

자유회전 테일핀을 갖는 미사일에 대한 Roll Lock-in 현상의 수치적 연구

양영록,¹ 김문석,² 명노신,³ 조태환^{*3}

A NUMERICAL STUDY ON THE ROLL LOCK-IN OF A CANARD-CONTROLLED MISSILE WITH FREELY SPINNING TAILFINS

Y.R. Yang,¹ M.S. Kim,² R.S. Myong³ and T.H. Cho^{*3}

In this study, roll lock-in phenomena of freely spinning tailfins were investigated by a CFD code. To analyze a motion of freely spinning tailfins, this research use a Chimera method, an Euler code and a 6 degrees of freedom analysis. The numerical results of aerodynamic characteristics and roll rates of a canard-controlled missile with freely spinning tailfins show a good agreement with wind tunnel test results. Using the roll rates calculation result of freely spinning tailfins, roll lock-in phenomena is confirmed. Roll lock-in phenomena and Roll lock-in states can be predicted through effects of the induced vortex of the canards control and the analysis of the rolling moments of tailfins due to the bank angle.

Key Words : 회전 잠김 현상(Roll Lock-in Phenomena), 자유회전 테일핀(Freely Spinning Tailfin), 전산 유체역학(CFD), 키메라 기법(Chimera Method), 커나드 조종 미사일(Canard-Controlled Missile)

1. 서 론

커나드를 이용한 유도 미사일은 작은 커나드 변위에서 큰 힘을 가지며 구동기의 소형화가 가능하여 시스템 설계를 단순화할 수 있는 장점이 있다. 그러나 커나드에서 발생된 후류는 테일핀과 간섭되어 복잡한 공력특성을 보인다. 특히 커나드에서 발생된 후류는 고정된 테일핀과 간섭되어 유도 롤(induced roll)이 발생하게 되고 커나드 조종과 반대 방향의 역롤(adverse roll) 또는 역 요(adverse yaw) 등이 발생하여 조종성을 상실할 수도 있다. 이러한 현상을 방지하고 공기역학적인 불확실성(uncertainty)을 줄이는 효과적인 방법으로 자유회전 테일핀(freely spinning tailfins)을 이용한다[1-7]. 이 방법은 테일

핀 허브에 베어링을 설치하여 동체 축 방향을 기준으로 자유롭게 회전하게 하는 것이다. 테일핀의 자유회전 문제는 기본적으로 공기역학적인 문제와 동역학적인 문제가 중첩되는 물리적인 현상으로 상당히 어려운 문제로 여겨지고 있으며 현재에도 자유회전 테일핀을 갖는 유도 미사일의 공력특성에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[8-11].

자유회전 테일핀을 이용함으로써 후류에 의한 공기역학적인 불확실성은 줄어들었으나 특정 조건에서 자유회전 테일핀이 회전하지 않는 회전 잠김(roll lock-in) 현상이 발생하였다[12-15]. 회전 잠김 현상이 발생하면 유도하지 않은 측력(side force) 및 요잉 모멘트(yaw moment)가 발행하게 되고 이로 인해 유도 조종 및 탄도궤적 예측에 어려움을 야기하게 된다. 따라서 이러한 현상에 대한 연구가 필요하게 되었고 본 논문은 자유회전 테일핀이 회전하지 않는 회전 잠김 현상에 대하여 연구하였다.

2. 수치 해석

회전 잠김 현상을 예측하기 위해서는 공기역학적인 문제와 동역학적인 문제를 함께 고려하여 해석을 수행하는 것이 중

접수일: 2009년 9월 1일, 수정일: 2009년 12월 4일,

게재확정일: 2009년 12월 11일.

1 정희원, 경상대학교 기계항공공학부

2 정희원, 한국항공우주산업주식회사(KAI)

3 종신회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품 기술 연구소

* Corresponding author, E-mail: thcho@gnu.ac.kr

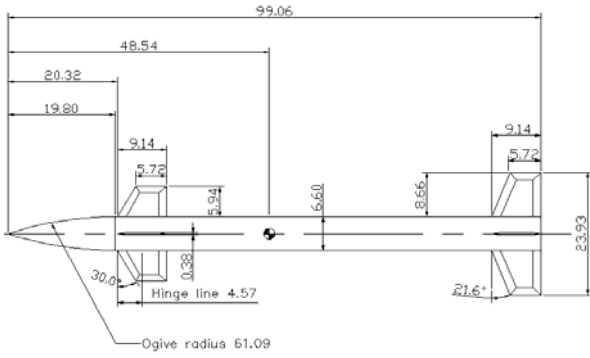


Fig. 1 Model details(In centimeters)

