



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(9), 721-727(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.9.721

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

아음속 유동에서 그리드핀 유도무기의 공력특성 분석을 위한 실험적연구

이영빈¹, 이창구², 이종건³, 김성철⁴, 김남균⁵

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics for Missile Configuration With Grid Fins in Subsonic Flow

Yeongbin Lee¹, Changgu Lee², Jonggeon Lee³, Sungcheol Kim⁴ and Namgyun Kim⁵

Agency for Defense Development

ABSTRACT

In this paper, aerodynamic characteristics of missile configuration with various grid fins in subsonic flow. To investigate the effects of grid fin shape, four types of experimental models were used. In addition, to examine aerodynamic characteristics of missile configurations with various grid fins according to effects of Reynolds numbers and configurations of grid fins, 6-components aerodynamic forces and moments were measured by internal balance in wind tunnel test.

초 록

본 논문에서는 아음속유동에서 그리드핀 유도무기의 공력특성을 실험적연구를 통하여 기술하였다. 그리드핀 형상에 의한 영향을 살펴보기 위해 폐쇄율을 달리한 그리드핀 형상모델을 이용하였다. 공기역학적특성을 살펴보기 위해 그리드핀 포함 유도무기 형상의 6성분 공기역학적 힘과 모멘트를 측정하여 레이놀즈수에 의한 영향, 그리드핀 형상에 의한 영향, 조종성능 등을 알아보았다.

Key Words : Wind Tunnel Test(풍동시험), Subsonic Flow(아음속 유동), Grid fin(그리드핀)

1. 서 론

일반적으로 유도무기나 로켓에서 조종이나 안정을 위한 자세제어로 통상적인 날개(평판) 형태의 핀을 사용한다. 하지만 유도무기나 로켓의 받음각이 증가하게 되면 날개의 앞전에서 발생하는 박리흐름으로 인하여 실속이 발생하게 되며 이로 인해 조종성이 현저하게 떨어지게 된다. 이를 보완하기 위하여 수십 년 전부터 유도무기나 로켓에 일반적인 날개형태의 핀 대신 격자모양의 그리드핀을 적용한 경우가 종종 보고되고 있다[1-4]. 이는 상대적으로 유도무기나 로켓의 조종성 확보를 위한 새로운 공기역학적 기술이

라 볼 수 있다. 그리드핀의 장점으로는 짧은 코드길 이로 인해 핀에 발생하는 힌지모멘트가 작고 날개의 구동부 크기가 작아 공간의 제약성이 작아지며, 앞서 언급한 바와 같이 받음각이 높은 경우에도 조종성을 확보할 수 있다는 것이다. 하지만 단점으로는 일반적인 날개형태의 핀에 비하여 항력이 크게 발생하며, 천음속 영역에서 공기역학적 효율성이 떨어지고 복잡한 구조의 제작성을 들 수 있다[5-8].

본 논문에서는 그리드핀을 포함하는 유도무기 형상에 대하여 아음속 풍동시험을 통하여 기본공력특성을 분석하여 그리드핀이 가지는 공력특성에 대하여 확인하였다.

† Received : April 21, 2021 Revised : June 11, 2021 Accepted : July 14, 2021

¹⁻⁵ Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : yblee@add.re.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

II. 본 론

2.1 시험방법 및 조건

2.1.1 시험장비

본 시험에 사용된 국방과학연구소 아음속 풍동은 Fig. 1의 개략도와 같이 폐회로 단일 순환식이며 수축비는 9:1이다. 시험부 크기는 3m(폭)×2.25m(높이)×8.75m(길이)이고, 폐쇄형 시험부(Closed test section)와 개방형 시험부(Open test section)로 구성되어 있으며, 본 시험은 폐쇄형 시험부에서 수행되었다. 풍동의 유속은 폐쇄형 시험부에서 10~120 m/sec 범위에서 설정한 풍속이 ±0.2m/s 오차 이내로 유지되며, 유질은 난류도 0.08% 이내, 흐름각 변화는 0.1° 이내, 동압 변화 0.25%, 전압 분포(ΔCpt)는 ±0.003, 정압 분포(ΔCp)는 ±0.003 이내, 시험부 내 온도 분포는 0.5°C 이내로 조정된다.

