

자유회전 테일핀의 회전을 및 Roll-Lock 현상 연구

양영록*, 이진희*, 김문석*, 박찬혁**, 명노신***, 조태환***

A Study on the Roll-Rate of a Canard-Controlled Missile with Freely Spinning Tailfins

Young Rok Yang*, Jin Hee Lee*, Mun Seok Kim*, Chan Hyuk Park**,
Rho Shin Myong*** and Tae Hwan Cho***

Key Words : CFD(전산유체역학), Freely Spinning Tailfin(자유회전 테일핀), Canard-Controlled Missile(커나드 조종 미사일), Roll-Lock(회전 잠김)

Abstract

In this study the aerodynamic characteristics of a canard-controlled missile with freely spinning tailfins were investigated by using a CFD code. The aerodynamic coefficients and roll-rate of freely spinning tailfins were calculated by an analysis of 6-DOF and the Euler code. Results were in good agreement with experimental data, and the roll-rates of freely spinning tailfins were also in good agreement with the experimental data for the roll and yaw canard control inputs. This indicates that the CFD Euler code can be applied to predict the canard-controlled missile with freely spinning tailfins.

1. 서론

최근 독자 개발 유도무기 전력화 산업이 본격화되면서 최첨단 정밀유도무기 개발능력 확보를 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 그 중 커나드와 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 역 롤이 발생하여 조종성을 상실할 수도 있다. 이러한 현상을 방지하는 효과적인 방법으로 자유회전 테일핀을 이용한다[1-9]. 이 방법은 테일핀 허브에 베어링을 설치하여 동체 축방향을 기준으로 자유롭게 회전하게 하는 것이다.

본 논문에서는 상용 수치해석 프로그램인 CFD-FASTRAN

Ver. 2007을 이용하여 Blair의 풍동실험 형상[1]의 공력특성 및 테일핀의 회전을 계산한 후 풍동실험 결과와 비교하였다.

2. 수치해석 기법

2.1 대상 모델 및 실험조건

미사일은 Fig. 1과 같이 Tangent ogive 기수(nose)에 원통형 몸체와 사다리꼴형 커나드 및 후방 테일핀이 부착된 형태이다. 기수의 날진비(fineness ratio)는 3이고, 전체 형상의 날진비는 15이다. 커나드 및 테일핀은 기움각(cant angle)이 없으며, 저 마찰 베어링을 이용한 자유회전 테일핀으로 360° 회전하도록 되어있다. Table 1은 Blair에 의해 수행된 풍동실험 조건을 나타낸다.

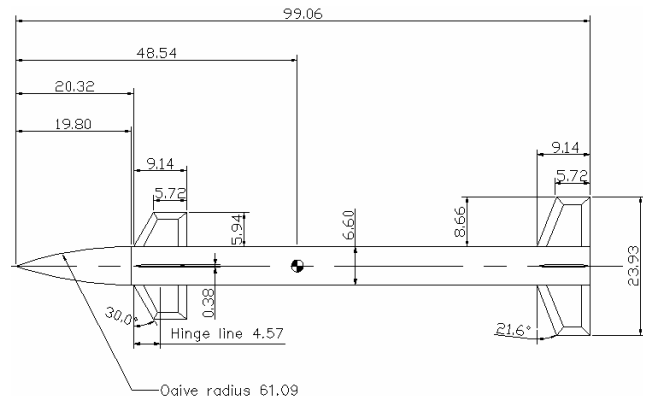


Fig. 1 Model details(in centimeters)

* 경상대학교 대학원 기계항공공학부, yang@gnu.ac.kr

** (주)한화 대전공장, parkerch@hanwha.co.kr

*** 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소
thcho@gnu.ac.kr

Mach Number	Stagnation Temperature	Stagnation Pressure	Reynolds Number
1.7	339(K)	56.4(kPa)	$6.6 \times 10^6 (/m)$
2.36	339(K)	75.7(kPa)	$6.6 \times 10^6 (/m)$
2.86	339(K)	94.8(kPa)	$6.6 \times 10^6 (/m)$

Table 1 Wind-tunnel test condition

2.2 해석코드 및 수치해법

자유회전 테일핀의 회전율의 경우 톨링 모멘트와 톨 댐핑 모멘트가 가장 큰 영향을 미치므로 Euler(inviscid flow) 코드로도 정확한 결과를 얻을 수 있을 것이라 판단된다[3]. 따라서 자유회전 테일핀의 유동장 및 회전율을 계산하기 위하여 3차원의 Euler, 비정상(unsteady state), Moving, 6-자유도 해석을 수행하였다. 테일핀의 자유회전을 구현하기 위하여 정렬, 중첩격자(overset grid)를 이용하여 Moving 격자를 만들었으며 커나드 또한 중첩격자를 이용함으로써 커나드 조종시의 격자 생성시간을 줄였다.