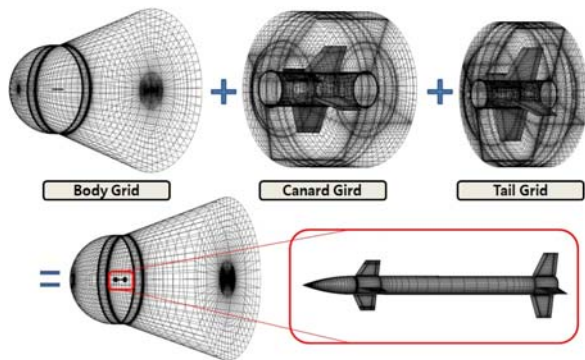


Fig. 2 Overset grid configuration

요하다. 전산 유체역학(CFD)을 이용하여 테일핀의 회전 잠김 현상을 예측하기 위해서는 공력 해석과 공력에 의해 발생하는 테일핀의 운동을 해석할 수 있어야 한다. 따라서 복잡한 형상 또는 운동하는 물체의 격자 생성 시 용이한 chimera 기법[16-17]을 제공하며 6-자유도 해석을 통한 물체의 운동 해석이 가능한 상용 수치 해석 프로그램인 CFD-FASTAN Ver. 2007을 이용하여 회전 잠김 현상에 대해 연구하였다[18-19]. 자유회전 테일핀의 회전을 및 회전 잠김 현상 연구는 Blair에 의해 수행된 풍동시험[2] 모델을 이용하였다.

2.1 대상 모델 및 해석 격자

Blair에 의해 수행된 풍동시험 모델은 Fig. 1과 같으며 tangent ogive 기수(nose)와 원통형 몸체에 사다리꼴형 커나드 및 후방 테일핀이 부착된 형태이다. 기수의 날씬비(fineness ratio)는 3이고, 전체 형상의 날씬비는 15이다. 커나드 및 테일핀은 십자 형태로 배치되어 있으며 기움각(cant angle)은 없다. 테일핀은 저 마찰 베어링을 이용하여 동체 축을 기준으로 360° 자유회전 하도록 되어있다.

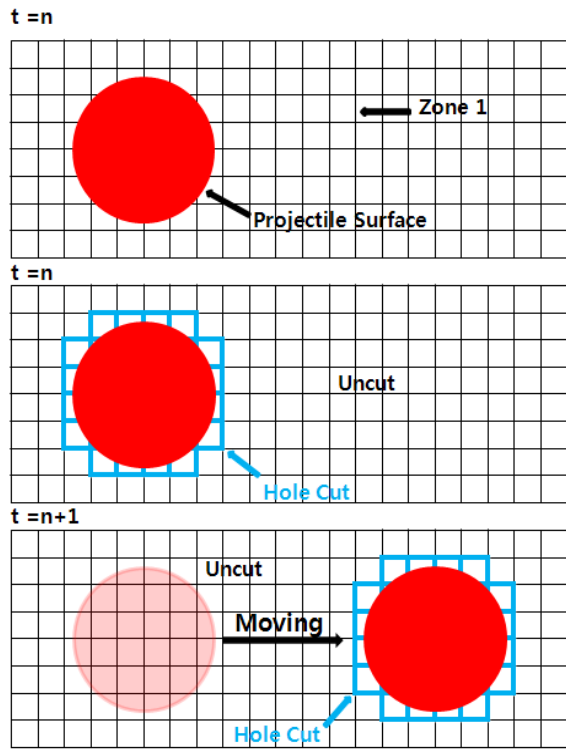


Fig. 3 Schematic of a creating a hole in a moving body through a time dependent overset grid

물체의 운동 해석 및 형상 변경 시 격자 생성이 용이한 중첩 격자(overset grid)를 이용하여 해석 모델의 격자를 생성하였다. Fig. 2는 중첩 격자를 이용하여 해석 모델의 격자를 생성한 것으로 동체, 커나드, 테일핀의 격자를 그림과 같이 각각 구성하고 중첩하였다. 커나드를 중첩 격자를 이용하여 생성한 이유는 유도 조종 시 격자 생성 시간을 줄이기 위함이고 테일핀을 중첩 격자를 이용하여 생성한 이유는 chimera 기법을 이용하여 자유회전 하는 테일핀의 움직임을 해석하기 위해서이다. 해석 시간 대비 결과의 정확도를 분석하여 적절한 격자수를 선정하였다.

2.2 수치 해석 기법

정상상태(steady state)의 회전율(roll rate, p) 계산의 경우 식 (1)과 같이 롤링 모멘트(rolling moment, C_l)와 롤 댐핑 모멘트(roll damping moment, C_{lp})가 가장 큰 영향을 미치므로 점성효과를 고려하지 않는 Euler 코드라도 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있을 것이라 판단된다[5-6]. 따라서 자유회전 테일핀의 유동장 및 회전율을 계산하기 위하여 3차원, Euler, 비정상, 6-자유도 해석을 수행하였다.

