

# 세장형 물체 주위 고양각 유동의 비대칭 와류 및 측력 특성에 관한 수치적 연구

정성기<sup>1</sup>, 정재홍<sup>1</sup>, 명노신<sup>2</sup>, 조태환<sup>2</sup>

## A NUMERICAL STUDY ON THE CHARACTERISTICS OF ASYMMETRIC VORTICES AND SIDE FORCES ON SLENDER BODIES AT HIGH ANGLES OF ATTACK

S.K. Jung<sup>1</sup>, J.H. Jung<sup>1</sup>, R.S. Myong<sup>\*2</sup>, and T.H. Cho<sup>2</sup>

*Flow around a guided missile in high maneuver, i.e. at a high angle of attack, shows complex phenomena. It is well known that even in geometrically symmetric conditions the flow around a missile at high angles of attack can generate unexpected large side forces and yaw moments due to asymmetric vortices. In this paper, a CFD code (FLUENT) based on the Navier-Stokes equations was used for the numerical analysis to find a suitable numerical mechanism for generation of asymmetric vortices. It is shown that a numerical technique of applying different surface roughness to a specific area of the missile nose surface gives the best fit in comparison with the experimental results. In addition, a numerical investigation of variations of side forces and pressure distributions with angle of attack and roll angle was conducted for the purpose of identifying the source of vortex asymmetries.*

**Key Words:** 고양각 공기역학(High Angle of Attack Aerodynamics), 비대칭 와류(Asymmetric Vortices), 측력 계수(Side Force Coefficient), 표면 거칠기(Surface Roughness), 대류 불안정성(Convective Instability)

### 1. 서 론

최근 유도무기의 비행 영역이 고양각 영역으로 확장됨에 따라 공기역학적 문제에 대한 연구 필요성이 증가하고 있다. 고양각 비행에서는 유동박리에 의한 와류가 중요하며 비행체에 작용하는 양력, 항력, 측력 및 모멘트를 예측하는 것이 매우 어렵다[1]. 특히 완만한 표면을 갖는 미사일 선두부의 고양각 흐름을 이해하기 위해서는 해석기법 종류와 상관없이 박리의 위치와 형상에 대한 정확한 정보가 절대적이다.

세장형 물체와 관련된 고양각 유동을 이해하기 위해서는 일차적으로 비대칭 와류의 발생 원인을 규명해야 한다. 엄밀한 이론으로 입증되지는 않았지만, 널리 인지되는 가설로 미소교란에 의해 유동의 불안정성이 증폭되어 특정영역에서 수

직력에 필적하는 큰 측력이 발생한다는 것이다[2,3]. 일반적으로 받음각이 25도 미만인 경우는 대칭 정상 유동, 45도까지는 비대칭 정상 유동, 받음각 45도를 초과할 경우 비대칭 비정상 유동 특성을 보여준다(Fig. 1 참조). 이와 같이 고양각 유동에서는 비정상 측력(Side Force)과 요 모멘트(Yaw Moment)가 발생하게 되며, 특히 비대칭 와류 흐름이 미사일의 날개에 큰 영향을 미쳐 측력 및 요 모멘트가 증폭되거나 요 모멘트의 방향이 변하게 되어 결과적으로 비행체 손실로 이어질 수 있는 위험한 상황에 직면하게 된다.

이러한 유동의 불안정성을 분석하기 위해 현재 반실험(Semi-Empirical) 기법, 비선형 와류 격자 기법, 박리면에 대한 사전 정보를 이용한 비점성 Euler 기법 및 Navier-Stokes 방정식을 이용한 CFD 기법 등이 있다. 하지만 아직 비대칭 와류를 완벽하게 설명할 수 있는 신뢰성 있는 예측 방법은 개발되지 못한 상태이다.

본 연구에서는 고양각 흐름에서의 비대칭 와류 특성과 이에 관련된 측력 발생 메커니즘을 분석하기 위해 Navier-Stokes 방정식에 기초한 CFD 코드를 이용하였다. 격자를 비대칭으로

접수일: 2006년 7월 10일, 심사완료일: 2006년 8월 7일.