시험모형에 작용하는 6성분 공력과 모멘트를 측정하기 위해 STARCS-25 내장형 밸런스를 사용하였고, 보다 정밀한 시험모형의 받음각(Pitch Angle)을 계측하기 위해 Schaevitz사의 Servo-inclinometer LSRP90을 모형 내부에 장착하였다. 또한, 모형 내부와 자유흐름과의 압력 차에 의한 공극 압력을 측정하기 위해 Barocel Pressure TDX 590을 사용하였다.

2.1.2 시험모델

시험 모델은 그리드핀을 포함한 유도무기 형상이며, 길이는 1,664mm, 동체의 지름은 160mm이다. 그리드핀은 그리드 간격 및 스패ん 길이를 조절하여 총 4가지 대표 형상을 선정하였다. 그리드핀 형상정보는 Fig. 2와 같이 스패ん길이는 128mm, 너비는 70mm, 코드는 13mm이다. 웹의 두께는 0.8mm이다. 시험모델의 공기역학적 특성을 파악하기 위해 시험모델의 내부에 6분력 밸런스를 장착하여 시험을 수행하였다. Fig. 3은 그리드핀 형상(왼쪽부터 GFA1, GFA2, GFA3, GFB) 사진이며, 그리드핀 형상에서 핀의 웹면적은 GFA1을 기준으로 하여 GFA2는 2.3배, GFA3는 6.5배로 증가한다. GFB는 GFA3와 비교하여 셀의 면적

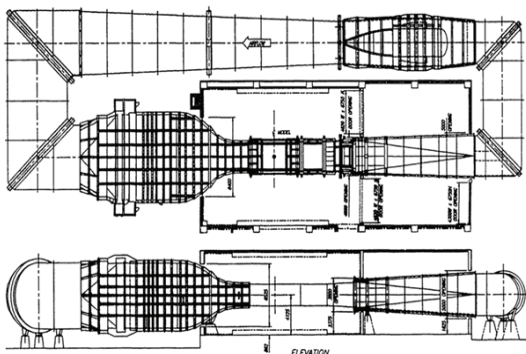


Fig. 1. Schematics of ADD Subsonic WT

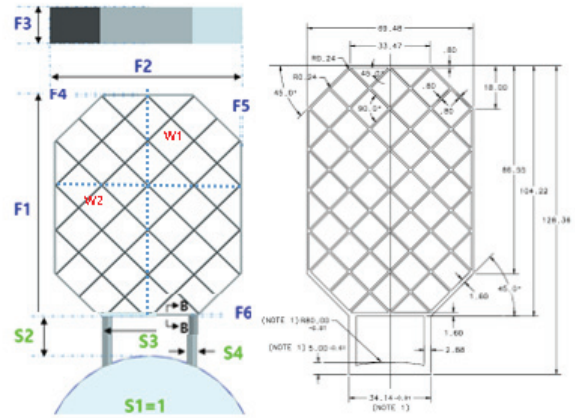


Fig. 2. Schematics of grid fin and example

은 같지만 핀의 스패ん의 길이가 짧아 전체면적이 감소한 모델이며 GFA1과 비교 시 4.8배 증가하였다. Fig. 3은 시험모델을 시험부에 장착한 형상이다. 여기서 웹면적에 대한 폐쇄율은 핀의 전체면적에서 각각의 웹면적을 계산하여 전체면적으로 나눈 값을 나타낸다. 웹면적을 구하기 위한 서명과 수식은 다음과 같다.