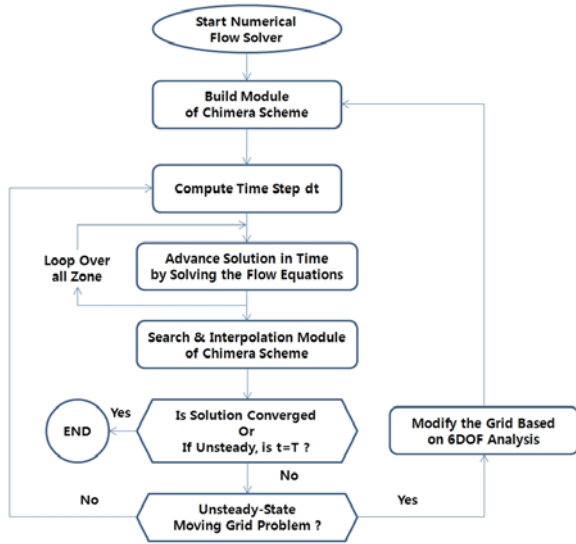


Fig. 4 Flow chart of flow solver and chimera method[18]

$$p = -\frac{2 V_{\infty} C_l}{L_R C_{lp}} \quad (1)$$

여기서 L_R , V_{∞} 은 각각 reference length, free stream velocity를 나타낸다.

2.2.1 운동 해석을 위한 chimera 기법 및 해석 알고리즘

Chimera 기법은 움직이는 대상의 계산 및 복잡한 형상의 격자 생성을 쉽게 하기 위해 도입된 기법이다. 이 기법은 중첩 격자(overset grid)를 이용하여 격자를 생성하며 Fig. 3과 같이 물체의 벽(wall)과 유동장 사이에 중첩(overlap)된 부분의 격자를 제거한(hole cutting) 후 각각의 격자를 중첩하여 격자를 생성한다. 그 후 물체 주위의 유동장을 수치 해석을 통해 계산한 후 보간하는 방법을 이용하는 기법이다[4].

Chimera 기법을 이용한 수치 해석은 Fig. 4와 같은 알고리즘으로 해석이 이루어진다. 우선, 유동장 해석을 위하여 각 영역(Zone)에 대한 alternating digital tree(ADT)를 구성한다. 그 후 앞서 설명한 중첩된 부분의 격자를 각 영역에서 제거하고 주 영역에 대한 chimera boundary cell을 식별한다. 다음으로 유동장에 대한 지배 방정식을 풀고 각각의 chimera boundary cell 대한 검색 및 내삽(interpolation)을 수행하여 정상 상태 또는 비정상 상태(unsteady state)의 수치 해를 구한다. 이때 물체의 움직임 해석 문제인 경우에는 6-자유도 운동 해석을 수행하여 움직이는 물체의 거동 및 물체에 작용하는 힘을 수치 해석을 통해 계산한다.

2.2.2 움직이는 체적에 대한 보존형 방정식

식 (2)는 Leibnitz's theorem(Panton, 1984)에 의해 움직이는 격자(moving grid) 또는 변형 격자에 적용하기 위해 변형된 식으로 함수 f 는 시간과 체적(volume)의 변화에 관계된 함수로 시간에 대한 체적의 변화와 움직이는 체적(moving volume) 표면에 대한 영향으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \int_V f dV = \int_V \frac{\partial f}{\partial t} dV + \int_S \vec{v}_g \cdot \hat{n} f dS \quad (2)$$

여기서 f 는 함수이며, V 는 체적, t 는 시간, v_g 는 체적 표면의 속도, \hat{n} 은 체적 표면에 수직인 단위 벡터이며, S 는 표면을 나타낸다. 이 식을 원래의 보존형 방정식에 적용시키기 위하여 질량 보존의 법칙을 이용하여 설명할 수 있다.

첫 번째로 편미분 방정식을 체적에 대해 적분한다.

$$\int_V \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \int_V \nabla \cdot (\rho \vec{v}) dV = 0 \quad (3)$$

식 (3)을 divergence theorem과 Leibnitz's theorem을 적용하여 식 (4)와 같이 나타낼 수 있으며

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho (\vec{v} - \vec{v}_g) \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (4)$$

이와 같은 방법으로 모든 보존형 방정식을 식 (5)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \int_V Q dV + \int_S (\vec{F}_c - Q \vec{v}_g - \vec{F}_D) \cdot \hat{n} dS = \int \Omega dV \quad (5)$$

여기서 Q 는 보존형 변수 벡터이며, F_c 는 convective (inviscid) flux, F_D 는 diffusive(viscous) flux, Ω 는 Source terms이다. 본 논문에서는 Euler 코드를 이용하므로 점성항인 $F_D = 0$ 이다.

2.2.3 운동방정식

6-자유도 운동 모델은 움직이는 물체에 대한 물성치와, 힘, 모멘트에 의해 결정된다. 강체에 대한 운동 방정식은 식 (6,7)과 같다.

