

아음속 유동하의 고 받음각 물체 주위의 비대칭 와류 특성 연구

박미영* · 김완섭* · 이재우** · 박수형**

Asymmetric Vortices around a Body at High Angle of Attack Subsonic Flow

Mee-Young Park*, Wan-Sub Kim*, Jae-Woo Lee** and Soo-Hyung Park**

Key Words : Computational Fluid Dynamics(유체공학), High angle of attack flow(고 받음각 유동), Asymmetric vortex(비대칭 와류), side force coefficient(측력 계수), Geometric distribution(기하학적 교란)

Abstract

Numerical investigation of asymmetric vortices at high angles of attack subsonic flow is performed using three-dimensional Navier-Stokes equations. A small bump has been carefully selected and attached near the nose of an ogive cylinder to simulate symmetric vortices. Selected bump shape does develop asymmetric vortices and is verified using Lamont's experimental results. By changing the angle of attack, Reynolds numbers, and Mach numbers, the characteristics of asymmetric vortices are observed. The angle of attack which contributes significantly to the generation of asymmetric vortices are over 30 degrees. By increasing Mach number and Reynolds number asymmetric vortices, hence the side forces show decreasing trend..

1. 서론

최근 들어 고 받음각에서의 조종성과 기동성을 갖춘 항공기에 대한 관심이 높아졌다. 그에 따라 고 받음각에서의 공기역학적 특성에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 고 받음각 영역에서 항공기 동체 앞부분에서 발생하는 비대칭 와류에 의한 force와 moment의 급격한 변화는 조종성과 안정성에 큰 영향을 주고 있다. 따라서 높은 비행 성능을 위해서는 높은 받음각 영역에서의 공기역학적 특성에 대한 정확한 이해가 필요하다.

고 받음각에서 비행하는 물체는 동체 표면에서부터 박리된 유동으로 인한 비대칭적 힘과 진동의 발생 등으로 인하여 물체의 안정성과 조종성에 중대한 영향을 미치게 된다. 특히 이러한 박리 유동은 선두부에서 시작한 유동의 박리가 후방부로 갈 수록 증폭된 와류를 발생시켜 박리의 위치가 비대칭 와류를 발생시키는 중요한 요소가 된다. 이러한 현상에 대한 비대칭 와류 유동의 정확한 생성원인과 이에 상응하는 물리적인 특성을 파악하기 위해 여러 연구가들에 의해 많은 연구가 수행되어 왔다. 아직까지 비대칭 와류를 일으키는 원인에 대한 명확한 이론은 밝혀지지 못했지만 널리 통용되고 있는 이론으로 절대 불안정 이론과 대류 불안정 이론이 있다.[1-4]. 절대 불안정 특성을 가지는 유동은 초기의 미소 비대칭 교란이 주어지는 경우 이 교란의 영향이 고정된 장소에서 지수 함수적으로 증가하며, 어느 정도 시간이 경과된 후에는 유동의 비선형성에 의하여 제한을 받음으로써 비대칭 유동장이 생성된다는 이론이다. 반면에 대류 불안정한 유동의 경우에는 이와 같은 경우로 비대칭 유동장이 형성되

지만, 이 비대칭 교란 요소가 사라질 경우 이 교란 요소에 의하여 형성되었던 비대칭 특성이 유동의 아래 방향으로 대류 되어 가면서 결국에는 원래의 대칭 유동으로 돌아간다는 이론이다.

본 연구에서는 고 받음각에서의 비대칭 와류 특성과 이에 따른 측력을 수치적으로 고찰해보기 위해 삼차원 Navier-Stokes 방정식 코드를 이용하여 전산유체해석을 수행한다. 유동장에 인위적 비대칭 와류를 생성하기 위하여 해석모델인 ogive-cylinder의 nose에 bump를 장착한다. 이 형상을 바탕으로 하여 정상상태영역에서의 받음각, 마하수, 그리고 레이놀즈수를 변화시키면서 비대칭 와류의 물리적 특성과 비대칭 측력과의 연관관계를 살펴본다.