$$F1n = F1 - F4 - F6$$

$$F1n = F1 - F4 - F6$$

$$F2n = F2 - 2 * F5$$

$$C1 = F1n / W1 - 2 * 0.5 * W3 / \cos\theta$$

$$C2 = F2n / W2 - 2 * 0.5 * W3 / \sin\theta$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{F1n / W1}{F2n / W2} \right)$$

$$S_{web} = 0.5 * C1 * C2$$

$$Blocakage = S_{web} / S_{fin} * 100[\%]$$

Table 1. Parameters of shape

No.	Description
F1	Fin span [m]
F2	Fin width [m]
F3	Fin chord [m]
F4	Thickness of frame (upper) [m]
F5	Thickness of frame (side) [m]
F6	Thickness of frame (lower) [m]
W1	Number of webs (cells) (span-wise)
W2	Number of webs (cells) (width-wise)
W3	Web thickness [m]
S1	Support type (1: double wedge support, 2: circular cylinder)
S2	Support height [m]
S3	Number of cells for support width
S4	Thickness of support [m]

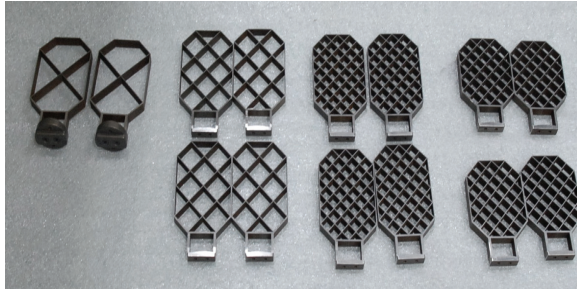


Fig. 3. Grid fin models (GFA1, GFA2, GFA3, GFB1 : left to right)



Fig. 4. Test model in Test section

2.1.3 시험조건 및 방법

Figure 4와 같이 유동 속도 80m/s, 받음각 $-4\sim 22^\circ$ 에서 시험을 진행하였다. 이때의 레이놀즈수는 8.4839×10^5 (기준길이: 동체단면지름)이다. 데이터 측정방식은 임의의 받음각에서 5초간 측정하여 평균하여 사용하였다. 또한 스팅간섭효과를 보정하기 위해 공극압력을 측정하여 축력계수를 보정하였다.

III. 시험결과 및 분석

Figures 5~13은 그리드핀 형상별 레이놀즈수가 변화함에 따른 결과를 나타내고 있다. 그리드핀의 폐쇄율이 가장 작은 GFA1의 경우 레이놀즈수가 증가함에 따라 축력은 점차 증가하며, 수직력과 피칭모멘트는 차이가 없음을 알 수 있다. GFA2는 축력은 레이놀즈수 증가함에 따라 역시 증가하며, 특히 GFA1의 축력의 경우 낮은 받음각에서 변화가 없었던 반면 낮은 받음각에서 축력증가가 나타나는 것을 알 수 있다. 수직력은 GFA1의 결과와 비교하여 받음각이 높아지는 경우 레이놀즈수에 따른 영향으로 수직력 증가량이 더 커짐을 확인하였다. 피칭모멘트는 레이놀즈수에 따른 영향이 GFA1의 시험결과와 같이 큰 영향이 없었다. 그리드핀의 폐쇄율이 가장 큰 GFA3의 경우 일정 레이놀즈수 이상에서 축력은 별다른 차이가 없었으나 수직력과 피칭모멘트에서 레이놀즈수가 증가함에 따라 발생량 증가가 더 커짐을 확인하였다.

