

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.849

자유회전 테일핀의 Roll Lock-in 현상 예측 연구

양영록*, 조태환*, 명노신*

A Prediction Study on the Roll Lock-in Phenomena of Freely Spinning Tailfins

Young Rok Yang*, Tae Hwan Cho* and Rho Shin Myong*

ABSTRACT

This paper investigated the roll lock-in phenomena of a canard-controlled missile with freely spinning tailfins by applying Falanga's roll-rate equation. To confirm and validate the accuracy of the results of the roll-rate and roll lock-in prediction for freely spinning tailfins, the results were compared with Blair's wind tunnel test data. For calculation of the roll-rate of freely spinning tailfins, rolling moment coefficients of the tailfins were obtained from the wind tunnel test data and roll-damping coefficients were calculated by missile DATCOM. The roll-rate and roll lock-in of the freely spinning tailfins were calculated by applying these values to the roll-rate equation for freely spinning tailfins. The calculation results showed good agreement with the wind tunnel test data, and the roll lock-in could be anticipated as well.

초 록

본 논문은 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 유도 미사일에 대해 Falanga의 회전을 계산식을 자유회전 테일핀에 적용하여 자유회전 테일핀의 roll lock-in 현상을 예측하였다. 예측 결과의 정확도를 확인하기 위하여 Blair의 풍동시험 결과와 비교하여 검증하였다. 자유회전 테일핀의 회전을 계산 시에 필요한 테일핀의 롤링 모멘트는 풍동시험 결과를 이용하였고 롤 댐핑 모멘트는 missile DATCOM을 이용하여 계산하였다. 이를 자유회전 테일핀의 회전을 계산식에 대입하여 자유회전 테일핀의 회전을 및 Roll lock-in 현상을 예측하였으며 풍동시험 결과와 비교하였다. 검증결과, 자유회전 테일핀의 회전을 및 Roll lock-in 현상 예측 결과가 풍동시험 결과와 잘 일치하는 것을 확인 할 수 있었다.

Key Words : Roll Lock-in Phenomenon(회전잠김 현상), Roll-Rate(회전율), Freely Spinning Tailfin(자유회전 테일핀)

1. 서 론

커나드를 이용한 유도 미사일은 작은 커나드 변위에서 큰 힘을 가지며 구동기의 소형화가 가

† 2010년 5월 26일 접수 ~ 2010년 8월 25일 심사완료
* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소
교신저자, E-mail : thcho@gnu.ac.kr
경남 진주시 가좌동 900번지

능하여 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 역 롤(adverse roll) 또는 역 요(adverse yaw) 등이 발생하여 조종성을 상실할 수도 있다[1].

이러한 현상을 방지하고 공기역학적인 불확실성(uncertainty)을 줄이는 효과적인 방법으로 자유회전 테일핀(freely spinning tailfins)을 이용한다. 이 방법은 테일핀 허브에 베어링을 설치하여 동체 축 방향을 기준으로 자유롭게 회전하게 하는 것이다. 이러한 테일핀의 자유회전 문제는 기본적으로 공기역학적인 문제와 동역학적인 문제가 중첩되는 물리적인 현상으로 상당히 어려운 문제로 여겨진다. 따라서 현재에도 자유회전 테일핀을 갖는 유도 미사일의 공력특성에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[2-14].

자유회전 테일핀을 이용함으로써 후류에 의한 공기역학적인 불확실성은 줄어들었으나 특정 조건에서 자유회전 테일핀이 회전하지 않는 roll lock-in(회전잠김) 현상이 발생하였다. roll lock-in 현상이 발생하면 유도하지 않은 측력(side force) 및 요잉 모멘트(yawing moment)가 발행하게 되어 유도 조종 및 탄도궤적 예측에 어려움을 야기하게 된다. 따라서 이러한 현상에 대한 연구가 필요하게 되었다[3-5, 13-19].