1 경상대학교 대학원 항공공학과

2 중신회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

\* Corresponding author E-mail: myong@gsnu.ac.kr

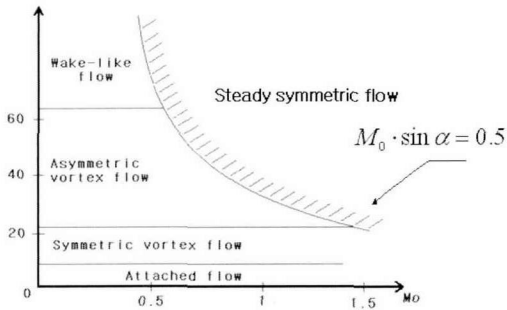


Fig. 1 Classification of flows (horizontal axis: free-stream Mach number  $M_o$ , vertical axis: angle of attack  $\alpha$ )

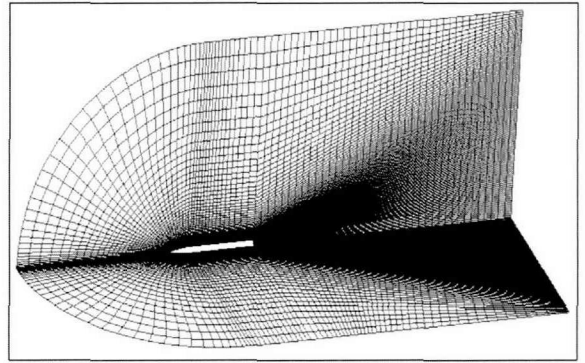


Fig. 2 Multi-block grid

생성하거나, 측각 및 표면 거칠기를 다르게 하는 방식을 통하여 유동의 비대칭성이 생성되도록 하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 CFD 해석

과거의 유도무기 주위 유동장에 관한 연구들은 주로 실험을 통해 이루어져 막대한 시간과 경비가 지출된 반면, 최근 컴퓨터의 발전에 힘입은 전산유체역학 기법은 소요 경비와 시간을 줄일 수 있어 널리 활용되고 있다. 본 연구에서는 고각각 영역에서의 유도무기에 대한 축력 발생 및 현상을 전산유체역학 기법으로 분석하고 그 가능성을 점검하였다. 물리적 모델로 대기권 공기 흐름을 정확히 묘사 할 수 있는 Navier-Stokes 방정식에 기초한 상용코드 FLUENT[4]를 사용하였다. 지배 방정식을 보존형으로 나타내면 다음과 같다.

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

수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법, 내재 시간 전진법, FDS 플럭스 계산 기법이 적용되었고, 기본 수치기법으로 2차 풍상기법, 난류 동 에너지 및 난류 소산을 계산에 1차 풍상기법이 사용되었다. 난류모델은 k- $\omega$ 와 k- $\epsilon$  모델을 테스트해 본 결과 거의 동일한 유동장을 보여주어 잘 알려진 k- $\epsilon$  모델을 사용하였다. 주요 상수들의 값은 다음과 같다[5].

$$C_\mu = 0.0845, C_{1\epsilon} = 1.42, C_{2\epsilon} = 1.68, Pr = 0.85 \quad (2)$$

또한 미소 교란에 의한 유동의 변화를 나타내기 위해 사용된 표면 거칠기를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{u' u' u'^*}{\tau_w / \rho} = \frac{1}{k} \ln \left( E \frac{\rho u' u'^* y_p}{\mu} \right) - \Delta B \quad (3)$$

여기서  $\Delta B$ 는

$$\Delta B = \frac{1}{k} \ln \left[ \frac{K_s^+ - 2.25}{87.75} + C_{K_s} K_s^+ \right] \times \sin 0.4258 (\ln K_s^+ - 0.811) \quad (4)$$

위 식에서  $K_s^+ = \rho K_s u'^* / \mu$ 이고,  $K_s$ 는 물리적인 표면 거칠기의 높이,  $C_{K_s}$ 는 표면 거칠기를 나타낸다. 표면 거칠기는 그 정도에 따라 크게 세 영역(매끈한 영역, 천이 영역, 거친 영역)로 나눌 수 있는데, 본 연구에서는 천이 영역에 해당하는  $K_s = 1mm$ , 즉 실제 형상 지름의 1 퍼센트를 적용하였다.