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (6)$$

$$\vec{M} = \frac{d\vec{h}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{h} \quad (\vec{h} = \vec{I}\vec{\omega}) \quad (7)$$

여기서

\vec{F} : Resultant force vector of all forces

\vec{M} : Moment vector about the center of gravity

m : Body mass

\vec{v} : Linear velocity of the center of gravity

\vec{h} : Angular momentum

\vec{I} : Moment of inertia tensor

$\vec{\omega}$: Angular velocity about the center of gravity

을 나타낸다.

시간에 대한 관성 모멘트는 고정된 상태의 관성 조건을 이용하여 모멘트 텐서는 다음과 같다.

$$\vec{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

테일핀의 모멘트 텐서 계산을 위하여 테일핀의 재질을 알루미늄으로 가정하였다. 테일핀의 질량 및 관성 모멘트는 Table 1과 같으며 표에 나타난 질량 관성 모멘트 이외 값은 0이다.

3. 수치 해석 결과 및 고찰

3.1 수치 해석 결과 비교

Table 2는 Blair에 의해 수행된 풍동시험 조건을 나타낸다.

풍동시험에서는 테일핀의 회전을 유도하기 위하여 Fig. 5와 같이 커나드를 각각 물과 요 조종을 하였다. 롤 조종의 경우 커나드 2, 4번에 변위각 -0.5° 를 부여하였고, 요 조종의 경우 커나드 1, 3번에 변위각 5° 를 부여하였다.

CFD 해석코드의 검증을 위하여 마하수 2.86, Canard yaw deflection 5° 에서의 수치 해석 값과 풍동시험 값을 비교하였다. 수치 해석의 경우 테일핀의 자유회전에 의해 Fig. 7과 같이 90° 주기로 공력 계수 및 테일핀의 회전율이 진동하였고 특정 시간 이후는 시간 변화에 따라 일정한 주기를 보였다. 이는 테일핀이 동체 축을 기준으로 주기대칭(cyclic symmetric)형상이고 동체 축을 기준으로 자유회전 하기 때문에 발생하는 현상으로 물리적 현상과 일치한다. 따라서 시간 변화에 따른 공력 계수 및 테일핀의 회전율을 평균하여 풍동시험 결과와 비교하였다. Fig. 6은 수치 해석 결과로 커나드 조종에 따른 각 공력계수 값들은 풍동시험 결과와 정량적, 정성적으로 유사한

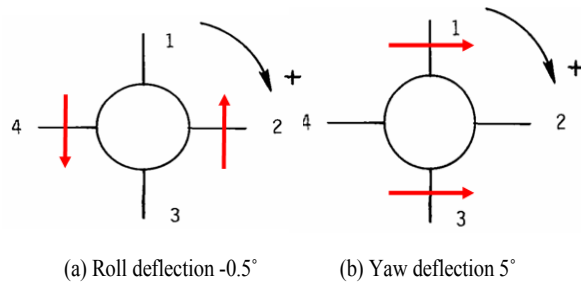


Fig. 5 Canards yaw and roll control(rear view)

결과를 보였다. 이를 바탕으로 각 마하수 및 커나드 조종에 따른 테일핀의 회전을 Fig. 8과 같이 계산하였다.

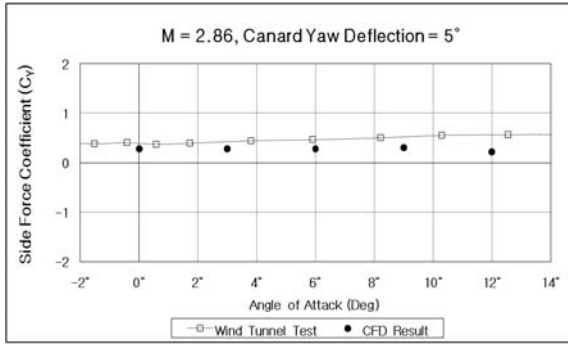
커나드 롤 조종시의 테일핀의 회전율계산 결과는 Fig. 8의 (a)와 같으며, 풍동시험과 차이를 보이나 유사한 경향을 보였다. 이는 커나드의 변위각이 -0.5° 로 작기 때문에 커나드 조종에 의해 발생된 후류가 테일핀에 비교적 적은 영향을 미친 것으로 판단되며, 풍동시험 시 베어링의 마찰계수, 풍동모델의 제작 오차 등이 영향을 미친 것으로 판단된다. 커나드 요 조종시의 테일핀의 회전율계산 결과는 Fig. 8의 (b)와 같으며, 풍동시험과 매우 유사한 결과 및 경향을 보였다. 이는 롤 조종에 비해 커나드의 변위각이 크기 때문에 커나드 조종에 의해 발생된 후류가 테일핀에 많은 영향을 주어 풍동시험 시 발생한 여러 오차 등의 영향이 비교적 적게 미친 것으로 판단된다. 수치 해석 결과와 같이 테일핀의 회전율은 롤링 모멘트와 롤 댐핑 모멘트가 가장 큰 영향을 미치므로 CFD Euler 코드로도 정확한 해석 결과를 얻을 수 있었으며 회전 잠금 현상 또한 예측할 수 있었다.