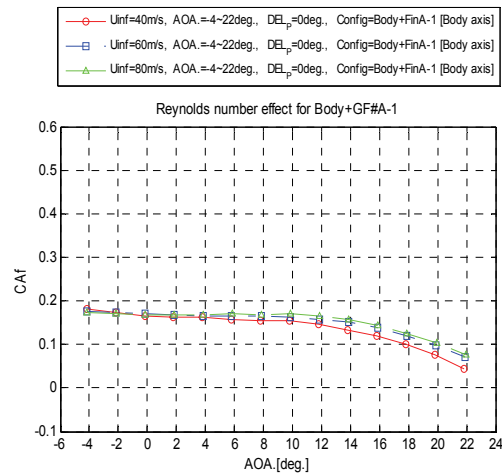


Fig. 5. Reynolds number effect of axial force coefficient for Body+GFA1

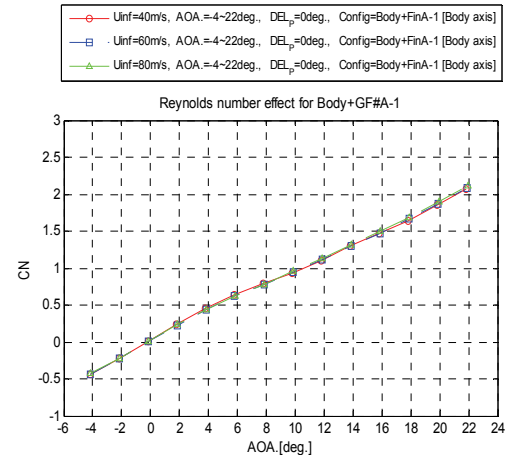


Fig. 6. Reynolds number effect of normal force coefficient for Body+GFA1

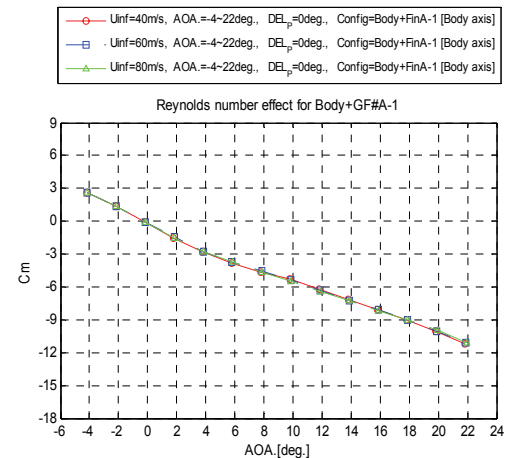


Fig. 7. Reynolds number effect of pitching moment coefficient for Body+GFA1

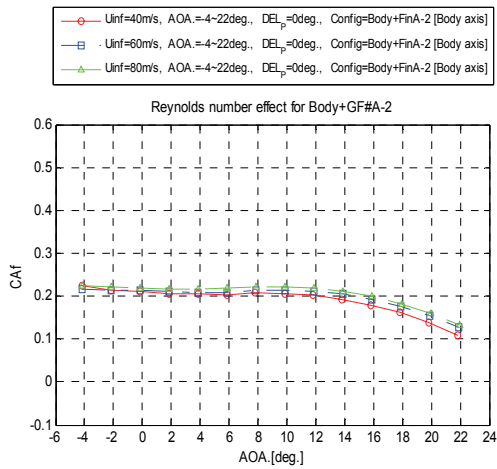


Fig. 8. Reynolds number effect of axial force coefficient for Body+GFA2

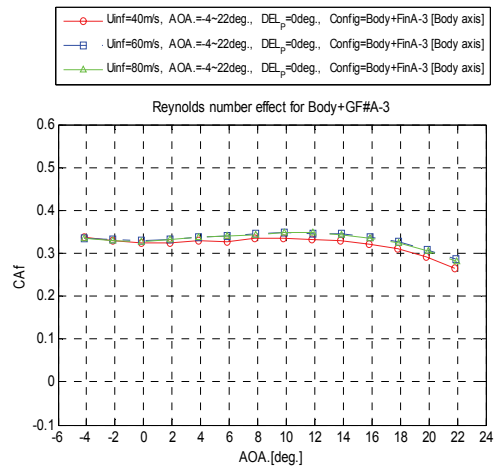


Fig. 11. Reynolds number effect of axial force coefficient for Body+GFA3

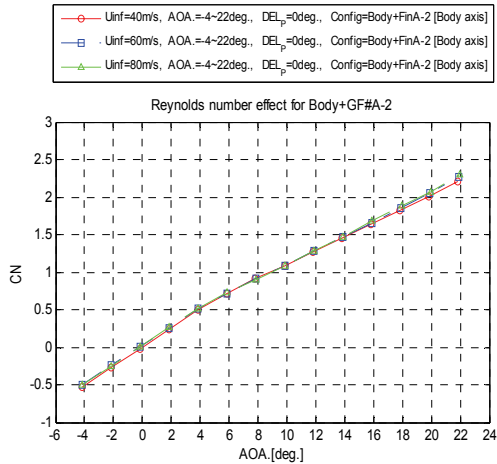


Fig. 9. Reynolds number effect of normal force coefficient for Body+GFA2