2. 수치해석기법

2.1 지배 방정식

3차원 압축성 Navier-Stoke 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{f}_j - \mathbf{f}_{vj})}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{q} = [\rho, \rho u_i, \rho E]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{f} = [\rho u_j, \rho u_j u_{ij} + p \delta_{ij}, \rho u_j]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{f}_{vj} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} + \tau_{ij}^* \\ u_{ij}(\tau_{ij} + \tau_{ij}^*) - q_j + (\mu_j + \sigma_{\mu j}) \frac{\partial k}{\partial x_j} \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 ρ, u_i, p, E, H 는 각각 밀도, x_i 축방향의 속도성분, 압력, 총에너지 및 총엔탈피를 의미하며, τ_i 와 τ_i^* 는 각각 층류와 난류에 의한 점성 응력텐서(stress tensor)를, q_j 는 j방향의 열

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

** 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템 공학과
corresponding author E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr

전달량을 표현한다. μ_j 와 μ_t 는 층류 점성계수와 난류 점성계수를 의미하며, 층류 점성계수는 Sutherland 법칙에 의해 결정한다.

격자 경계면에서의 비점성 유속 계산은 2차 정확도의 upwind MUSCL scheme을 적용하여 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)를, 점성 유속의 중심차분(central differencing)을 사용하였다. 또한 정상상태의 해를 얻기 위해 내재적 시간 전진 기법인 Diagonalized ADI를 사용하였다[5-7].

2.2 $k-\omega$ SST 난류모델

$k-\omega$ 난류 방정식[8]은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial q_T}{\partial t} + \frac{(\partial f_{T_i} - f_{T_{ij}})}{\partial x_{ij}} = S_{kw} \quad (5)$$

$$q_T = [\rho k, \rho \omega]^T \quad (6)$$

$$f_{T_j} = [\rho u_j k, \rho u_j \omega]^T \quad (7)$$

$$f_{T_{ij}} = \left[(\mu_j + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j}, (\mu_j + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]^T \quad (8)$$

F_{T_j} 는 생성항(convection term), $F_{T_{ij}}$ 는 소산항(diffusion term)을 나타낸다. S_{kw} 는 난류운동에너지(k)비소산율(ω)의 원천항으로, 다음과 같다.

$$S_{kw} = \left[\begin{array}{l} P_k - D_k \\ P_\omega - D_\omega \end{array} \right] + P_{\alpha t} \quad (9)$$

$$= \left[\begin{array}{l} \mu_t S^2 - \frac{2}{3} \rho k S_{kk} - \beta' \rho k \omega \\ \alpha \frac{\omega}{k} \left(\mu_t \frac{S^2}{\alpha_v} - \frac{2}{3} \rho k S_{kk} \right) - \beta \rho \omega^2 \end{array} \right] + P_{\alpha t}$$

여기서 P_k 와 P_ω 는 k 와 ω 의 생성율(production rate)을 나타내며, D_k 와 D_ω 는 소멸율(destruction rate)을 나타낸다. 평균 strain 율(mean strain rate) S 는 다음과 같이 정의된다.

$$S^2 = 2S_{ij}S_{ji} - \frac{2}{3}S_{kk}^2 \quad (10)$$

난류 점성 계수는 다음과 같이 표현된다.

$$\mu_t = \rho c_\mu (k/\omega) \quad (11)$$

$k-\omega$ SST모델에서 난류 점성 모델은 역압력구배가 존재하는 곳에서 주난류 전달응력의 전달(transport)을 고려하도록 설계되었다. 이때의 난류 점성 상수는 다음과 같이 정의된다.

$$c_\mu = \min [c_\mu^o, 0.31\omega/\Omega F_2] \quad (12)$$

F_2 는 경계층에서 1의 값을, free shear layer에서는 0의 값을 갖도록 만들어진 함수이다.