본 논문은 앞서 언급한 자유회전 테일핀이 회전하지 않는 roll lock-in 현상에 대해 Falanga의 회전을 계산식[2]을 이용하여 자유회전 테일핀의 roll lock-in 현상을 예측하였고 풍동시험 결과와의 비교를 통해 계산결과의 정확도를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 회전율 계산식

자유회전하고 있는 물체의 경우 정상상태에서 롤링 모멘트(rolling moment)는

$$M_x = \sum \text{Moments} \equiv 0 \quad (1)$$

이 되어야 함으로 아래의 식 (2)이 성립한다.

$$\sum \text{Moments} = M_{AF} + M_{AD} + M_{BF} = 0 \quad (2)$$

$$1 + \frac{M_{AD}}{M_{AF}} + \frac{M_{BF}}{M_{AF}} = 0 \quad (3)$$

AF, AD, BF는 각각 공기력(aerodynamic force), 공기감쇠(aerodynamic damping), 베어링 마찰력(bearing friction)을 나타낸다. 여기서 베어링의 마찰력 M_{BF} 은 M_{AF} 비해 매우 작다고 하면

$$\frac{M_{BF}}{M_{AF}} \cong 0 \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (4)$$

이 되고, 식 (3)은

$$1 + \frac{M_{AD}}{M_{AF}} = 0 \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (5)$$

이 된다. 여기서 M_{AF} 와 M_{AD} 는 다음과 같고

$$M_{AF} = C_{l_{q\infty}} S_R L_R \quad (6)$$

$$M_{AD} = C_{lp} (p L_R / 2 V_\infty) q_\infty S_R L_R \quad (7)$$

각각의 값을 식 (5)에 대입한 후 정리하면, 최종적으로 Falanga의 회전을 계산식이 된다.

$$p \frac{L_R}{2 V_\infty} = - \frac{C_l}{C_{lp}} \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (8)$$

이 식은 자유회전하고 있는 물체에 작용하는 힘과 회전율과의 관계식으로 C_l , C_{lp} 계산을 통해 예측 가능함을 알 수 있다. 식 (8)을 회전을 (p)에 대해 정리하면 식 (9)와 같다.

$$p = - \frac{2 V_\infty C_l}{L_R C_{lp}} \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (9)$$

위 식을 자유회전 테일핀의 회전을 계산에 적용하였다. 여기서 C_l , C_{lp} , q_∞ , S_R , L_R , V_∞ 은 각각 롤링 모멘트 계수(rolling moment coefficient), 롤 댐핑 계수(roll-damping coefficient), 자유흐름의 동압(free stream dynamic pressure), 기준 면적(reference area), 기준 길이(reference length), 자유흐름의 속도(free stream velocity)를 나타낸다.

2.2 테일핀의 회전을 및 Roll Lock-in 현상 예측

자유회전하고 있는 테일핀의 경우에 대하여 테일핀에 작용하는 힘을 식 (9)에 적용하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$p_{Tailfins} = - \frac{2 V_\infty C_{l_{Tailfins}}}{L_R C_{lp_{Tailfins}}} \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (10)$$

V_∞ , L_R 은 주어진 값이므로 $C_{l_{Tailfins}}$ 과 $C_{lp_{Tailfins}}$ 의 값을 계산하면 자유회전 테일핀의 회전을 계산할 수 있다.

자유회전하고 있는 테일핀에 작용하는 롤링 모멘트는 풍동시험에서 측정하기 어렵기 때문에 동일한 공력 조건의 고정 상태인 테일핀에서 측정된 롤링 모멘트를 대신 사용하여 자유회전 테일핀의 회전을 계산하였다[6].

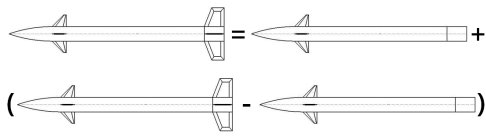


Fig. 1. Separation of rolling moment on missile

고정 테일핀의 경우의 $C_{l_{Tailfins}}$ 은 다음과 같은 방법으로 계산할 수 있다. 미사일 전체에 작용하는 힘은 Fig. 1과 같이 나타낼 수 있으며 테일핀의 회전에 영향을 주는 성분인 롤링 모멘트에 대해 정리하면 식 (11)과 같이 나타낼 수 있다.

$$M_x = M_{x_{Canards}} + (M_x - M_{x_{Canards}}) \quad (11)$$

초음속 유동에서 테일핀에 의해 발생된 유동장의 변화가 커나드에 영향을 주지 않는다고 가정하면 테일핀에 작용하는 힘은 Fig. 2와 같이 나타낼 수 있다.

