

# 고받음각 초음속 유동에서의 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭 와류에 대한 수치적 연구

전영진\* · 지영무\* · 김기수\* · 서형석\* · 변영환\*\* · 이재우\*

## The Numerical Analysis of Asymmetric Vortices around the Slender body at High Angle of Attack Supersonic Flow

Young-jin Jeon\* · Young-moo Ji\* · Ki-su Kim\* · Hyung-seok Seo\* · Yung-hwan Byun\*\* · Jae-woo Lee\*

### ABSTRACT

In the case of an anti-aircraft missile, high angle of attack flight capability is required to get the agile maneuverability in a supersonic flow. Even through a symmetric slender body does not have side slip, asymmetric vortex is generated at high angle of attack conditions. This asymmetric vortex produces unnecessary side force and yawing moment; hence, these effects deteriorate directional stability. In this study, the numerical analysis of asymmetric vortices around the slender body was conducted at high angle of attack supersonic flow. In order to simulate the vortices, a bump is installed on the nose of the slender body. As a result of the numerical analysis, the asymmetric vortices around the slender body could be simulated.

### 초 록

공대공미사일의 경우 초음속 하에서 고 기동성을 얻기 위하여 고받음각 능력이 요구되어진다. 옆 미끄러짐이 없는 대칭형 세장형 몸체의 경우라도 비대칭 와류는 생성된다. 이러한 비대칭 와류는 불필요한 측력 및 요잉모멘트를 발생시키고 이는 곧 방향 안전성을 저하시킨다. 본 연구는 전산해석을 통하여 초음속유동하에서 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭 와류 모사를 실시하였으며 비대칭 와류의 모사를 위해 선두부에 Bump를 장착하였다. 전산해석 결과 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭 와류를 모사 할 수 있었다.

Key Words: High Angle of Attack(고받음각), Slender Body(세장형 몸체), Asymmetric Vortex(비대칭 와류), Side Force(측력), Yawing Moment, Bump

\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

1. 서 론

\*\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

연락처, E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr

현대의 전투기는 높은 추력 대 중량비를 가지

는 고기동성이 요구되고 있으며 이에 대응하는 대공미사일 또한 매우 높은 기동성이 요구되고 있다. 하지만 이러한 고기동성은 급격한 상승, 하강 및 선회비행을 동반하므로 미사일은 높은 받음각 하에 놓이게 된다. 미사일의 일반적이 형태는 세장형(Slender Body)이며 고받음각 하에 놓일 경우 비대칭의 와류가 발생하게 된다[1]. 이러한 비대칭 와류가 발생할 경우 미사일의 몸체는 불필요 하게 발생하는 요잉모멘트(Yawing Moment) 및 측력(Side Force)으로 인하여 가로 방향 안정성에 저해가 일어난다. 이러한 유동의 불안정성을 분석 및 해결하기 위해 많은 시험적 기법을 이용한 연구 및 전산해석(Computational Fluid Dynamics)을 이용한 해석이 진행되고 있다[2, 3, 4]. 하지만 아직까지 비대칭와류에 대하여 완벽하게 설명할 수 있는 예측방법은 미진한 상태이다.

본 연구에서는 고받음각 초음속 유동하에서의 세장형 몸체 주변에 생기는 비대칭와류의 특성을 알아보기 위해, 선두부에 Bump를 장착한 형상에 대해 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 전산해석을 수행하였다.

## 2. 본 문

### 2.1 수치기법 및 해석조건

본 연구에서 사용한 전산해석 코드는 상용 CFD 코드인 CFD-FASTRAN으로 지배 방정식으로 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다[5]. 수치기법으로 Roe's FDS(Flux Difference Splitting)에 Min-Mod Limiter를 사용하여 해의 진동을 제어 하였으며 시간적분 방법으로는 완전 내재적(Fully Implicit) 방법을 사용하였다. 난류모델은 1-Equation 모델인 Spalart-Allmaras 모델을 채택했다.