$k-\omega$ SST난류 모델은 벽면에서는 정확한 $k-\omega$ 모델을 사용

하고, 경계층 외부에서는 자유류 의존성이 없는 $k-\epsilon$ 모델의 치환으로 유도된 교차 확산항 $P_{\alpha t}$ 는 다음과 같다.

$$P_{\alpha t} = 2\rho(1-f_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (13)$$

2.3 경계조건

벽면의 경계조건으로 속도는 no-slip 조건을 적용하며, 밀도와 에너지 등은 내부 점으로부터 외삽되어진 단열조건을 적용한다. $k-\omega$ 모델은 벽면에서 k 는 0으로 고정하고 ω 는 다음과 같은 식을 따른다[8].

$$P_{\alpha t} = 2\rho(1-f_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (14)$$

여기서 d_1 은 벽면에서부터 첫 번째 격자 중심까지의 거리를 나타낸다.

3. 해석 형상 및 검증

3.1 해석 형상

아음속 영역에서의 코드를 검증하기 위하여 자유류 마하수 0.2, 받음각 20도, 레이놀즈수 3×10^6 에서 해석을 수행하여 Lamont의 실험결과[9]와 표면 압력 계수를 비교하여 보았다. Figure 1은 해석에 사용된 형상을 보여주고 있으며 Figure 2는 해석에 사용된 격자를 보여주고 있다.

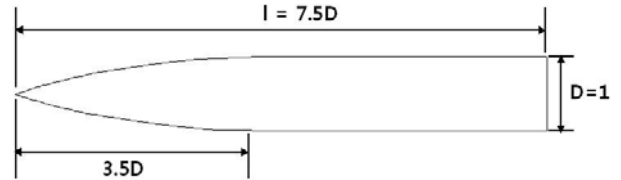


Figure 1. Shape of the body for subsonic flow analysis

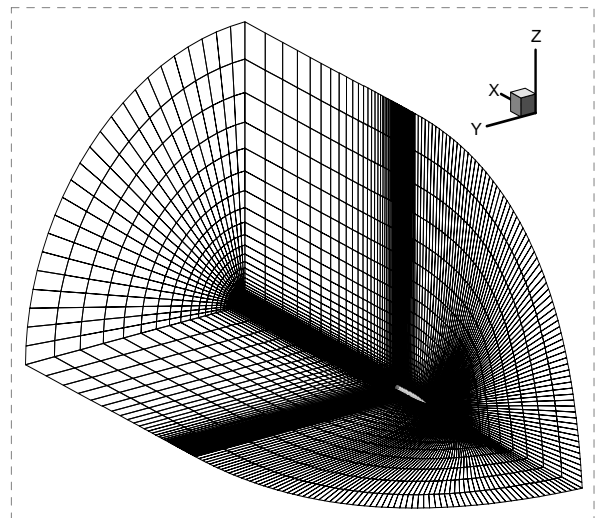


Figure 2. Grid system for subsonic flow analysis

격자수는 각 좌표 방향으로 $129 \times 49 \times 97$ 이며, 벽면에서 첫 번째 격자까지의 거리는 1×10^{-5} 이다.

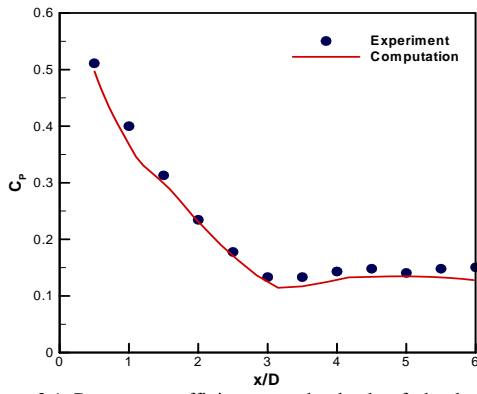


Figure 3.1 Pressure coefficients on the back of the body
 $(M_\infty = 0.2, \alpha = 20^\circ, Re_D = 3.0 \times 10^6)$