2.3 Chimera기법 및 해석 알고리즘

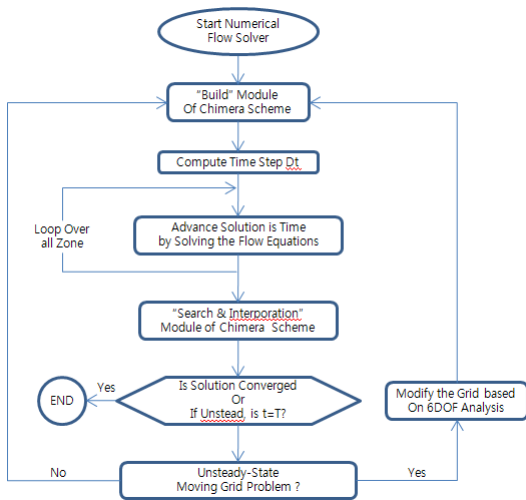


Fig. 2 Flow solver & chimera coupling for moving body

Chimera기법은 움직이는 대상의 계산 및 복잡한 형상의 격자 생성을 쉽게 하기 위해 도입된 기법이다. Flow solver와 Chimera기법의 수치해석 알고리즘은 Fig. 2와 같다[9]. 이 기법은 중첩격자(overset grid)를 이용하여 계산을 수행하게 되며 Fig. 3과 같이 물체의 벽면과 중첩(overlap)된 부분의 격자를 제거한 후 각각의 격자를 중첩하여 보간 하는 방법을 이용하여 유동장을 계산하는 기법이다. 이러한 방법으로 시간(t) 변화에 따른 물체의 움직임 또한 Fig. 4와 같이 계산할 수 있다[4].

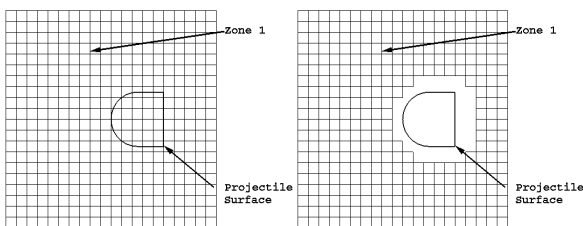


Fig. 3 2-D Creating a hole in a zone of the overset grid

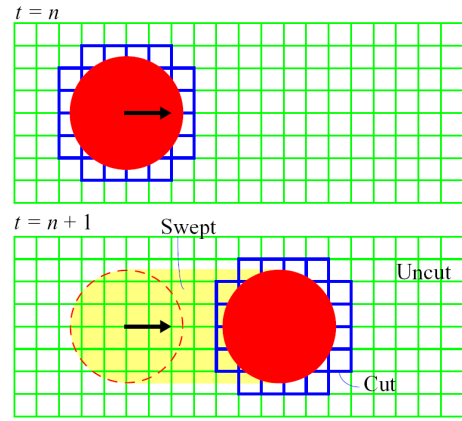


Fig. 4 Schematic of a creating a hole in a moving body through a time dependent overset grid

2.4 격자 생성 및 해석방법

격자생성 프로그램인 CFD-GEOM Ver. 2007의 중첩격자를 이용하여 Moving해석이 가능하도록 동체, 커나드, 테일핀의 격자를 Fig. 5와 같이 생성하였다. 격자수가 많으면 결과의 정확도는 높아지나 해석시간이 많이 걸리므로 격자수 50, 85, 150, 300 만개의 격자를 생성하여 시간과 결과의 정확도가 가장 효율적인 격자모형을 선정하였다. 선정모형은 85만개이고 각 파트별 격자 수는 Table 2에 정리되어 있다.