지배방정식은 축대칭 직교 좌표계에서 보존형의 벡터식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

해석 조건으로 본 연구실이 보유하고 있는 초음속 풍동인 MAF(Model Aerodynamic Facility)에서의 시험조건과 동일한 값을 사용하였다. ( $M_\infty = 3$ ,  $\alpha = 30 \text{ deg}$ )

### 2.2 전산해석 모델 및 격자계

전산해석을 위한 모델은 본 연구실에서 수행한 초음속 공중발사로켓의 설계에서 도출된 형상이며 Fig. 1에서 보는 바와 같이 해석 모델의 길이는 6.36m이고 직경은 0.6m 이다[6].

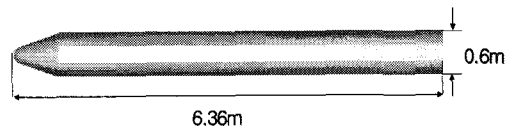


Fig. 1 Supersonic air launching rocket

해석 격자계는 Fig. 2 에 나타내었으며 2개의 Block으로 구성되어 있고 격자수는 약 89만개이다.

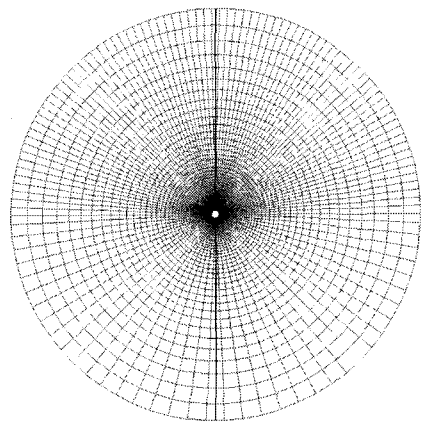


Fig. 2 Multi-block grid of outlet

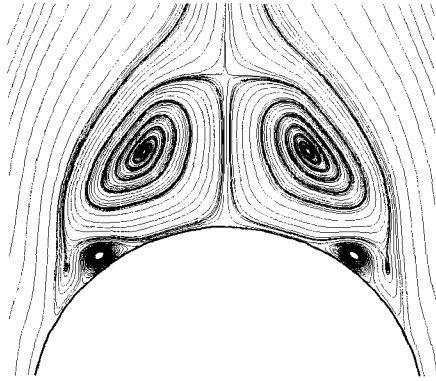


Fig. 3 Streamline at X/L=0.5

Figure 3은 정상상태에서의 대칭흐름의 계산 결과를 한 평면에 대하여 Streamline을 나타낸 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 두 와류가 대칭으로 형성됨을 알 수 있다. 하지만 Figure 4의 가시화 시험결과를 보면 대칭 흐름조건인 경우 일지라도 모델 주변에 비대칭 와류가 형성됨을 볼 수 있다. 이는 사용된 전산해석 코드의 수치 점성이 대칭적인 것을 말하며 시험에서 발견되는 비대칭 와류를 계산하기 위해서는 추가적 비대칭성을 부여해야 함을 의미한다.



Fig. 4 Asymmetric vortex through the flow visualization using LVS (Laser vapor screen) method

### 2.3 비대칭 요소의 고려

전산해석 코드에 비대칭적 요소를 부여하는

방법으로는 미소축풍, 비대칭 격자분포, 선두부의 기울기, 표면 거칠기 효과, 선두부에 인위적 장착물 부착 등의 방법이 있으며 본 연구에서는 인위적 장착물 부착방법으로 Bump를 이용하였다.

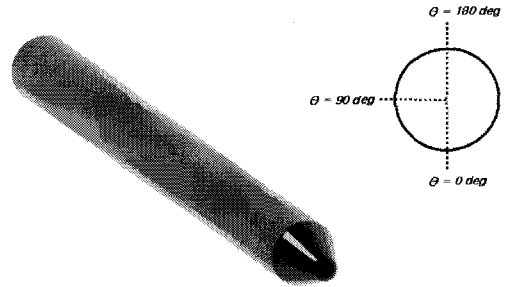


Fig. 5 The slender body with bump and direction of circumferential angle

Figure 5는 Bump가 장착된 모델의 모습을 보여주며 장착 위치는  $128^\circ \leq \theta \leq 142^\circ$  이다.  $0.167x_n$  ( $x_n$  : 발사체 선두부 길이)에서의 두께가  $0.01d$  ( $d$  : 발사체 직경),  $0.95x_n$ 에서의 두께가  $0.033d$ 이며 발사체 선두부 표면과 interpolation curve를 이용하여 표현하였다.