이를 식 (11)에 적용하여 테일핀의 롤링 모멘트에 대해 정리하면 아래의 식 (12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_{x_{Tailfins}} = M_x - M_{x_{Canards}} \quad (12)$$

$$C_{l_{Tailfins}} = C_l - C_{l_{Canards}} \quad (13)$$

따라서 $C_{l_{Tailfins}}$ 은 미사일 형상 전체의 C_l 과 동체가 있을 때 커나드에 작용하는 $C_{l_{Canards}}$ 을 계산함으로써 예측 가능하다.

자유회전 테일핀의 경우에는 테일핀이 동체 축을 기준으로 자유회전하므로 테일핀의 경사각 (bank angle) 위치에 따라 테일핀에 작용하는 C_l 은 Fig. 3과 같이 변화한다.

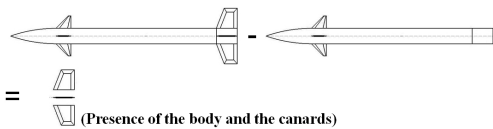


Fig. 2. Calculation of rolling moment on tailfins

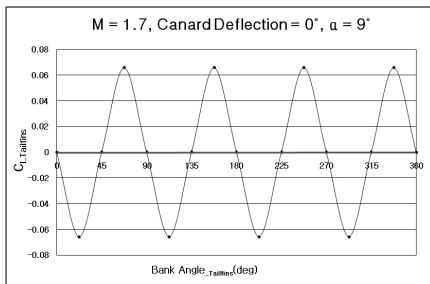


Fig. 3. Rolling moment based on tailfin location of bank angle

따라서 테일핀의 경사각 위치에 따른 롤링 모멘트 계수의 변화를 평균한 $C_{l_{mean}}$ 를 이용함으로써 더욱 정확한 자유회전 테일핀의 회전을 계산할 수 있다[6]. 이를 각 식에 적용하여 정리하면 자유회전 테일핀에 작용하는 힘과 회전율은 식 (14), (15)와 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{l_{Tailfins_{mean}}} = C_{l_{mean}} - C_{l_{Canards}} \quad (14)$$

$$p_{Tailfins_{mean}} = -\frac{2V_{\infty}C_{l_{Tailfins_{mean}}}}{L_R C_{p_{Tailfins}}} \quad (\text{for } M_{BF} \ll M_{AF}) \quad (15)$$

자유회전 테일핀의 roll lock-in 현상은 자유회전 테일핀이 회전하지 않고 멈춰있는 상태를 의미한다. 테일핀의 회전하지 않는 것은 식 (2)에서 회전을 유발하는 공력에 의한 롤링 모멘트가 회전을 방해하는 마찰력보다 작거나 작용하지 않기 때문이다. 풍동시험에서 베어링의 마찰력은 매우 작게 설계되어 있기 때문에 다음과 같이 공력에 의한 롤링 모멘트는 0이라고 추정할 수 있다.

$$C_{l_{Tailfins}} = 0 \quad (16)$$

따라서 테일핀에 작용하는 롤링 모멘트가 0이 되는 조건을 찾음으로써 roll lock-in 현상을 예측할 수 있다.

2.3 검증모델

앞서 유도된 자유회전 테일핀의 롤링 모멘트 및 회전을 계산식 (14), (15)를 검증하기 위하여 Blair가 Langley unitary plan wind tunnel에서 수행한 시험모델[3,4]에 대해 풍동시험 결과를 적용하여 자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 예측해 보았다.

풍동시험 모델은 Fig. 4와 같으며 tangent ogive 기수(nose)와 원통형 몸체에 사다리꼴형 커나드 및 테일핀이 부착된 형태이다. 기수의 날선비(fineness ratio)는 3이고, 전체 형상의 날선비는 15이다. 커나드는 + 형태로 배치되어 있으

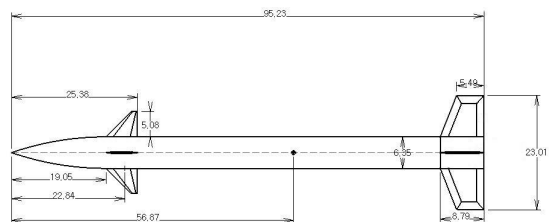


Fig. 4. Detail configuration of the model(cm)

며 자유회전 테일핀은 저 마찰 베어링을 이용하여 동체 축을 기준으로 360° 자유회전하게 되어 있다. 고정 테일핀의 풍동시험인 경우에는 테일핀의 배치가 +, × 두 가지 형태로 시험되었으며 기움각(cant angle)은 없다.