테일핀의 회전을 유도하기 위하여 Fig. 6과 같이 커나드를 조종하였다. 톨 조종의 경우 커나드 2, 4번에 변위각 0.5°를 부여하였고, 요 조종의 경우 커나드 1, 3번에 변위각 5°를 부여하였다. 테일핀의 경우 동체 축을 중심으로 자유 회전 함으로 1-자유도 문제로 줄어든다. 테일핀의 재질은 알루미늄으로 가정하였으며, 질량과 관성 모멘트를 계산하여 6-자유도 해석을 수행하였다. 테일핀의 질량 및 관성 모멘트는 Table 3에 요약되어 있다.

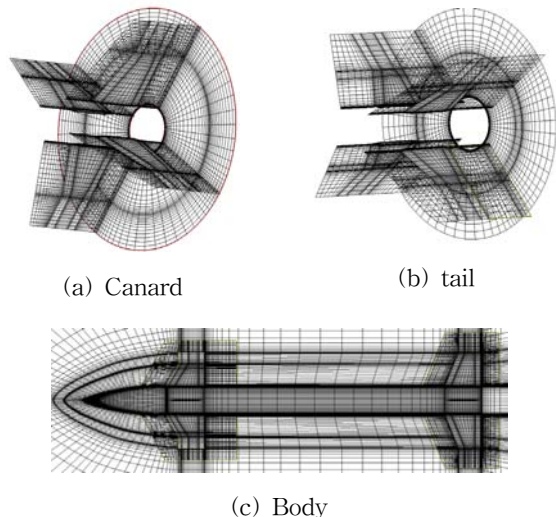
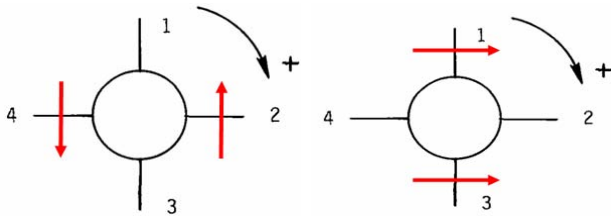


Fig. 5 Computational Grid

Grid	Body	Canard	Tail
	377272	220384	243584

Table 2 A number of component grid



(a) Roll deflection -0.5° (b) Yaw deflection 5°

Fig. 6 Canards yaw and roll control(rear view)

Mass(kg)	$I_{xx}(kg \cdot m^2)$	$I_{yy}(kg \cdot m^2)$	$I_{zz}(kg \cdot m^2)$
0.198	0.001	0.0006	0.0006

Table 3 Mass and moment of inertia of the tailfins

3. 수치해석 결과 및 고찰

자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일은 테일핀의 회전각에 따라 Fig. 7과 같이 90° 주기로 테일핀의 회전이 진동하였고 0.1초 이후는 시간변화에 따라 일정한 주기를 보였다. 이는 물리적 현상과 일치하는 것으로 타당한 결과라고 판단된다. 이러한 근거를 바탕으로 0.1초 이후의 테일핀의 회전을 평균하여 풍동실험 결과와 비교하였다.

커나드 요 조종시의 테일핀의 회전을 계산 결과는 Fig. 8-9와 같이 풍동실험과 매우 유사한 결과 및 경향성을 보였다. 커나드 롤 조종시의 테일핀의 회전을 계산결과는 Fig. 10-12와 같이 풍동실험과 차이를 보이나 유사한 경향성을 보였다. 이는 커나드의 변위각이 0.5° 로 작기 때문에 풍동 실험시 베어링의 마찰 계수, 풍동모델 제작시의 오차 등이 커나드 변위에 의해 발생된 영향에 비해 무시 못 할 정도의 영향을 미친 것으로 판단된다. Fig. 13은 시간 변화에 따른 테일핀의 회전을 나타낸 그림이다.

롤 조종의 경우 받음각 8° 이후에 테일핀이 회전하지 않는 Roll-lock이 발생하였다. 이는 미사일의 선두부와 커나드에서 발생된 비대칭 후류가 테일핀의 특정 회전각에서 롤 방향으로 대칭 형태 또는 힘의 평형상태를 이루기 때문이다.

테일핀의 회전율의 경우 롤링 모멘트와 롤 댐핑 모멘트가 가장 큰 영향을 미치므로 CFD Euler 코드로도 정확한 결과를 얻을 수 있었으며 Roll-lock현상 또한 예측할 수 있었다. Fig. 14는 Roll-lock 발생 시의 압력분포를 나타낸 그림이다.