### 2.2 격자생성 및 해석모델

CFD 계산을 위해 3차원 CAD 프로그램인 CATIA와 GRID-GEN 프로그램을 사용하였다. 해석 대상은 전체길이 1.2m인 Tangent-Ogive 노즈를 갖는 세장형 물체이며 주위 유동장을 Fig. 2와 같이 분할하였다.

Fig. 2는 비대칭 흐름을 고려하지 않은 정상상태의 흐름 해석을 위한 격자 예를 보여주며, 6개의 Block을 가진 정렬격자이며 60만 여개 격자수를 갖는다.

정상상태의 대칭 흐름에 대한 계산 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 실험에서는 대칭 흐름 조건에서 비대칭 와류 및 축력이 발생하는 것과 달리 수치해석에서는 유동이 대칭적인 것을 뜻하며 실험에서 발견되는 비대칭 와류를 계산하기 위해서는 추가적 비대칭성을 부여해야 함을 의미한다.

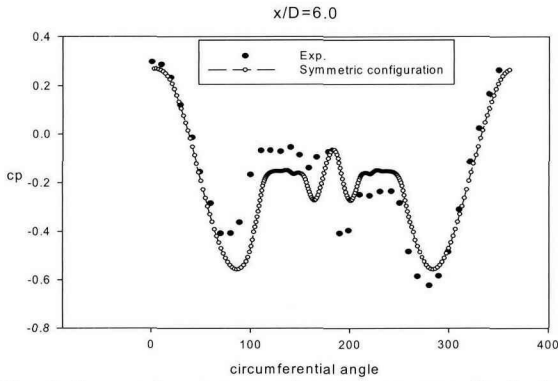


Fig. 3 Computed and measured surface pressure distributions at cross-section  $x/D=6.0$  with symmetric configuration ( $x/D=6.0, M_\infty=0.2, \alpha=30^\circ, Re_D=3.0 \times 10^6$ )

### 2.3 비대칭 요소

비대칭성을 CFD 코드에 부여하기 위해 미소 축풍, 비대칭 격자분포, Strake 및 선두부의 기울어짐, 표면 거칠기 효과를 고려하였다. Fig. 4는 비대칭 분포를 갖는 격자생성 예를 보여주는데, 모델의 양 측면에 격자의 집중화를 달리하여 구성하였다. Fig. 5는 형상의 비대칭을 부여하기 위해 선두부 끝단에 길이 0.035D를 갖는 Strake를 원주각 240도 위치에 적용한 예를 보여준다. 길이 0.035D는 기존 연구 자료[6]를 바탕으로 선두부 길이의 1퍼센트에 해당하도록 정하였으며, 원주각 240도는 유동장 분석을 통해 유동 박리점 부근인 것으로 판단되어 선정하였다. Fig. 5의 우측 그림은 선두부 끝단을 확대한 것으로 Strake의 형상을 나타낸다. Fig. 6은 제작과정에서 생길 수 있는 선두부의 기울어짐을 묘사하기 위해 적용된 형상을 나타낸다. 물체 지름의 약 1퍼센트를 선두부의 기울어짐 각으로 정하였으며 기울어짐의 위치를 원주각 270도에 지정하였다. 마지막으로 표면 거칠기 비대칭성을 고려하였다. Fig. 7은 세장형 물체의 침두부( $180 < \phi < 240$ )에 표면 거칠기를 달리하는 방식을 보여준다.

## 3. 검증

### 3.1 비대칭성 부여방식 선정

미소 축풍, 비대칭 격자분포, Strake 및 선두부의 기울어짐, 비대칭 표면 거칠기 방식을 적용하여 고양각 유동을 해석하였다. 수치계산 결과 미소 축풍, 비대칭 격자분포 방식으로는 실험에서 발견되는 크기의 축력을 보여주지 못하였다. 또한 기하학적 제작오차를 고려한 방식도 유사한 결과를 보여주었다. 반면 표면 거칠기에 기초한 비대칭 부여 방식이 정상적인 측면에서 실험[7]과 유사한 결과를 보여주었다. Fig. 7은 이러한 수치실험을 통해 선정된 표면 거칠기 부여 방식을 보여준다.