Blair의 풍동시험에서는 고정 테일핀인 경우(body + canard + fixed tailfin)와 자유회전 테일핀인 경우(body + canard + freely spinning tailfin)에 대해 풍동시험을 수행하였다. 따라서 커나드 동체만의 롤링 모멘트를 유추하기 위하여 다음과 같은 가정하였다. 자유회전 테일핀은 저 마찰 베어링을 사용하여 공력에 의해 발생하는 롤링모멘트가 동체에 매우 작게 또는 전달되지 않게 설계되어 있다. 또한 베어링의 마찰력에 의해 동체로 전달되는 롤링 모멘트는 공력에 의해 발생하는 미사일 전체의 롤링 모멘트에 비해 매우 작다. 따라서 자유회전 테일핀의 풍동시험 결과(롤링 모멘트)를 커나드 동체일 때의 결과로 간주하였다[7].

시험 조건은 Table 1과 같고 힘과 모멘트는 six-component electrical strain-gauge balance로 측정되었다. 자유회전 테일핀의 회전율은 infrared emitter와 phototransistor에 의해 측정되었고 정확도는 ± 25 rpm이다.

풍동시험에서는 자유회전 테일핀의 회전을 유도하기 위하여 Fig. 5와 같이 커나드를 $\delta_{yaw} = -5^\circ$, $\delta_{roll} = 5^\circ$ 로 조종하였다. 커나드 조종에 의해 발생된 비대칭 후류는 자유회전 테일핀의 회전을 유도하게 된다.

Table 1. Wind tunnel test condition

Mach Number	Stagnation Temperature	Stagnation Pressure (absolute)	Reynolds Number
1.7	325(K)	53.3(kPa)	6.6×10^6 (/m)
2.86	325(K)	92.6(kPa)	6.6×10^6 (/m)

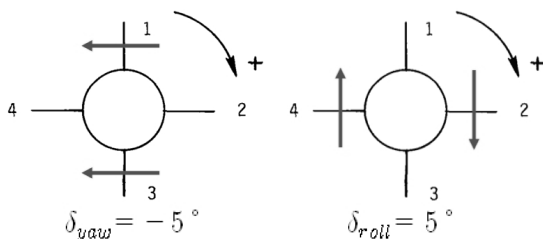


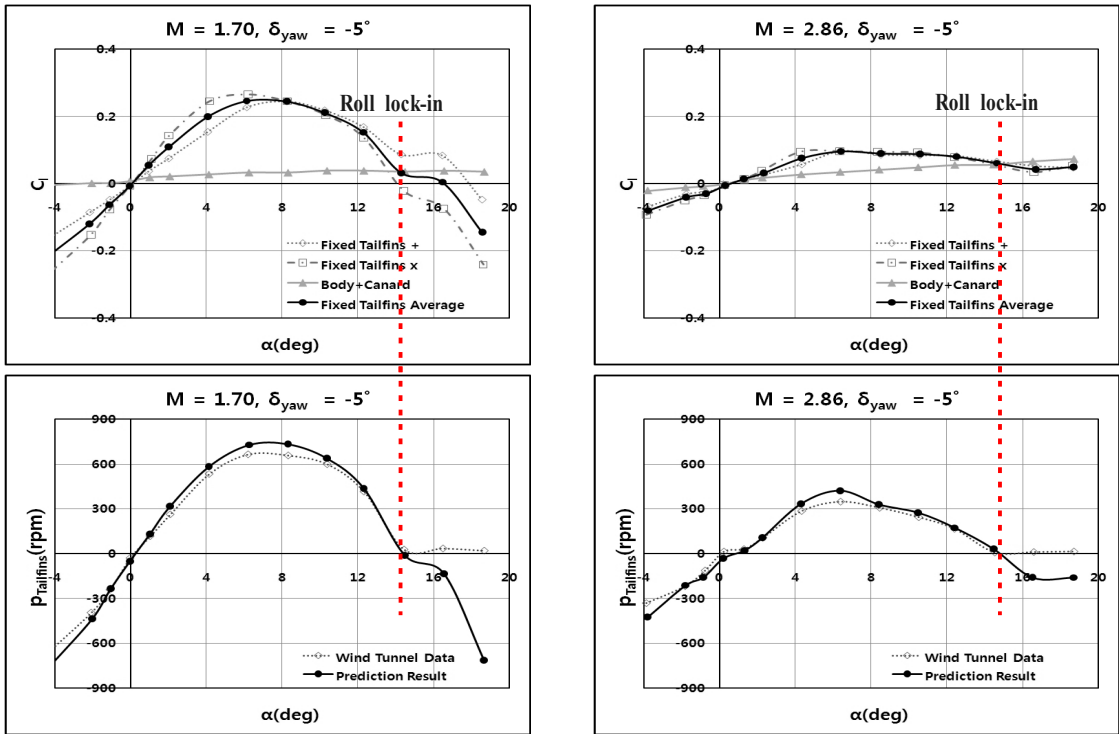
Fig. 5. Canards yaw and roll control(rear view)

