 0°에서 테일핀이 회전하는 것으로 나타났다. 이는 초음속 영역에서 미사일의 선두부 및 커나드로 인해 발생된 비대칭 후류의 영향인 것으로 판단된다.

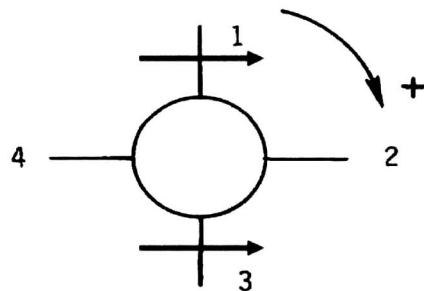


Fig. 16. Canards yaw control(deflection=5°; rear view)

Figs. 17-19는 요 조종시의 테일핀의 회전을 계산결과를 나타낸다. 저 받음각 영역에서 유사한 결과를 보였지만 받음각 5° 이후에는 풍동실험 결과와 약 20% 정도의 차이를 보였다. 이는 커나드의 변위각에 비해 받음각이 커질 경우 커나드와 테일핀의 관성효과를 정확하게 예측하지 못한 것으로 판단된다. 하지만 비교적 정확한 경향성을 보임을 확인 할 수 있었다. 또한 마하수 별

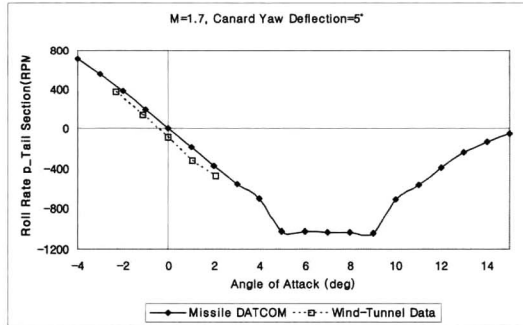


Fig. 17. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards yaw control at M=1.7

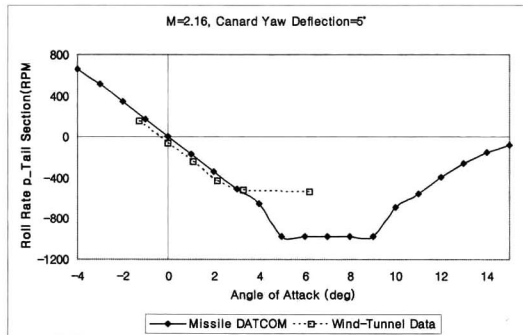


Fig. 18. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards yaw control at M=2.16

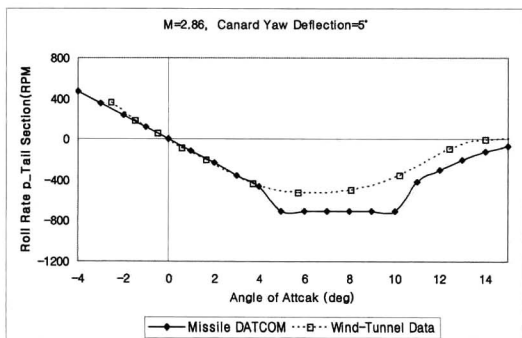


Fig. 19. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards yaw control at M=2.86

최대 회전이 나타나는 받음각은 약간씩 다르지만, 미사일의 선두부와 커나드의 후류의 영향이 큰 받음각 4~8° 사이에서 높은 회전을 보였다.

### 2.5 CFD 코드를 이용한 테일핀의 회전을 계산

반실험적 기법을 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 해석결과와 비교를 위하여 CFD-FASTRAN(Ver. 2007)을 이용하여 해석을 수행하였다[14]. 중첩격자(overset grid)를 이용하여 동체 축을 기준으로 회전하는 테일핀 형상의 격자를 생성하였다. 격자수는 약 200만개이며 정렬격자(structure grid)를 사용하였다. 빠른 해석 수행을 위하여 정상상태(steady states) 해석을 수행하여 미사일 주위의 유동장을 계산한 후 비정상 6-자유도 해석을 수행하였다. 테일핀의 재질은 알루미늄으로 가정하였으며 질량 및 관성 모멘트는 Table 2에 요약되어 있다.