Table 1 Mass and moment of inertia of the tailfins

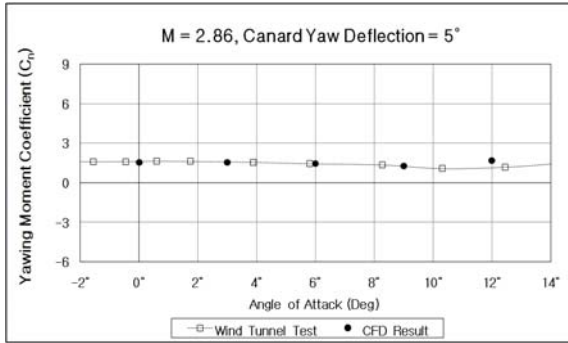
Mass(kg)	Ixx(kg·m ²)	Iyy(kg·m ²)	Izz(kg·m ²)
0.198	0.001	0.000602557	0.000602557

Table 2 Wind-tunnel test condition[2]

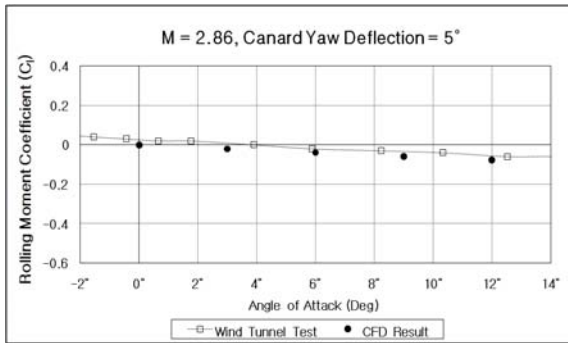
Mach number	Stagnation temperature	Stagnation pressure	Reynolds number
1.7	339(K)	56.4(kPa)	6.6×10^6 (/m)
2.16	339(K)	68.5(kPa)	6.6×10^6 (/m)
2.36	339(K)	75.7(kPa)	6.6×10^6 (/m)
2.86	339(K)	94.8(kPa)	6.6×10^6 (/m)