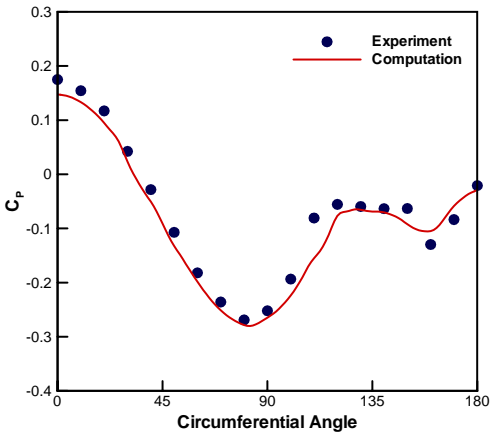


Figure 3.2 Pressure coefficients at $x/D=6.0$
 $(M_\infty = 0.2, \alpha = 20^\circ, Re_D = 3.0 \times 10^6)$

Figure 3.1에서는 해석결과와 실험결과를 살펴보면 동체 뒷부분에서 약간 차이가 나지만 전체적으로 유사한 경향을 보인다. 동체 뒷부분에 해당하는 Figure 3.2에서는 해석결과와 실험결과가 정성적으로 유사한 경향을 보이고 있으며, 박리가 되는 지점이 일치하는 것을 확인할 수 있다.

4. 해석 결과

4.1 비대칭성 검증

Ogive cylinder 형상을 이용하여 아음속 유동장에서 비대칭 와류관찰을 위한 해석을 수행하였다. 해석 형상은 3.5D ogive nose에 4D cylinder body이며, 비대칭성을 부여해주기 위해 nose부분에 bump를 장착하였다. Bump의 위치는 원주각이 90도 ($\phi = 90^\circ$)되는 부분이며, 길이는 물체의 총길이의 0.5%, 높이는 bump가 위치한 부분의 지름의 1%로 하였다. Bump를 이용한 비대칭성을 검증하기 위하여 Lamont의 실험결과[9]와 비교를 하였다. 해석조건은 자유류 마하수 0.2, 받음각 30도, 레이놀즈수는 3×10^6 이다.

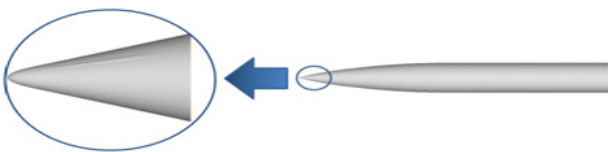
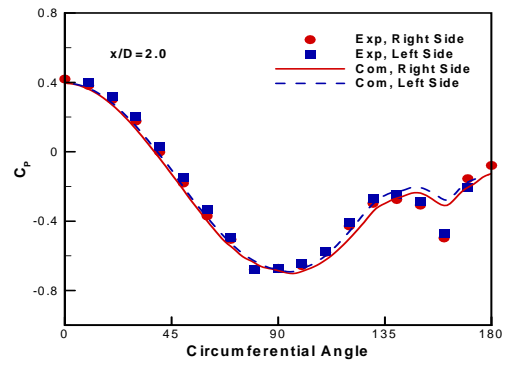
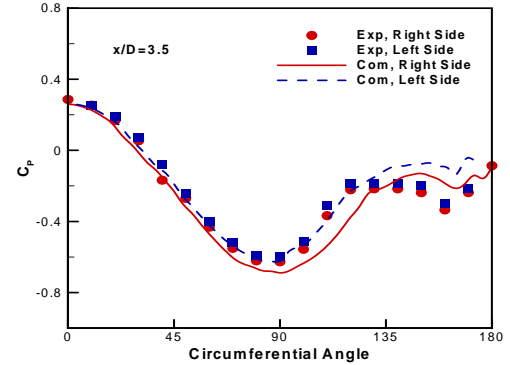