Table 2. Mass and moment of inertia

Mass(kg)	Ixx(kg·m <sup>2</sup> )	Iyy(kg·m <sup>2</sup> )	Izz(kg·m <sup>2</sup> )
0.198	0.001	0.0006	0.0006

Figs. 20-22는 격자 구성 및 압력분포(M=2.86, 받음각 3°, 커나드 요 조종 5°)를 나타내며, Figs. 23-26은 CFD Euler 코드 해석결과이다.

자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일은 테일핀의 회전각에 따라 90° 주기로 공력 값들이 진동하였고 0.1초 이후는 시간변화에 따라 일정한 주기를 보였다. 이는 물리적 현상과 일치하는 것으로 타당한 결과라고 판단된다. 이러한 근거를 바탕으로 0.1초 이후의 공력 값 및 테일핀의 회전을 평균하여 풍동실험 결과와 비교하였다.

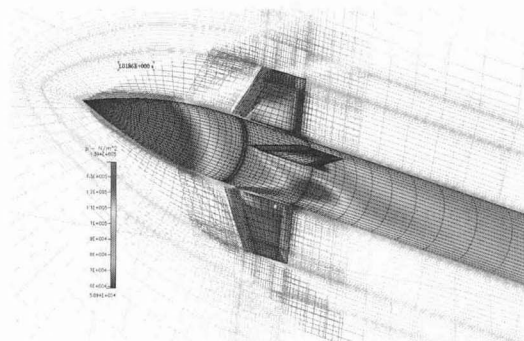


Fig. 20. Pressure contours and grids near the canards(M=2.86, α=3°)

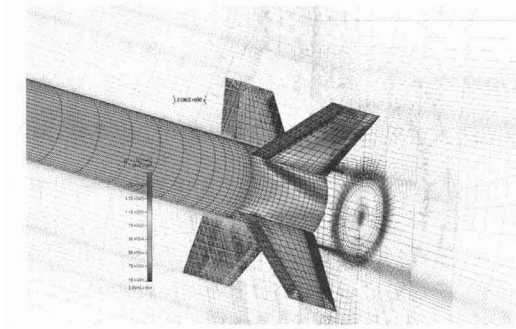


Fig. 21. Pressure contours and grids near the freely spinning tailfins( $M=2.86$ ,  $\alpha=3^\circ$ )

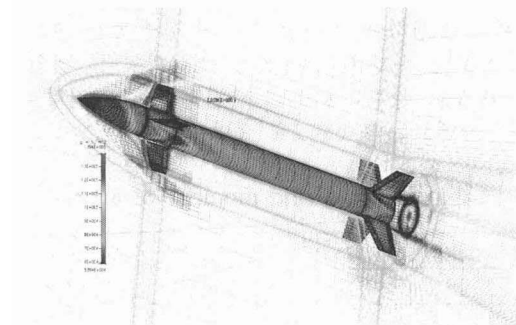


Fig. 22. Pressure distribution( $M=2.86$ ,  $\alpha=3^\circ$ )