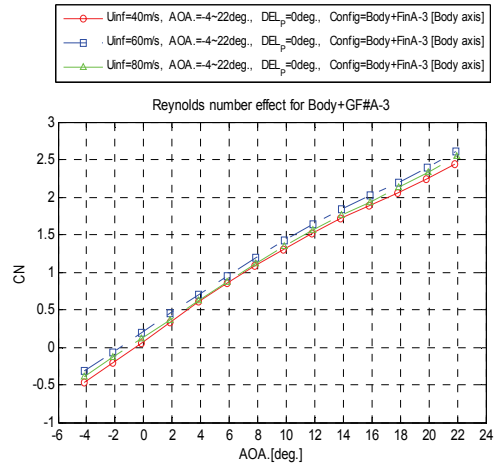


Fig. 12. Reynolds number effect of normal force coefficient for Body+GFA3

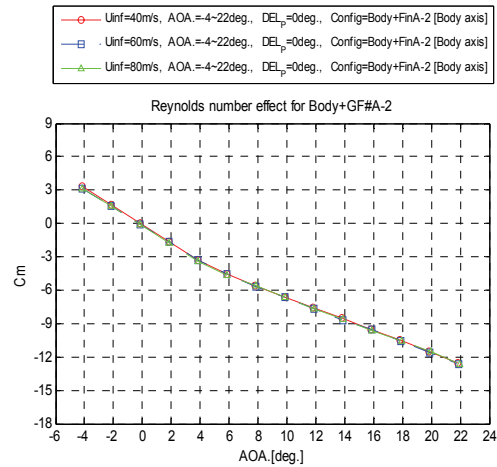


Fig. 10. Reynolds number effect of pitching moment coefficient for Body+GFA2

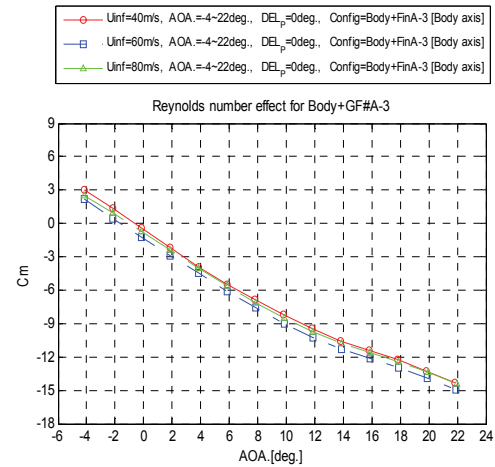


Fig. 13. Reynolds number effect of pitching moment coefficient for Body+GFA3

Figures 14~16은 그리드핀 형상에 따른 시험결과를 나타내고 있다. 그리드핀의 폐쇄율이 높아짐에 따라 그리드핀이 유동에 노출되는 면적이 증가하기 때문에 동체만의 축력계수와 비교하여 축력계수가 점차 증가하는 것을 알 수 있다. 여기서 그리드핀에 의한 축력계수 증가는 동체의 축력계수와 비교하여 100% 이상 증가하는 것으로 보아 선행연구 결과와 같이 그리드핀의 축력계수가 일반적인 날개(planar fin)를 이용하는 것보다 불리함을 알 수 있다. 그리고 그리드핀의 스펠에 따른 영향을 살펴보면 스펠길이가 감소하면 폐쇄면적이 감소함을 의미하므로 축력이 동일한 폐쇄율을 갖는 그리드핀보다 감소하게 된다.