2.4 결과 및 검토

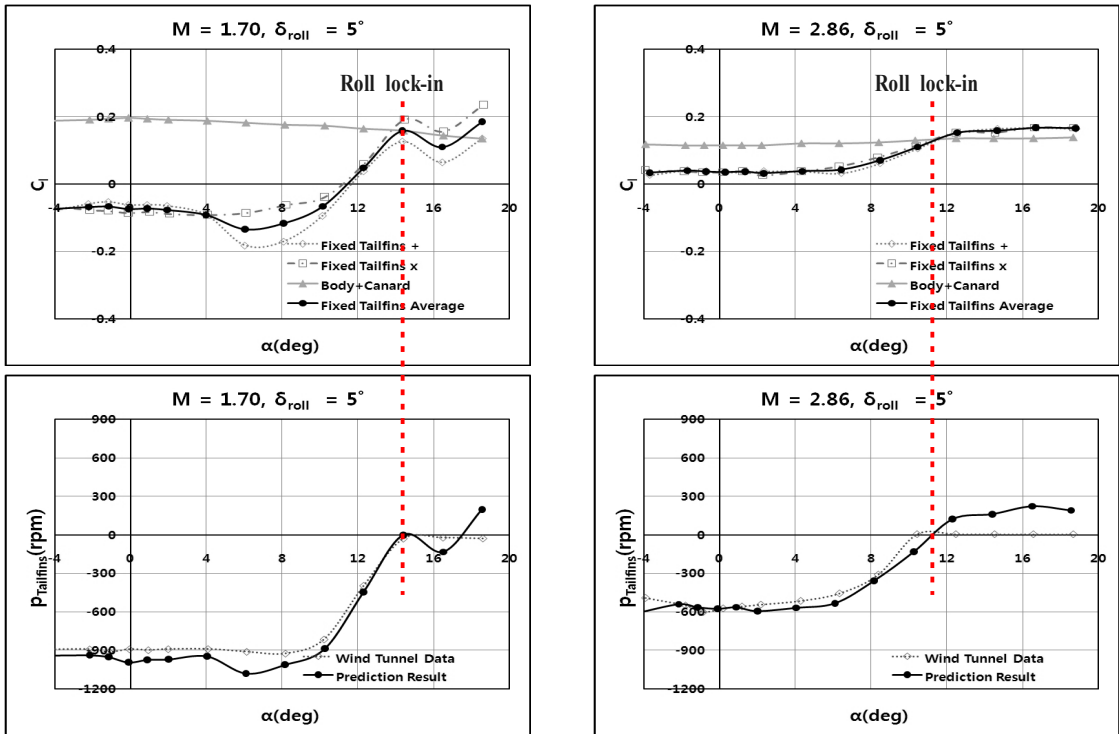
자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 예측하기 위해서는 $C_{l_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 및 $C_{lp_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 계산이 필요하다. $C_{l_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 은 Fig. 7의 +, × 고정 테일핀의 풍동시험 결과를 평균한 값 $C_{l_{mean}}$ 에 동체, 커나드의 풍동시험 결과인 $C_{l_{Canards}}$ 을 뺀 값을 식 (14)에 적용하여 계산하였다. $C_{lp_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 은 Edmonson, Whyte, R. E., Whyte, R. H., Adams와 Lomax의 연구[20-24]를 통해 구할 수 있으며 본 연구에서는 실험적 방법 및 풍동시험과 단도 시험의 상호 관계를 이용하여 C_{lp} 을 계산하는 방법[22]을 적용한 MISSILE DATCOM[25,26]을 이용하여 $C_{lp_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 을 구하였다. 앞서 계산한 $C_{l_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 와 $C_{lp_{Tailfin_{s_{mean}}}}$ 의 값을 식 (15)에 대입하여 테일핀의 회전을 계산하였다.