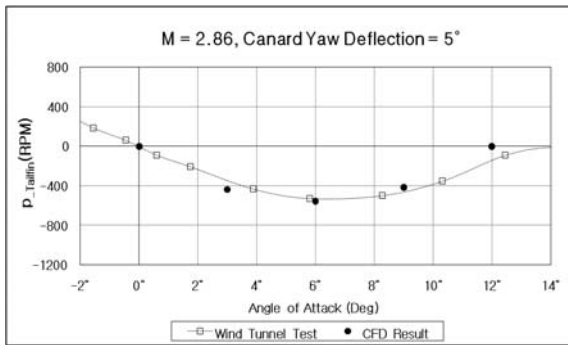
(a) Side force coefficient



(b) Yawing moment coefficient

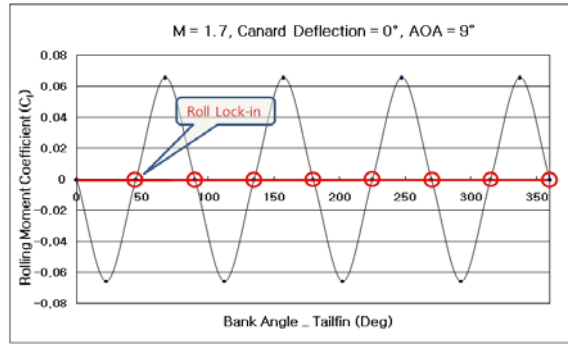


(c) Rolling moment coefficient

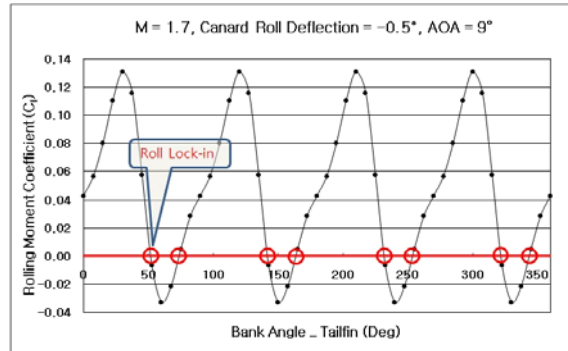


(d) Roll-rate of the freely spinning tailfins

Fig. 6 Validation of CFD results



(a) Canard deflection 0° at AOA 9°



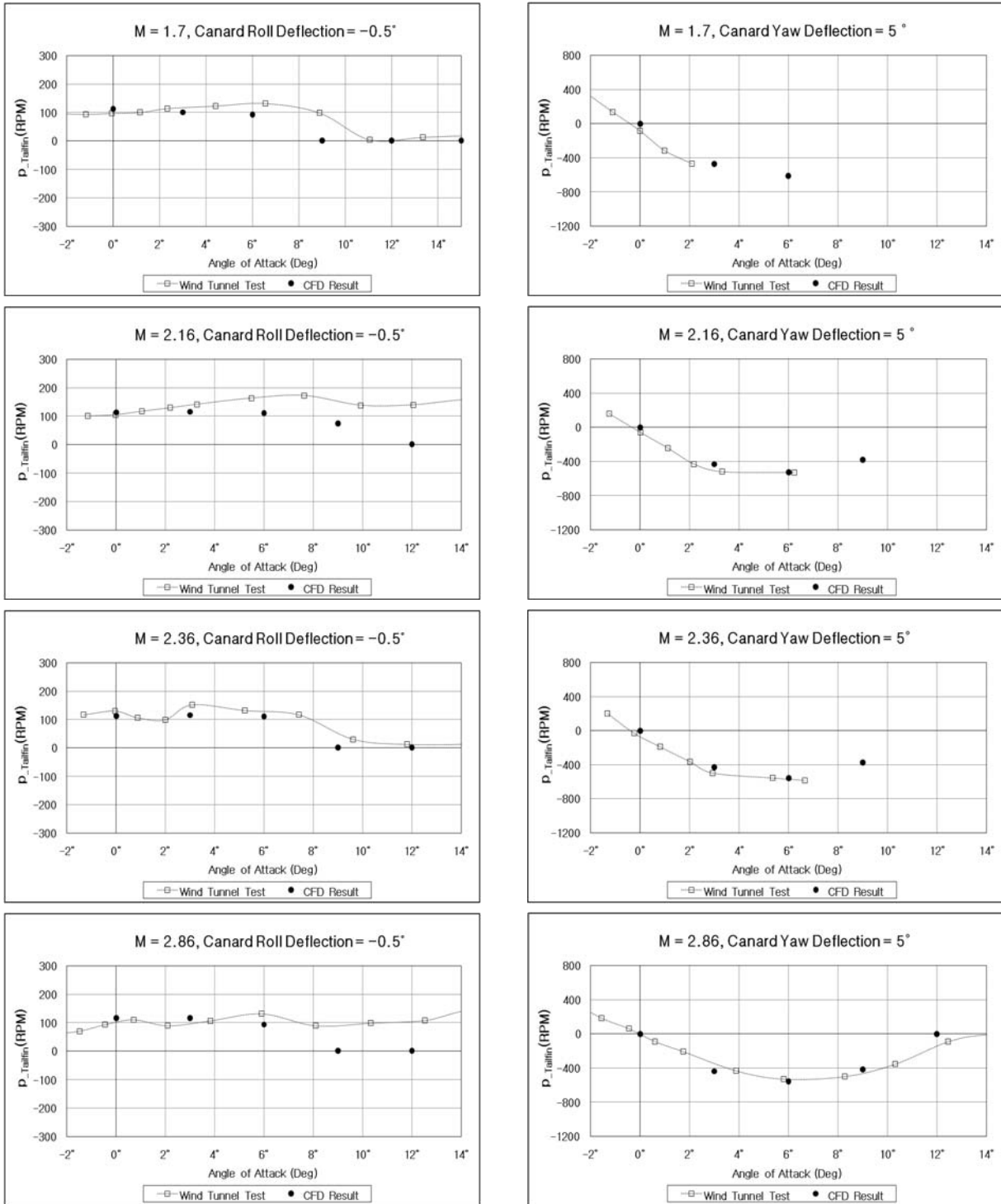
(b) Canard roll deflection -5° at AOA 9°

Fig. 7 Rolling moment coefficient of the tailfins

3.2 자유회전 테일핀의 회전 잠김 현상 연구

Fig. 8과 같이 수치 해석 및 풍동시험 결과에서 자유회전 테일핀이 회전하지 않는 회전 잠김 현상이 관측 되었다. 롤 조종의 경우 받음각 약 8° 이후에서 요 조종의 경우 받음각 12° 이후에서 회전 잠김 현상이 발생하였다. 이는 미사일의 선두부와 커나드에서 발생한 비대칭 후류의 영향이 테일핀의 특정 경사각(bank angle)에서 발생한 롤 방향으로의 힘과 대칭 또는 평형상태를 이루기 때문이다. 이를 확인하기 위하여 커나드 조종이 없을 때와 있을 때에 대해 테일핀의 경사각을 변화 시키가며 롤링 모멘트 변화를 계산하였다.