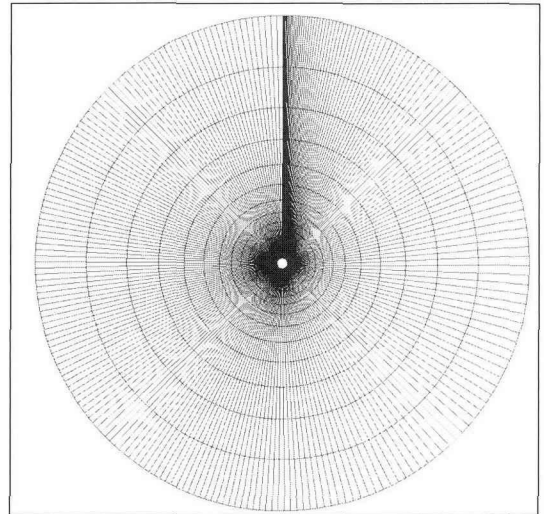


Fig. 4 Asymmetrically clustered grid system to induce asymmetric flow

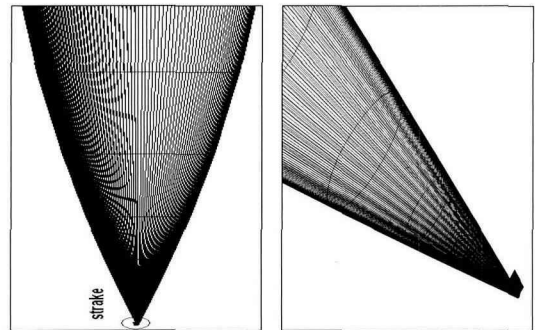


Fig. 5 Asymmetric shape with a strake near the nose (strake size = 0.035D,  $\phi = 240$ )

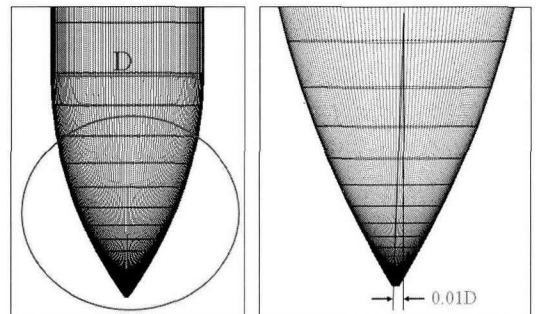


Fig. 6 Shape of slanted nose section

다. 이 같은 근거를 바탕으로 이후 유동장 해석에 표면 거칠기 방식을 적용하였다.

Fig. 8은  $x/D=2.0$ 에서의 원주각에 따른 압력분포를 나타내며, 실험값과 대체로 잘 일치함을 알 수 있다[8]. 그 원인으로 비대칭 외류는 선두부의 끝단에서 시작하여 후방부로 진행함

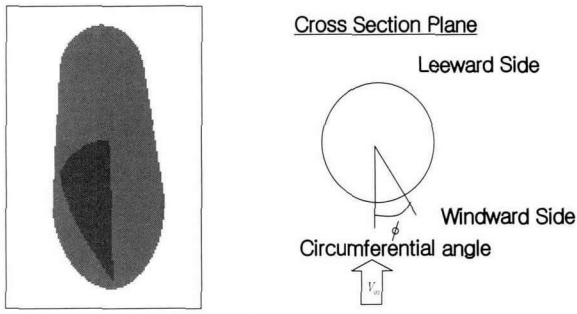


Fig. 7 Asymmetric roughness area and definition of roll angle

에 따라 증가하는 경향성을 보이며, 실제 비대칭 와류가 발생하였다고는 하나 아주 미소한 차이를 보이기 때문에 여겨진다. 이러한 미소한 차이에 의해 발달한 비대칭 와류를 제어하기 위해 선두부에 Strake를 부착하여 비대칭 와류를 제어하기도 한다[9]. 이러한 경우 Strake의 위치가 중요한데 근본적인 비대칭 와류의 생성을 방지하기 위해 선두부의 끝단에 Strake를 부착하는 것이 효율적임으로 알려져 있다.