수직력계수는 그리드핀의 폐쇄율이 높아짐에 따라 축력계수와 같이 수직력이 증가한다. 동체에서 발생하는 수직력과 비교하여 보면 그리드핀에 의해서 발생하는 수직력이 받음각 증가에 따라 기울기가 바뀌어 알 수 있다. 다시 말해 그리드핀의 폐쇄율이 6.5

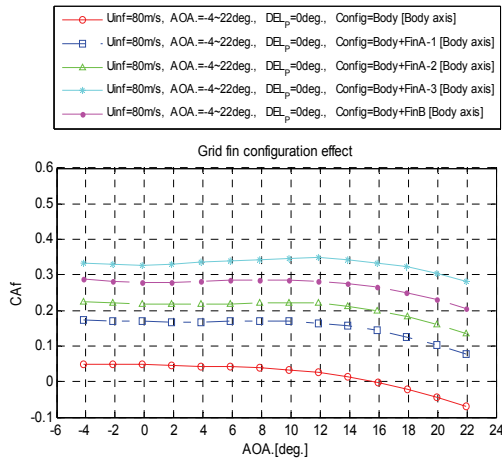


Fig. 14. Grid fin configuration effect of axial force coefficient

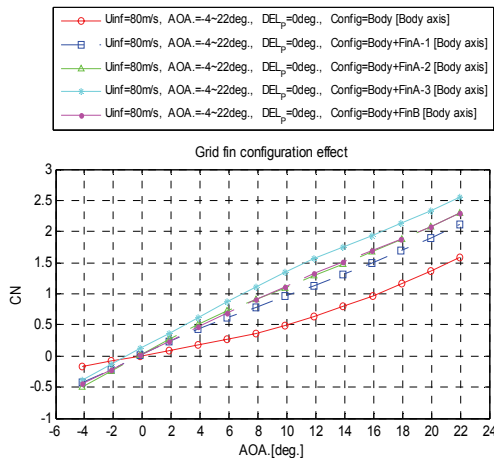


Fig. 15. Grid fin configuration effect of normal force coefficient

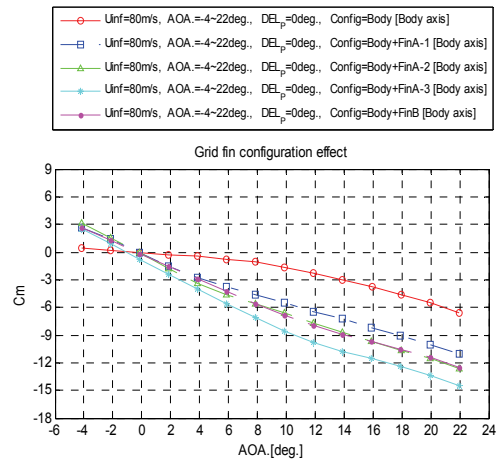


Fig. 16. Grid fin configuration effect of pitching moment coefficient

배인 GFA3 모델인 경우 GFA1, GFA2에 비해 수직력이 최대 25% 더 발생하게 되며, 받음각이 0도인 경우에도 수직력이 발생함을 알 수 있다. 스펠길이가 감소된 그리드핀 GFB 모델의 경우 수직력 발생면적 감소로 그리드핀 GFA2 모델과 비슷한 수직력이 발생된다. 양항비 측면에서 비교하여 보면 GFB의 경우 GFA2보다 양항비가 작기 때문에 공기역학적 효율이 떨어짐을 알 수 있다. 피칭모멘트계수는 동체만인 경우 받음각이 높아지면 안정한 기울기를 갖는데 반하여 그리드핀이 장착되면 더 안정한 기울기를 갖는 것을 확인하였다. 그리고 그리드핀의 폐쇄율이 증가함에 따라 더 큰 피칭모멘트를 발생시키는 것을 알 수 있다.