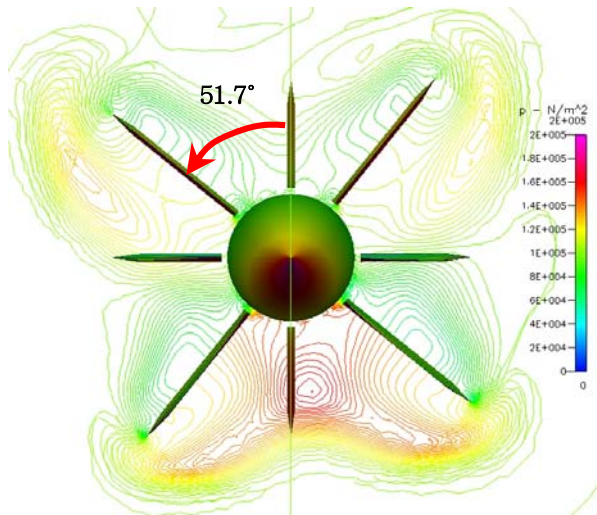
커나드 조종이 없을 시, 마하수 1.7에서 테일핀의 경사각에 따른 롤링 모멘트 계수의 변화는 Fig. 7의 (a)와 같다. 커나드의 조종이 없음으로 커나드 후류의 영향이 대칭이기 때문에 테일핀의 경사각 0° 또는 45°에서 힘의 평형을 이루어 롤링 모멘트가 0이 됨을 확인할 수 있다. 따라서 자유회전 테일핀의 경우 커나드 조종이 없을 때 경사각 0°, 45°에서 회전 잠김 현상이 발생함을 알 수 있다. 같은 원리로 커나드 조종이 있을 경우 커나드에서 발생한 후류가 테일핀의 롤링 모멘트에 영향을 미칠 것이고 특정 테일핀의 경사각에서 발생한 롤 방향



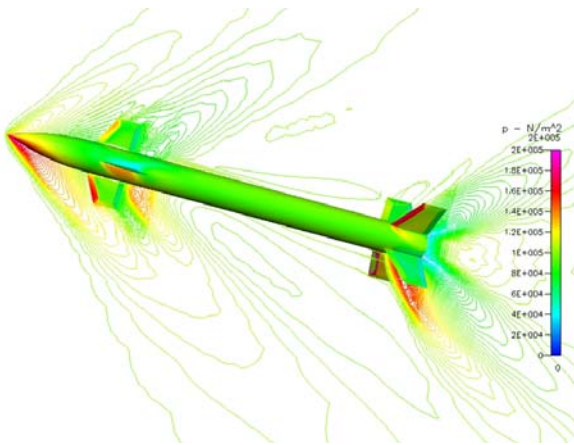
(a) Canard roll control

(b) Canard yaw control

Fig. 8 Roll-rate of the freely spinning tailfins with canard roll and yaw control



(a) Roll lock-in state(front view)



(b) Roll Lock-in State

Fig. 9 Pressure contour of roll lock-in state (M=1.7,Canard roll deflection = -0.5°, AOA 9°)

의 힘과 평형상태 또는 대칭을 이루면 롤링 모멘트가 0이 되고, 그때의 위치가 회전 잠김 현상이 발생하는 테일핀의 경사각일 것이라 판단된다.

확인을 위해 회전 잠김 현상이 발생한 롤 조종 -0.5°, 마하수 1.7, 받음각 9°에서 테일핀의 경사각 변화에 따른 롤링 모멘트 계수를 Fig. 7의 (b)와 같이 계산하였다. 이때 롤링 모멘트가 0이 되는 지점은 51.7°부근과 73.4°부근으로 확인되었다. 따라서 자유회전 테일핀의 경우 회전 잠김 현상은 테일핀의 경사각 51.7°부근과 73.4°부근에서 발생할 것이라고 판단된다. 자유회전 테일핀의 수치 해석결과를 확인한 결과 Fig. 9와 같이

경사각 51.7°부근에서 회전 잠김 현상이 발생하여 테일핀이 멈춰 있음을 확인할 수 있었다.

이를 근거로 판단해 볼 때 자유회전 테일핀의 회전 잠김 현상은 커나드 유도 조종에 의해 발생한 선두부의 후류가 테일핀에 영향을 주어 발생한 테일핀의 롤링 모멘트와 테일핀의 경사각과 받음각에 의해 발생한 테일핀의 롤링 모멘트가 힘의 평형을 이루어 롤링 모멘트가 0이 되는 지점에서 발생하는 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 3차원, Euler, 비정상, 6-자유도 해석을 수행하여 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일의 회전을 및 회전 잠김 현상을 연구하였다. 물체의 운동해석을 위하여 chimera 기법을 적용하였고 물체의 운동해석 및 형상 변경 시 격자 생성이 용이한 중첩 격자(overset grid)를 이용하여 해석 모델의 격자를 생성하였다. 풍동실험 결과와 수치 해석 결과를 비교하여 해석코드의 정확도를 검증하였다. 커나드 조종에 따른 각 공격계수 값들은 풍동실험 결과와 정량적, 정성적으로 유사한 결과를 보임을 확인하였다. 이를 바탕으로 각 마하수 및 커나드 조종에 따른 테일핀의 회전을 계산하여 회전 잠김 현상을 확인하였다.