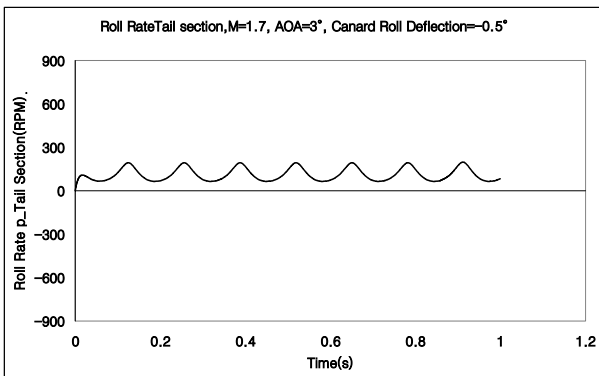


Fig. 7 Roll-rate of the freely spinning tailfins

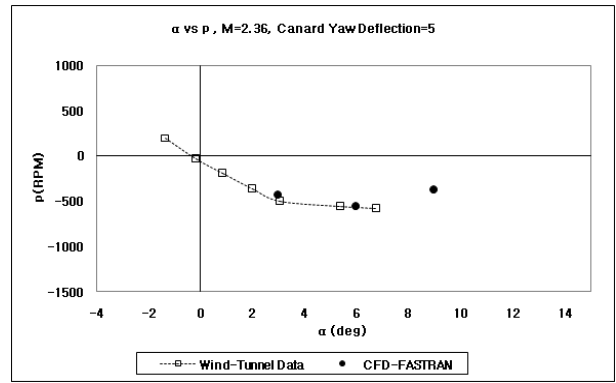


Fig. 8 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard yaw control at $M=2.36$

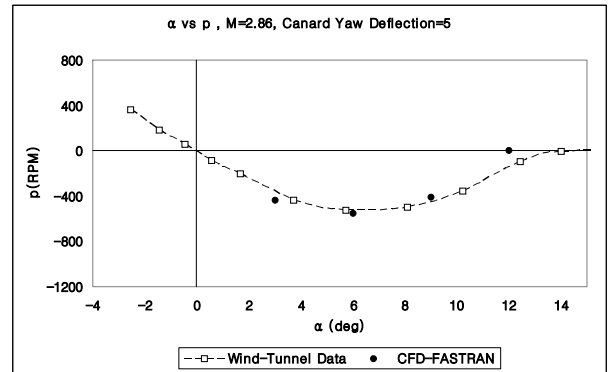


Fig. 9 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard yaw control at $M=2.86$

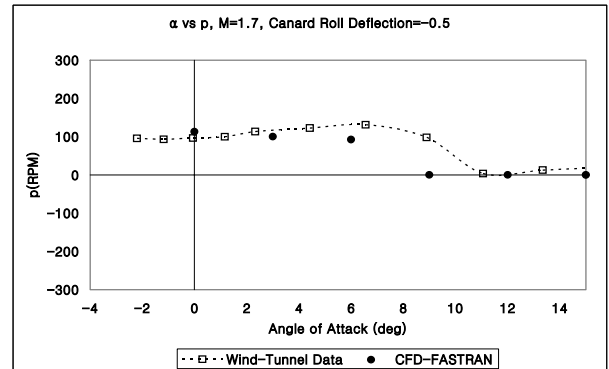


Fig. 10 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard roll control at $M=1.7$

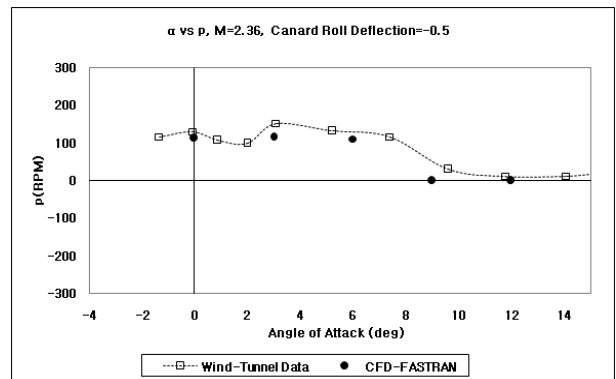


Fig. 11 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard roll control at $M=2.36$