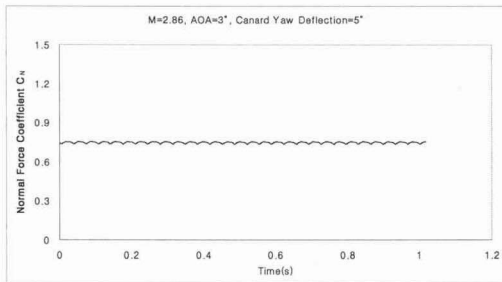


Fig. 23. Normal force coefficient of the freely spinning tailfins

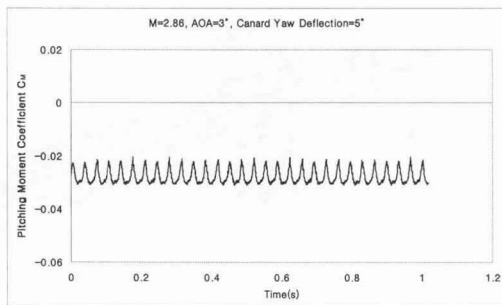


Fig. 24. Pitching moment coefficient of the freely spinning tailfins

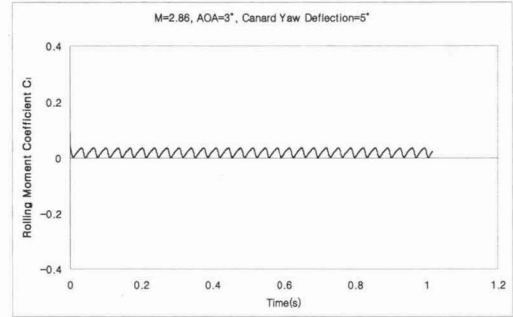


Fig. 25. Rolling moment coefficient of the freely spinning tailfins

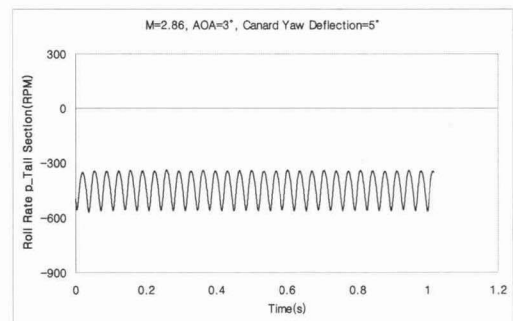


Fig. 26. Roll-rate of the freely spinning tailfins

커나드 조종에 따른 공력 값들은 Figs. 27-30과 같이 정확한 결과를 보여주었다. 테일핀의 회전율의 경우 롤링 모멘트와 롤 댐핑 모멘트가 가장 큰 영향을 미치므로 CFD Euler 코드로도 Fig. 29와 같이 정확한 결과를 얻을 수 있었다. Fig. 30은 테일핀의 회전율을 풍동실험, 반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용하여 구한 결과를 비교한 것이다. 자유회전 테일핀의 회전율은 CFD 코드의 경우 풍동실험과 매우 유사한 결과를 보였고, 반실험적 기법의 경우 약간의 차이는 확인할 수 있지만 유사한 경향성을 보임을 알 수 있다.

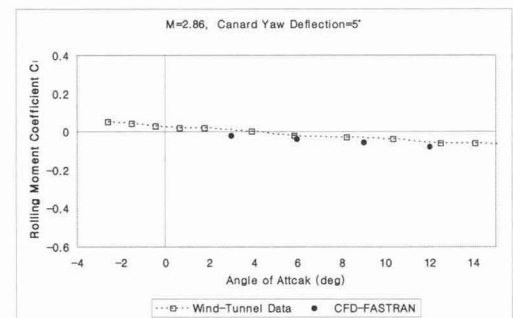


Fig. 27. Rolling moment coefficient

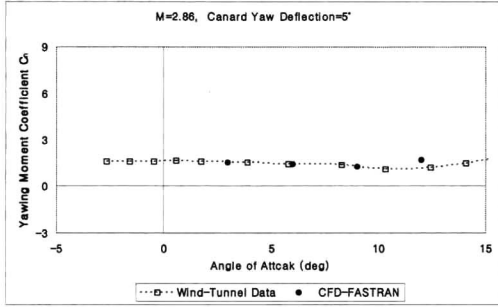


Fig. 28. Yawing moment coefficient

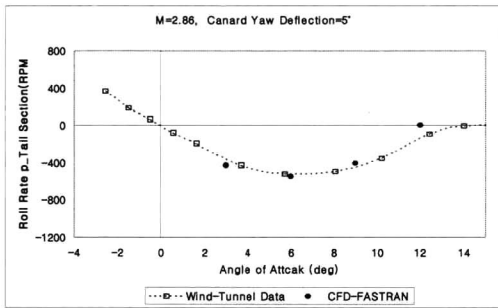


Fig. 29. Roll-rate of the freely spinning tailfins

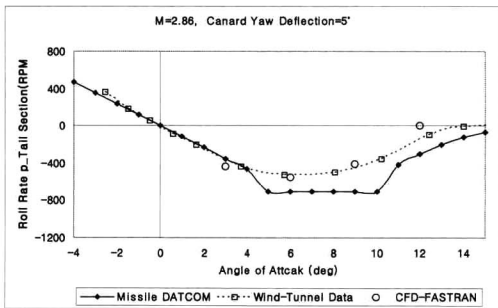


Fig. 30. Roll-rate of the freely spinning tailfins with canards yaw control at M=2.86