계산결과, Fig. 6과 같이 풍동시험 결과와 매우 유사한 결과를 보였다. 테일핀의 회전율의 경우, 계산결과가 풍동시험의 테일핀 회전을 보다 항상 크게 예측되었다. 이는 자유회전 테일핀의 베어링의 마찰력에 의한 것으로 판단된다. Roll lock-in의 경우, 식 (11), (12) 및 풍동시험 결과를 이용하여 $C_{l_{Tailfin_{s_{mean}}}} = 0$ 이 되는 조건을 찾음으로써 roll lock-in 현상이 발생하는 위치를 확인 할 수 있었다. Fig. 6의 (a)는 커나드 $\delta_{yaw} = -5^\circ$ 조종시의 결과이고 (b)는 커나드 $\delta_{roll} = 5^\circ$ 조종시의 결과이다.

Fig. 6에서 roll lock-in 이후에 테일핀의 회전율이 풍동시험 결과와 거동이 다르게 나타났다. 향후 추가 적으로 연구되어야 할 부분이지만 본 연구에서 추측한 결과를 언급한다면 Fig. 6 (a), (b)의 왼쪽 결과에서 고정 테일핀인 경우 +, × 배치에 따라 roll lock-in이 발생하는 위치가 바뀌게 된다. Fig. 6 (a)에서 보면 테일핀의 배치가 × 형태일 경우 roll lock-in이 약 13.5°에서 발생하고 테일핀의 배치가 + 형태일 경우에는 roll lock-in이 약 18° 부근에서 발생한다. 즉, 실제 roll lock-in 현상은 약 13.5° ~ 18° 사이에 발생하며 자유회전 테일핀은 커나드와 동체의 후류에서 발생한 힘과 평형을 이루는 위치(bank angle)에서 멈춰 있을 것으로 판단된다. 따라서 풍동시험 결과는 roll lock-in 이후부터 회전율이 0으로 측정된 것으로 판단된다. 또한 roll lock-in 이후에 다시 회전하려면 관성력보다 큰 힘과 테일핀의 회전이 정상상태(steady state)로 가기 위해



(a) $\delta_{yaw} = -5^\circ$



(b) $\delta_{roll} = 5^\circ$

Fig. 6. Calculation result and comparison with wind tunnel test data

서는 시간이 필요하기 때문에 풍동시험결과와 같은 현상이 나타난 것으로 판단된다. 따라서 이와 관련된 연구는 추후에 더 연구되어야 할 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 논문은 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 유도 미사일에 대해 Falanga의 회전을 계산식을 자유회전 테일핀에 적용하여 자유회전 테일핀의 roll lock-in 현상을 예측하였다. 자유회전 테일핀의 회전을 계산 시에 필요한 테일핀의 롤링모멘트는 풍동시험 결과를 이용하였고 롤 댐핑 모멘트는 missile DATCOM을 이용하여 계산하였다. 이를 자유회전 테일핀의 회전을 계산식에 대입하여 자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 예측하였으며 Blair의 풍동시험 결과와 비교하여 검증하였다. 검증결과, 자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상 예측 결과가 풍동시험 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 예측하기 위한 추가 풍동시험 또는 동역학적 해석을 수행하지 않고도 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 예측 가능함을 확인할 수 있었다. 따라서 본 연구 내용을 자유회전 테일핀을 갖는 미사일 개발 및 관련 연구에 적용한다면 자유회전 테일핀의 회전을 및 roll lock-in 현상을 확인하는 시험 또는 해석을 조금이나마 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 (주)한화와 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업(2009-0094016)으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