다음 Figs. 17~22는 피치조종성에 대한 결과를 나타내고 있다. 조종각이 증가할수록 축력, 수직력, 피칭모멘트가 모두 증가하게 된다. 하지만 수직력의 경우 받음각 증가 시 조종각이 10도인 경우에 비하여

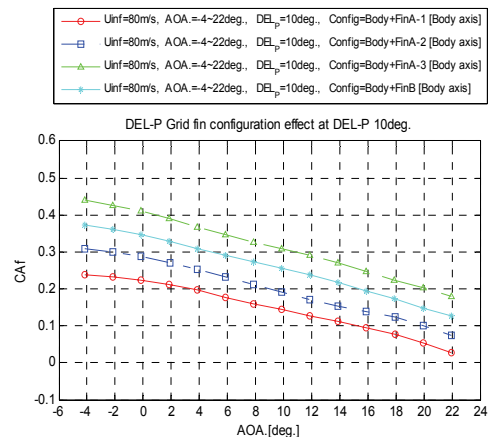


Fig. 17. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 10deg. Axial force coefficient

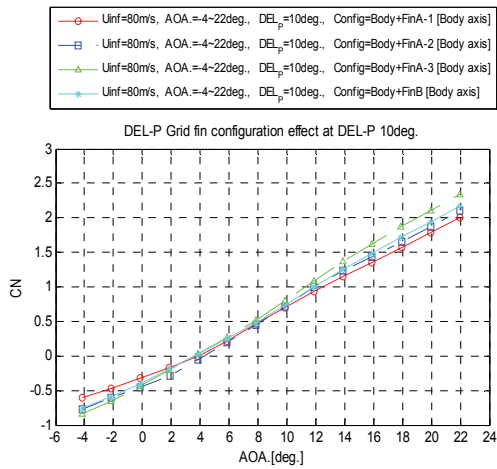


Fig. 18. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 10deg. Normal force coefficient

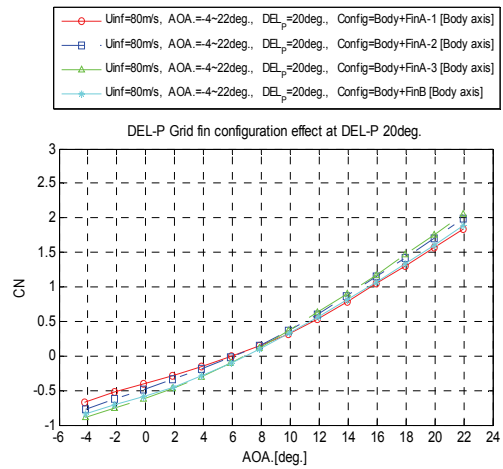


Fig. 21. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 20deg. Normal force coefficient

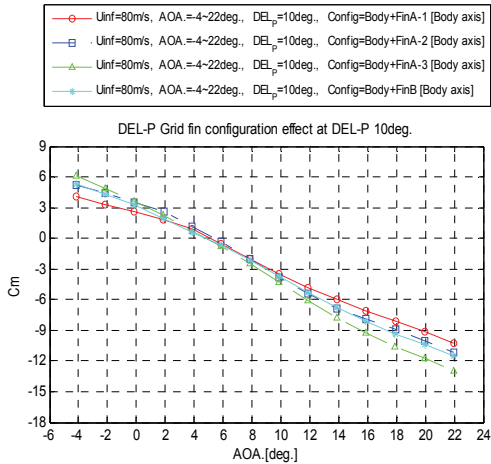


Fig. 19. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 10deg. Pitching moment coefficient

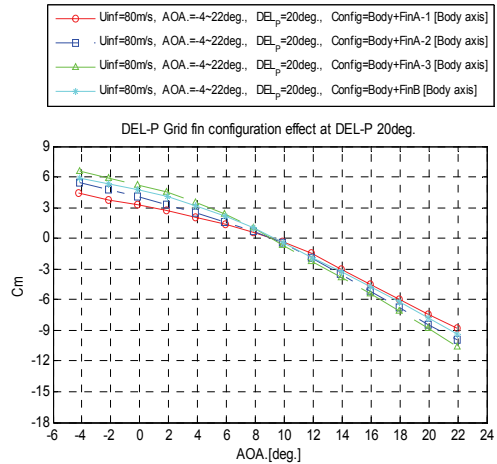


Fig. 22. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 20deg. Pitching moment coefficient