### III. 결 론

반실험적 기법과 CFD 코드를 이용하여 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 공력특성을 연구하였다. 반실험적 기법을 이용한 공력특성 해석은 고정된 테일핀을 갖는 미사일과 자유회전 테일핀을 갖는 미사일 모두 풍동실험결과와 유사하게 나타났다. 반실험적 기법을 이용한 공력해석은 CFD 해석에 비해 효율적일 뿐만 아니라 비교적 해석 결과의 정확도가 높은 편이므로 초기 설계단계에 유용하게 사용될 수 있

을 것으로 판단된다.

CFD Euler 코드를 이용한 미사일 해석 또한 풍동실험 결과에 매우 근접하는 결과를 보였으며, 물리적 현상과 일치하는 경향성을 보여주었다. 커나드 조종시의 테일핀 회전을 또한 풍동실험결과와 매우 유사한 결과를 보였다. 자유회전 테일핀의 회전율은 롤링 모멘트 및 롤 댐핑 모멘트가 가장 큰 영향을 미치므로 CFD Euler 코드로 정확도가 높은 계산결과를 얻을 수 있는 것으로 판단된다.

### 후 기

이 논문은 (주)한화 및 한국학술진흥재단 중점연구소(KRF-2005-005- J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Auman, L. M., Kreeger, R. E., "Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with a Free-Spinning Tail", AIAA-1998-410-294.
- 2) Nygaard, T. A., "Aeromechanic Analysis of a Missile with Freely Spinning Tailfins", AIAA-2003-3672.
- 3) Falanga, R. A., "Supersonic Investigation of a Spinning and Nonspinning Model of a Cajun(or Apache) Rocket Vehicle With Roll-Control Tabs", NASA TN D-2576, 1965.
- 4) Allen, J. M., and Watson, C. B., "Experimental Study at Low Supersonic Speeds", AIAA-1944-83-2081.
- 5) Murman, S. M., "Cartesian-Grid Simulations of a Canard-Controlled Missile with a Spinning Tail", AIAA-2003-3670.
- 6) Blair, A. B., "Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Canard- Controlled Missile With Fixed and Free- Rolling Tailfins", NASA TP 1316, 1978.
- 7) Blair, A. B., Allen, J. M., and Hernandez, G., "Effect of Tail-Fin Span on Stability and Control Characteristics of a Canard-Controlled Missile at Supersonic Mach Numbers", NASA TP 2157, 1983.
- 8) Blake, W. B., Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision, USAF, 1998.



- 9) Vukelich, S. R., Stoy, S. L., Burns, K. A., Castillo, J. A., and Moore, M. E., "Missile DATCOM Volume I -Final Report", AFWAL-TR-86-3091, 1988.
- 10) Moore, F. G., *Approximate Methods for Weapon Aerodynamics*, AIAA, 2000.
- 11) 한명신, 명노신, 조태환, 황종선, 박찬혁, "Semi-Empirical 기법을 이용한 미사일 형상의 공력특성 해석", 한국항공우주학회지, 제 33권 제 3호, 2005.
- 12) Lesieutre, D. J., and Dillenius, M., "Recent Applications and Improvements to the Engineering-Level Aerodynamic Prediction Software MISL3", AIAA-2002-0275.
- 13) Lesieutre, D. J., and Dillenius, M., "Prediction of the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Tandem-Control and Rolling-Tail Missiles", AIAA-2002-4511.
- 14) ESI CFD, Inc., *CFD-FASTRAN Theory Manual-Version 2007*, Cummings Research Park.