Fig. 9는  $x/D=3.5$ 에서의 압력분포를 보여준다. 비대칭 조건을 부여하여 계산한 결과, 비대칭 격자, 미소 측각에서는 비대칭 조건임에도 불구하고 대칭에 가까운 압력분포를 보이나 비대칭을 부여한 표면 거칠기에서는 이미 비대칭 와류에 의한 원주각 방향 압력 분포의 차이를 보이고 있다. 실제 물리적으로 비대칭 와류는 선두부의 끝단에서 시작하여 후방부로 갈수록 비대칭 와류가 증폭되지만, 선두부와 몸체가 접하는 지점까지 진행되면서 비대칭 와류에 의한 측력은 선두부에서 크지 않음을 알 수 있었다.

Fig. 10은  $x/D=6.0$ 에서의 압력분포를 나타낸다. 비대칭 표면 거칠기를 부여한 수치해석 결과가 실험값[7,10]과 상당히 유사함을 확인할 수 있다. 선두부에서 시작한 비대칭 와류가 후방부로 진행함에 따라 증폭하여 비대칭 압력 분포가 나타나며, 무시할 수 없는 크기의 측력과 요 모멘트를 발생시키는 주된 요인이 된다.

### 3.2 물각에 따른 측력 분포

표면 거칠기 방식에 의한 비대칭 와류의 수치적 모사 타당성을 검증하기 위해 원주각 변화에 따른 측력계수 분포 실험을 고려하였다. 측력계수의 경향성 비교 및 최대 측력 조건을 파악하기 위해 특정 표면 거칠기 영역을 원주각으로 일정하게 회전시키며 측력을 도출하였다.

Fig. 11-13은 물각에 따른 측력 변화를 풍동 실험과 CFD 결과에 대해 비교한 것이다. Zilliac 등에 의해 수행된 실험 [11]에서는 교란의 정확한 물각 위치를 알 수 없기 때문에 물각을 변화시키며 그 경향성을 보고자한 것이다. 선두부의 회

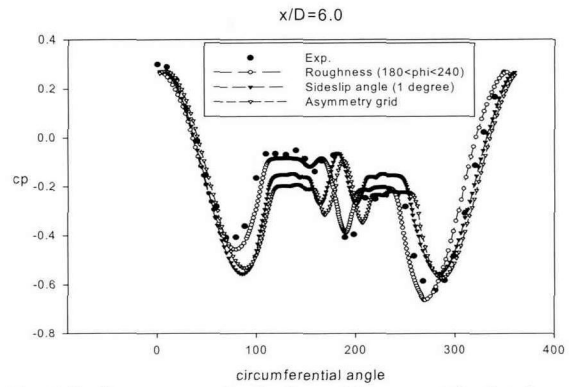


Fig. 8 Surface pressure distributions with asymmetric disturbances ( $x/D=6.0, M_\infty=0.2, \alpha=30^\circ, Re_D=3.0 \times 10^6$ )

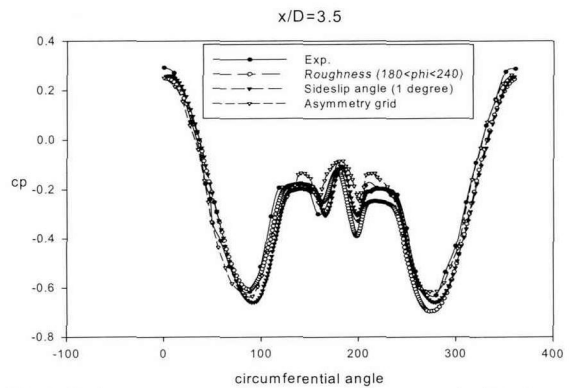


Fig. 9 Surface pressure distributions with asymmetric disturbances ( $x/D=3.5, M_\infty=0.2, \alpha=30^\circ, Re_D=3.0 \times 10^6$ )

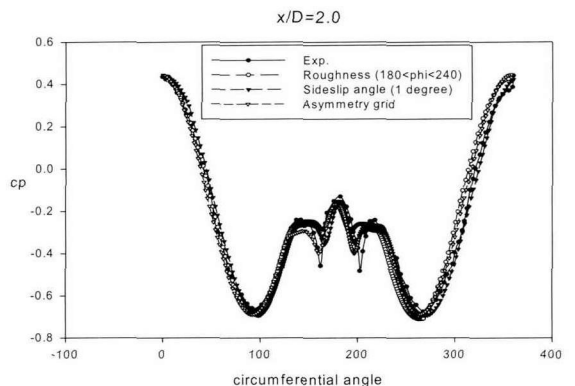


Fig. 10 Surface pressure distributions with asymmetric disturbances ( $x/D=2.0, M_\infty=0.2, \alpha=30^\circ, Re_D=3.0 \times 10^6$ )