대상 모델의 회전 잠김 현상은 롤 조종의 경우 받음각 약 8° 이후에서 요 조종의 경우 받음각 12°이후에서 회전 잠김 현상이 발생하였다. 이는 미사일의 선두부와 커나드에서 발생된 비대칭 후류의 영향이 테일핀의 특정 경사각에서 발생하는 롤 방향으로의 힘과 대칭 또는 평형상태를 이루기 때문임을 수치 해석을 통해 확인하였다. 또한 커나드 후류의 영향과 경사각에 따른 테일핀의 롤링 모멘트 분석을 통해 회전 잠김 현상 및 회전 잠김 상태를 확인, 예측할 수 있었다.

따라서 커나드에서 발생한 후류의 영향과 테일핀의 경사각에 따른 테일핀의 롤링 모멘트를 이용하여 힘의 평형상태를 이루는 위치를 찾는다면 자유 회전 테일핀의 회전 잠김 현상 및 회전 잠김 발생 영역을 예측할 수 있을 것으로 판단된다. 이러한 방법으로 자유회전 테일핀을 갖는 발사체에 대하여 회전 잠김 발생 영역을 예측하고 회전 잠김 현상이 발생하지 않는 운용 영역을 설정한다면 회전 잠김 현상으로 발생하는 불확실성을 미연에 방지할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 (주)한화와 한국학술진흥재단 중점연구소(KRF-2008-005-J01002)의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2008, 양영록, 이진희, 김문석, 명노신, 조태환, "반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일에 관한 공력해석," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제3호, pp.220-228.
- [2] 1978, Blair, A.B., "Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Canard- Controlled Missile With Fixed and Free- Rolling Tailfins," *NASA TP 1316*.
- [3] 1998, Auman, L.M. and Kreeger, R.E., "Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with a Free-Spinning Tail," *Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 36th, Reno.
- [4] 1983, Washington, W.D., "Experimental Investigation of Rolling Moment for a Body-Wing-Tail Missile Configuration with Wrap Around Wings and Straight Tails at Supersonic Speeds," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Gatlinburg, TN.
- [5] 1965, 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*.
- [6] 1983, 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*.
- [7] 1944, Allen, J.M. and Watson, C.B., "Experimental Study at Low Supersonic Speeds of a Missile Concept Having Opposing Wraparound Tails," *NASA TM 4528*.
- [8] 2003, Scott, M.M. and Michael, J.A., "Cartesian-Grid Simulations of a Canard-Controlled Missile with a Spinning Tail," *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Orlando, Florida.
- [9] 2003, Nygaard, T.A., "Aeromechanic Analysis of a Missile with Freely Spinning Tailfins," *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Orlando, Florida.
- [10] 2002, Lesieutre, D.J. and Dillenius, M., "Prediction of the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Tandem-Control and Rolling-Tail Missiles," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Monterey, California.
- [11] 2002, Lesieutre, D.J. and Dillenius, M., "Recent Applications and Improvements to the Engineering-Level Aerodynamic Prediction Software MISL3," *AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 40th, Reno.
- [12] 1992, Ananthkrishnan, N. and Raisinghani, S.C., "Steady and Quasisteady Resonant Lock-In of Finned Projectiles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.29-5, pp.692-696.
- [13] 2005, Murphy, C. and Mermagen, W., "Spin-Yaw Lockin of an Elastic Finned Projectile," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.28-1, pp.121-130.
- [14] 1999, Ananthkrishnan, N., Raisinghani, S.C. and Pradeep, S., "Transient resonance of rolling finned projectiles," *Proc Instn Mech Engrs*, Vol.213, Part G.
- [15] 2000, Tanrikulu, Ö., Önen, C. and Gökhan, T., "Nonlinear Yaw - Pitch - Roll Coupling of Unguided Missiles with Wraparound Fins," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.37-6, pp.731-739.
- [16] 2002, Hall, L.H., "Chimera Moving Body Methodology for Rolling Airframe Missile Simulation with Dithering Canards," *20th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, St. Louis, Missouri.
- [17] 2001, Brezzi, F., Lions, J.L. and Pironneau, O., "Analysis of a Chimera method," *Comptes Rendus de l'Academie des Sciences, Serie I*, Paris, Vol.332, pp.655-660.
- [18] 2007, ESI CFD, Inc., *CFD-FASTRAN User's Manual -Versio2007n*, Cummings Research Park.
- [19] 2004, ESI CFD, Inc., *CFD-FASTRAN Theory Manual -Version2004*, Cummings Research Park.