참고문헌

1) 양영록, 김문석, 명노신, 조태환, "자유회전 테일핀을 갖는 미사일에 대한 Roll Lock-in 현상의 수치적 연구", 한국전산유체공학회, 제14권, 제4호, 2009, pp. 48~55.

2) Falanga, R. A., "Supersonic Investigation of a Spinning and Nonspinning Model of a Cajun (or Apache) Rocket Vehicle With Roll-Control Tabs", NASA Technical Note

D-2576, 1965.

3) Blair, A. B., "Remote Control Canard Missile with a Free-Rolling Tail Brake Torque System", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 18, No. 6, 1981, pp. 550~555.

4) Blair, A. B., "Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Canard- Controlled Missile With a Free- Rolling-Tail Brake Torque System", NASA Technical Paper 2401, 1985.

5) Blair, A. B., "Wind-Tunnel Investigation at Supersonic Speeds of a Canard- Controlled Missile With Fixed and Free- Rolling Tailfins", NASA Technical Paper 1316, 1978.

6) 양영록, 이진희, 김문석, 명노신, 조태환, "반실험적 기법 및 CFD 코드를 이용한 자유회전 테일핀을 갖는 커나드 조종 미사일에 관한 공력 해석", 한국항공우주학회지, 제36권, 제3호, 2008, pp. 220~228.

7) 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, 1998.

8) 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, 1983.

9) 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 Technical Paper 2157, 1983.

10) Allen, J. M., and Watson, C. B., "Experimental Study at Low Supersonic Speeds of a Missile Concept Having Opposing Wraparound Tails", NASA Technical Memorandum 4582, 1944.

11) 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, 2003.

12) 2003, Nygaard, T. A., "Aeromechanic Analysis of a Missile with Freely Spinning Tailfins", 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida.

- 13) 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, 2002.
- 14) 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, 2002.
- 15) Ananthkrishnan, N. and Raisinghani, S. C., "Steady and Quasisteady Resonant Lock-In of Finned Projectiles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 29, No. 5, 1992, pp. 692~696.
- 16) Murphy, C. and Mermagen, W., "Spin-Yaw Lockin of an Elastic Finned Projectile", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 1, 2005, pp. 121~130.
- 17) Hall, L. H., "Chimera Moving Body Methodology for Rolling Airframe Missile Simulation with Dithering Canards", 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, St. Louis, Missouri, 2002.
- 18) Ananthkrishnan, N., Raisinghani, S. C. and Pradeep, S., "Transient resonance of rolling finned projectiles", *Proc Instn Mech Engrs*, Vol. 213, Part G, 1999.
- 19) 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, No. 6, 2000, pp. 731~739.
- 20) Edmonson, J. L., "Damping in Roll of Rectangular Wings of Several Aspect Ratios and NACA 65A Series Airfoil Sections of Several Thickness Ratios at Transonic and Supersonic Speeds as Determined with Rocket-Powered Models", NACA RM L50E25, 1950.
- 21) Whyte, R. E., "Spinner-A Computer Program for Predicting the Aerodynamic Coefficients of Spin Stabilized Projectiles", General Electric Class 2 Reports, 1969.
- 22) Whyte, R. H., "A Revised Clp Algorithm for Spin-73", G.E. Armament Systems Department, Dec., 1979.
- 23) Adams, G. J. and Dugan, D. W., "Theoretical Damping in Roll and Rolling Moment Due to Differential Wing Incidence for Slender Cruciform Wings and Wing-Body Combinations", NACA Technical Report 1088, 1952.
- 24) Lomax, H. and Heaslet, M. A., "Damping-in-roll Calculations for Slender Swept-back Wings and Slender Wing-Body Combinations", NACA Technical Notes 1950, Sep., 1949.
- 25) Blake, W. B., *Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision*, USAF, 1998.
- 26) 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.