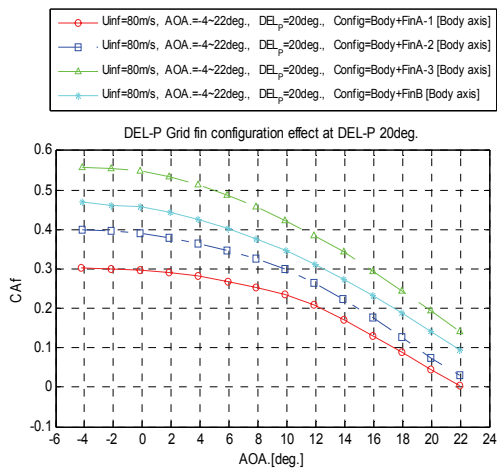


Fig. 20. DEL-P Grid fin configuration effect at DEL-P 20deg. Axial force coefficient

20도인 경우는 수직력 발생량이 거의 없음을 알 수 있으며, 이로 보아 그리드핀의 각 면적에서 유동박리 등에 의한 영향으로 효율이 감소함을 예상할 수 있다. 피칭모멘트에 의한 영향을 살펴보면 조종각이 10도에서 20도로 증가한 경우 피칭모멘트 계수 변화에 대한 큰 변화는 나타나지 않았다. 이것은 수직력과 같은 공기역학적 특성에 기인한 것으로 생각된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 아음속 유동영역에서 다양한 폐쇄율을 갖는 그리드핀형상에 따른 유도무기의 공기역학적 특성 분석을 위해 실험적 연구를 수행하였다. 비록 아음속영역에서 그리드핀 유도무기의 공기역학적 특성이 천음속이나 초음속 영역과 비교하여 상대적

으로 미약하지만, 아음속영역에서 레이놀즈수에 대한 효과가 그리드핀의 형상, 즉 폐쇄율에 따라 나타남을 확인하였고, 형상에 따라 공기역학적 특성이 달라짐 역시 확인하였다. 특히 그리드핀에 의하여 상대적으로 매우 큰 축력이 발생됨을 확인하여 그리드핀의 공기역학적 취약성을 다시 한번 확인할 수 있었다. 수직력과 피칭모멘트 역시 폐쇄율에 따라 각각의 발생량이 달라짐을 확인하였다. 추후 천음속과 초음속 유동에서 더욱 상세한 풍동시험을 수행할 예정이다.

References

- 1) Abate, G. L., Duckerschein, R. P. and Hathaway, W., "Subsonic/Transonic Free-Flight Tests of a Generic Missile with Grid Fins," AIAA 2000-0937, January 2000
- 2) Fleman, E. L., Tactical Missile Design, AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 2001, pp. 40-42.
- 3) Washington, W. D. and Miller, M. S., "Grid Fins - A New Concept for Missile Stability and Control," AIAA 93-0035.
- 4) Theerthamalai, P., Manisekaran, S. and Nagarathinam, M., "A Prediction Method for Aerodynamic Characterization of Grid-Fin Configuration at Supersonic Speeds," 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2005-4967.
- 5) Mendenhall, M. R. and Nielsen, J. N., "Effect of Symmetrical Vortex Shedding on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Wing-Body-Tail Combinations," NASA-CR-2473, 1975.
- 6) Sharma, N. and Kumar, R., "Missile Grid Fins Analysis using Computational Fluid Dynamics : A Systematic Review," INCAS BULLITIN, Vol. 11, Iss. 1, 2019.
- 7) Burkhalter, J. E., Hartfield, R. J. and Leleux, T. M., "Nonlinear Aerodynamic Analysis of Grid Fin Configurations," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 3, 1995.
- 8) Brooks, R. A. and Burkhalter, J. E., "Experimental and Analytical Analysis of Grid Fin Configurations," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 9, 1989.