### 2.4 전산해석 결과

앞서 고려된 요소들을 바탕으로 수행한 전산해석 결과는 다음과 같다.

Figure 6에서 streamline 과 entropy contour를 나타내었으며 이를 통하여 세장형 몸체 주변에 생성되는 비대칭 와류를 모사 하였다. 또한 해석 모델의 뒤쪽으로 갈수록 비대칭와류의 크기가 커지는 것을 볼 수 있다.

Figure 7은  $X/L=0.5$  지점에서의 streamline을 나타낸 것으로 Fig. 3에서와는 달리 비대칭와류가 선명히 나타나는 것을 볼 수 있다. 이러한 결과는 서론에서 언급한 바와 같이 고반음각으로 비행하는 세장형 몸체에 불필요한 축력 및 요잉 모멘트 (Yawing Moment)를 발생시켜 방향 안정성에 큰 영향을 미치게 된다.

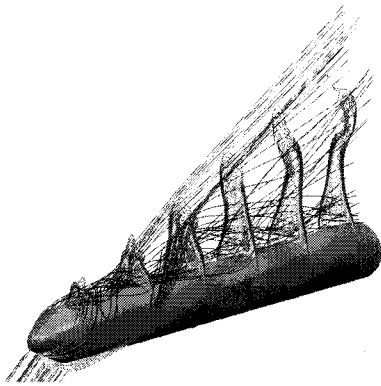


Fig. 6 Streamline and entropy contour around the slender body

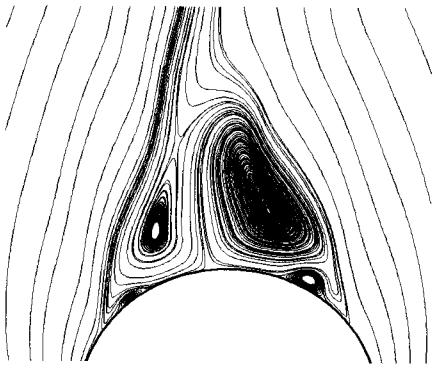


Fig. 7 Streamline at X/L=0.5

### 3. 결 론

고받음각 초음속 유동하에서의 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭와류의 특성을 알아보기 위해, 선두부에 Bump를 장착한 형상에 대해 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 전산해석을 수행하였다.

그 결과로 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭와류를 모사하였고, 이는 곧 고받음각 비행시 불필요한 측력 및 모멘트를 가져올 것으로 예측하였다.

향후 다양한 유동 조건에 대하여 추가적으로 전산해석을 수행 할 예정이며 또한 시험적 기법

을 이용하여 공력계수를 산출하고 그 결과를 향후 진행될 연구에 반영할 것이다.

### 후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구지원(과제번호 R01-2006-000-10034-0)으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Richard M. Wood, Floyd J. Wilcox, Jr., Steven X. S. Bauer, and Jerry M. Allen, "Vortex Flows at Supersonic Speed," NASA/TP-2003-211950, March, 2003
2. Gary E. Erickson and Andrew S. Inenaga, "Fiber-Optic-Based Laser Vapor Screen Flow Visualization System for Aerodynamic Research in Larger Scale Subsonic and Transonic Wind Tunnel," NASA Technical Memorandum 45144, January, 1994
3. Robert M. Hall, Gary E. Erickson, and Charles H. Fox, Jr. Daniel W. Bankes and David F. Fisher, "Evaluation of Gritting Strategies for High Angle of Attack Using Wind Tunnel and Flight Test Data for the F/A-18," NASA/TP-1998-207670, May, 1998
4. Eswar Josyula, "Computational Simulation Improvement of Supersonic High-Angle of Attack Missile Flows," Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 36, no. 1, January-February 1999
5. CFD-FASTRAN Theory Manual, CFDR, 경원테크, 2004
6. 최영창, 이재우, 변영환 "다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사 로켓 최적설계" 항공우주학회지 제 33권 제 12호, 2005, 12