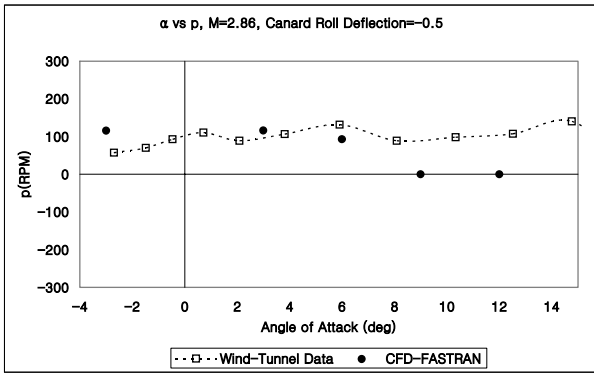


Fig. 12 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard roll control at M=2.86

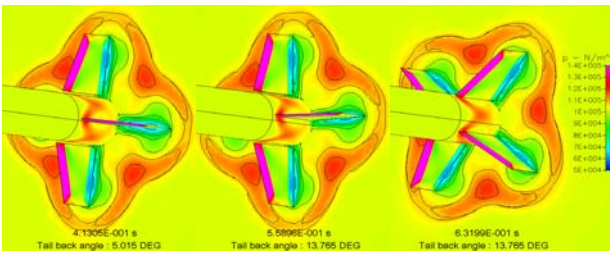


Fig. 13 Pressure contour of freely spinning tailfins (M=1.7, Roll deflection = -0.5° , $\alpha = 0^\circ$)

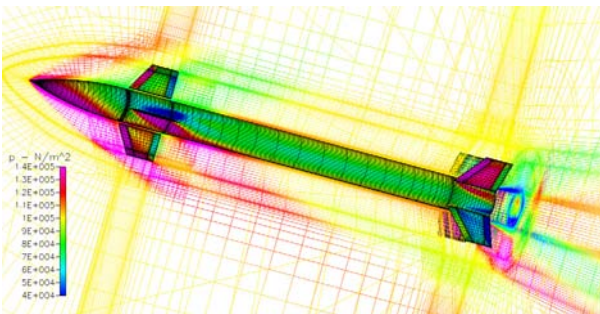


Fig. 14 Pressure distribution of contour at roll lock (M=2.36, Roll deflection = -0.5° , $\alpha = 9^\circ$)

4. 결론

CFD-FASTRAN을 이용하여 Euler, 비정상 6-자유도 해석을 수행하여 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 공력특성을 연구하였다. 자유 회전 테일핀은 동체 축을 중심으로 자유 회전하므로 1-자유도 문제로 간주 할 수 있다. 따라서 테일핀의 관성 모멘트 및 질량을 계산하여 1-자유도 해석을 수행하였다. 계산시간을 줄이기 위하여 Euler 코드를 이용하였고, 모델의 격자수를 50만개에서 300만개 까지 변화시켜가며 해석 시간과 정확도를 확인하였다. 해석 결과 격자수 약 85만개일 때 정확도 및 해석 시간의 효율성이 가장 좋았고 이를 이용하여 공력해석을 수행하였다.

자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일은 테일핀의 회전각에 따라 90° 주기로 공력 값들이 진동하였다. 이는 일정한 주기를 가지고 자유 회전하는 테일핀의 물리적 현상과 일치하는 것으로 타당한 결과임을 알 수 있다. 테일핀의 회전율의 경우 롤링 모멘트와 롤 댐핑이 가장 큰 영향을 미치므로 Euler 코드로도 정확한 결과를 얻을 수 있었으며 Roll lock현상을 예측할

수 있었다.

후기

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

참고문헌

- [1] Blair, A. B., "Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Canard- Controlled Missile With Fixed and Free- Rolling Tailfins," NASA TP 1316, 1978.
- [2] 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.
- [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] Murman, S. M., "Cartesian-Grid Simulations of a Canard-Controlled Missile with a Spinning Tail," AIAA-2003-3670.
- [5] Nygaard, T. A., "Aeromechanic Analysis of a Missile with Freely Spinning Tailfins," AIAA-2003-3672.
- [6] Auman, L. M., Kreeger, R. E., "Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missil with a Free-Spinning Tail," AIAA paper 410-294 1998.
- [7] Lesieutre, D. J., and Dillenius, M., "Recent Applications and Improvements to the Engineering-Level Aerodynamic Prediction Software MISL3," AIAA-2002-0275.
- [8] Lesieutre, D. J., and Dillenius, M., "Prediction of the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Tandem-Control and Rolling-Tail Missiles," AIAA-2002-4511.
- [9] ESI CFD, Inc., CFD-FASTRAN Theory Manual-Version2004, Cummings Research Park.