전을 위해 미세 모터가 사용되었으며, 선두부의 회전 시 발생하는 진동을 최소화하기 위해 완충기가 사용되었다. 이러한 실험을 통해 유동의 불안정성에 관한 기존 이론(대류 불안정성과 절대 불안정성)의 확인이 가능하게 되었다. 실험 조건과

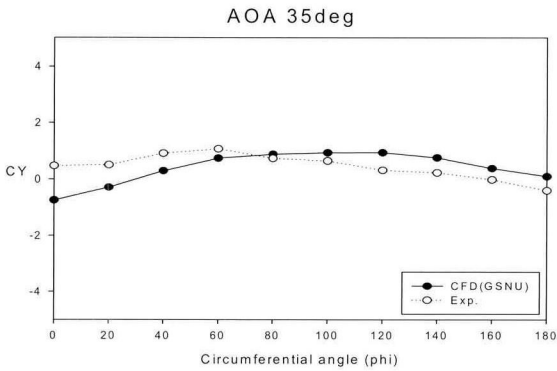


Fig. 11 Side force vs roll angle  
 CFD : ( $M_\infty=0.4$ ,  $\alpha=35^\circ$ ,  $Re_D=6.0 \times 10^6$ )  
 Exp. : ( $M_\infty=0.25$ ,  $\alpha=35^\circ$ ,  $Re_D=3.0 \times 10^5$ )

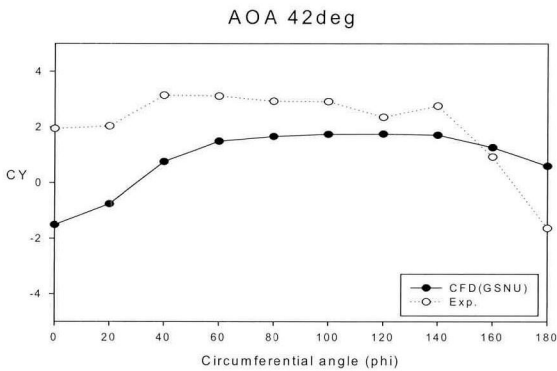


Fig. 12 Side force vs roll angle ( $\alpha=42^\circ$ )

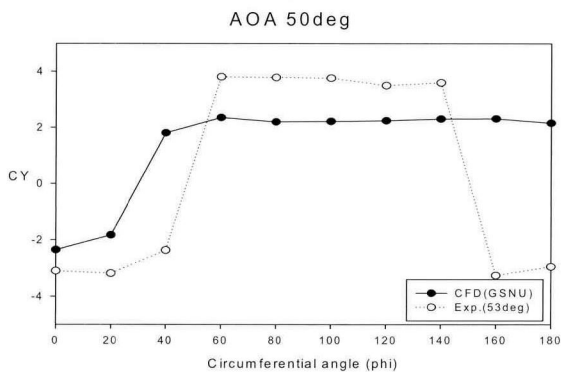


Fig. 13 Side force vs roll angle ( $\alpha=50^\circ$ )

CFD 코드를 이용한 수치해석 조건이 정확하게 일치하지 않지만 유동의 불안정성 연구를 위한 경향성 측면에서의 비교는 의미가 있다고 판단되어 수치실험을 수행하였다.

Fig. 11은 받음각 35도에서의 롤각 변화에 따른 측력분포를 보여준다. 실험값과 정성적으로 일치함을 알 수 있었으며, 이는 특정 영역의 표면 거칠기 부여방식이 고양각 영역에서

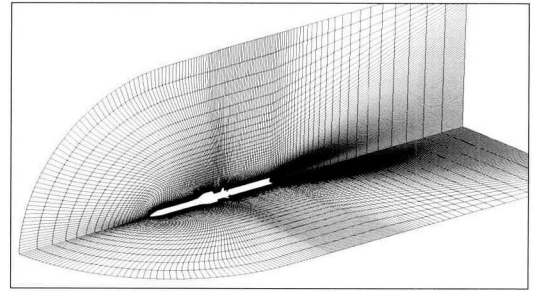


Fig. 14 Grid generation of VLS missile flowfield

발생하는 비대칭 와류에 인한 측력 현상을 물리적으로 타당하게 설명할 있음을 의미한다.

Fig. 12는 받음각 42도인 경우로 롤각 0~40도 영역에서 다소 차이를 보이나 전체적으로 유사한 경향성을 보여준다고 할 수 있다. 특히 Navier-Stokes 코드를 이용하여 대류 불안정성 가설(영과 최대 측력값 사이에 임의의 값이 가능)을 확인시켜 주는 결과를 할 수 있으며, 받음각이 증가함에 따라 기존 연구 자료에서 나타나는 절대 불안정성 펄스 주기의 측력계수와 일치하는 경향성을 보여 주었다.

Fig. 13은 받음각 50도에서의 비교를 보여주며, 실험 결과와 유사한 경향성을 보여준다. 그러나 롤각 160도와 180도 사이의 구간에서 측력계수의 경향성 차이를 보인다. 받음각 50도에서 풍동 실험과 CFD 코드를 이용한 계산을 통해 펄스 주기의 측력계수 분포를 알 수 있으며, 이는 물리적으로 타당한 것으로 사료된다.

#### 4. 적용

VLS(Vertical Launching System) 유도무기는 수직으로 발사된 후 급격한 기동을 하게 되어 무시할 수 없는 크기의 측력 및 요 모멘트가 발생하는 고양각 유동이 된다. 비대칭 와류를 생성시키기 위한 방식으로는 수치실험을 통해 실험과 가장 유사한 경향성을 보이는 특정 영역에서의 표면 거칠기를 다르게 하는 방식을 적용하였다. 고양각 상태에서 비행하는 미사일의 공력특성을 해석하기 위해 마하수 0.4 및 받음각 30도, 마하수 0.25 및 받음각 45도 두 조건에서 계산을 수행하였다. 계산에 사용된 유도무기 형상은 Fig. 14에서 알 수 있듯이 Body, Fin Set 1 및 2 결합으로 이루어진 형태이다.

비대칭 와류를 생성하기 위한 기법으로 선두부의 특정 영역에 표면 거칠기를 다르게 하는 방식을 적용하였다. 표면 거칠기 크기는 유도무기 직경을 기준으로 약 0.26 퍼센트이다. Fig. 15는 받음각 30도, 마하수 0.4에서의 유도무기 주위의 압력 분포 및 유선을 나타낸다. 압력 분포 및 유선의 형상은 비대칭 현상을 보이고 있으며, 이는 고양각에서 비대칭 와류에

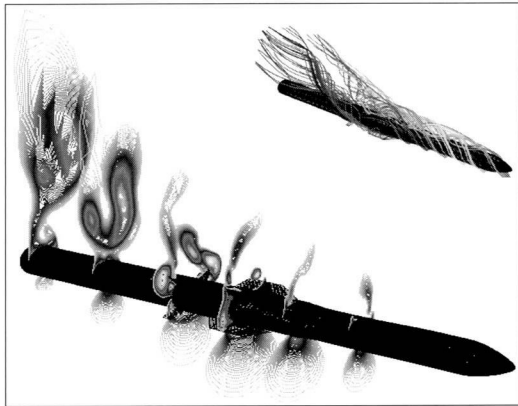


Fig. 15 Pressure distribution and streamlines  
(Bank  $\angle = 45^\circ$ ,  $M_\infty = 0.4$ ,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $Re_D = 3.0 \times 10^6$ )

의한 축력 발생 및 압력분포의 비대칭성이 발생함을 나타낸다. 또한 선두부의 표면 거칠기에 의해 발생한 미소 비대칭 와류가 후방부로 진행할수록 증폭되어 후방 Fin에서 비대칭 와류에 의한 간섭효과로 축력이 발생함을 확인할 수 있었다. 증폭된 비대칭 와류와 Fin의 간섭효과에 의해 후방부에 와류의 비대칭성이 상당히 증폭되는데, 축력의 증가로 연계되어 유도무기의 공력성능을 저하시키는 주된 원인이 된다. 마지막으로 수치해석의 정확도를 검증하기 위해 최근에 수행된 풍동시험 데이터와 비교하였다. CFD 결과가 풍동실험 결과와 수직력에서 약 5 퍼센트의 오차를 보여 주었으며 축력에서는 약 25 퍼센트의 오차가 존재하였다. 이러한 사실로부터 고양각 유동의 비대칭 와류로 인한 축력과 요 모멘트를 표면 거칠기 비대칭성 부여 방식에 기초한 CFD 해석기법으로 예측이 가능함을 확인 할 수 있었다.

## 5. 결 론

고양각 세장형 물체 주위 유동에서 관찰되는 비대칭 와류를 수치적 기법으로 모사하기 위해 미소 증폭, 격자의 비대칭, 첨두부 형상의 비대칭성 및 Strake, 표면 거칠기의 비대칭을 고려하였다. 수치계산 결과 미소 증폭, 비대칭 격자분포, 미소 크기의 형상 비대칭성 부여 방식으로는 실험에서 발견되는 현상에 근접하는 비대칭 와류 발생을 보여주지 못하였다. 반면 표면 거칠기에 기초한 비대칭 부여 방식이 정성적인 측면에서 실험과 유사한 결과를 보여주었다. 검증에 위해 Tangent-Ogive 노즈 형상을 갖는 단순 유동과 롤각 변화에 따른 축력 분포에 관한 이전의 실험적 연구를 이용하였다. 롤각 변화에 따른 축력분포 분석을 통해 고양각에서 불규칙적으로 관찰되는 비대칭와류 현상에 대한 정확한 이해가 가능하게 되었다. 또한 수치실험을 통해 비대칭 와류의 원인인 미소교

란에 의한 유동박리가 특정 원주 영역에서 발생하여 비대칭 와류를 형성하며 Body 후방부로 진행하며 증폭되어 결과적으로 축력을 증가시키는 역할을 수행함을 확인할 수 있었다. 마지막으로 표면 거칠기에 기초한 비대칭 부여 방식을 실제 유도무기 형상에 적용한 결과 풍동 실험과 정성적으로 일치하는 경향성을 보임을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소와 경상대학교 항공기부품기술연구센터 (한국학술진흥재단 KRF-2005-005-J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Dunne, A.L., Black, S., Schmidt, G.S., and Lewis, T.L., 1990, "VLA Missile Development and High Angle of Attack Behavior," *NTIS N90-17553*.
- [2] Luo, S.C. et al., 1998, "Flowfield Around Ogive/Elliptic-Tip Cylinder at High Angle of Attack," *AIAA Journal*, Vol.36, No.10, p.1778-1787.
- [3] Champigny, P., 1994, "High Angle of Attack Aerodynamics," *AGARD Report 804* (Special Course on Missile Aerodynamics).
- [4] FLUENT 6.1 User's Guide, 2003, *FLUENT Inc*.
- [5] Wilcox, D.C., 2002, "Turbulence Modeling for CFD," 2nd ed., *DCW Industries*.
- [6] Degani, D., 1991, "Effect of Geometrical Disturbance on Vortex Asymmetry," *AIAA Journal*, Vol.29, No.4, p.560-566.
- [7] Lamont, P.J., 1982, "Pressure Around an Inclined Ogive Cylinder with Laminar, Transitional, or Turbulent Separation," *AIAA Journal*, Vol.20, No.11, p.1492-1499.
- [8] 황수정, 1996, "큰 받음각을 가진 세장형 물체 주위의 유동현상 예측에 관한 수치기법 연구," *박사학위 논문*, 서울대 대학원.
- [9] Yuan, C.C. and Howard, R. M., 1991, "Effects of Forebody Strakes on Asymmetric Vortices for a Vertically-Launched Missile," *AIAA Paper 91-2864-CP*.
- [10] Lesage, F., Nicolle, J., and Boulianne, M.A., 2000, "Navier-Stokes Computations of High Angle of Attack Missile Flowfields," *AIAA Paper 2000-4212*.
- [11] Zilliac, G.G., Degani, D., and Tobak, M., 1991, "Asymmetric Vortices on a Slender Body of Revolution," *AIAA Journal*, Vol.29, No.5, p.667-675.