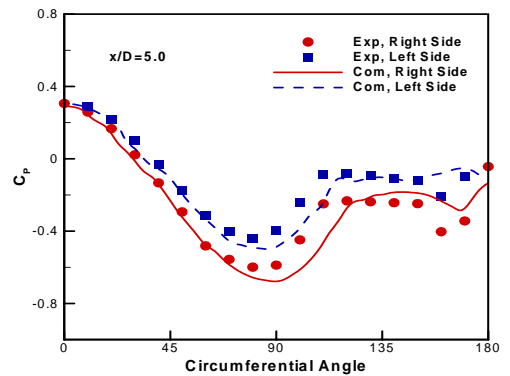
Figure 4.1 Shape of bump



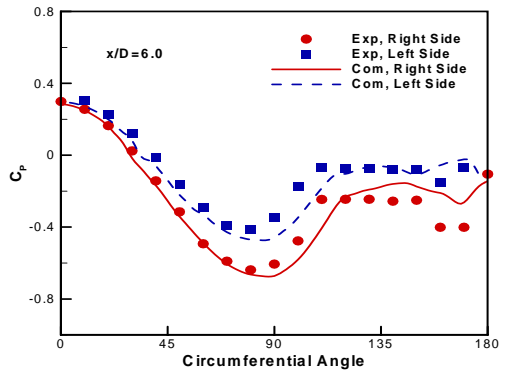
(a) $x/D=2.0$



(b) $x/D=3.5$



(c) $x/D=5.0$



(d) $x/D=6.0$

Figure 4.2 Surface pressure coefficient distributions
 $(M_\infty = 0.2, \alpha = 30^\circ, Re_D = 3.0 \times 10^6)$

Figure 4.2는 x/D 가 2.0, 3.5, 5.0 그리고 6.0인 부분에서 오른쪽과 왼쪽의 표면 압력 계수를 비교한 결과를 나타내고 있다. Figure 4.2(a)에서 실험결과는 양쪽의 표면 압력 계수 값이 거의 일치하는 경향을 보이며, 비대칭성이 거의 나타나지 않는다. $\varphi = 90^\circ$ 부근까지는 해석 결과도 실험 결과와 잘 일치하며 대칭을 이루고 있으나 $\varphi = 90^\circ$ 이후에는 양쪽의 값이 조금 차이를 보이며 약하게 비대칭성을 나타내고 있다. Figure 4.2(b)에서는 실험결과는 양쪽의 값이 차이가 거의 없는 대칭형태를 나타내고 있으나, 해석 결과는 $\varphi = 45^\circ$ 이후부터 비대칭성이 나타나기 시작한다. 이는 bump로 인하여 야기된 비대칭성 때문에 실험 결과에 비해 비대칭 와류가 조금 더 일찍 생성된 것으로 판단된다.

4.2 받음각 변화에 따른 측력계수 변화

받음각 변화에 따라 측력 계수의 변화를 살펴보기 위하여 자유류 마하수 0.3, 레이놀즈수 2×10^5 에서 받음각을 10도에서 60도까지 변화시켜 보았다.

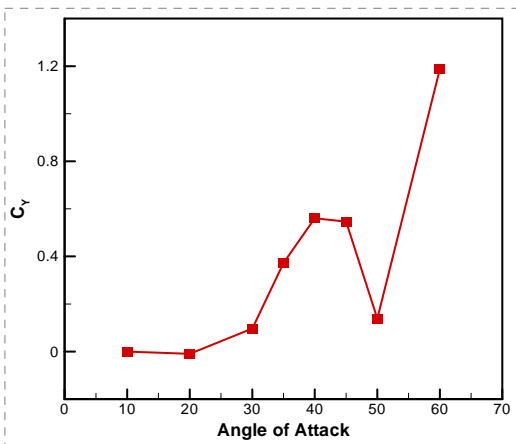


Figure 5.1 Variation of side force coefficient with angle of attack ($M_\infty = 0.3, Re_D = 2.0 \times 10^5$)

Figure 5.1은 받음각에 따른 물체 전체에 작용하는 측력 계수를 비교한 결과를 보여주고 있다. 낮은 받음각인 10도와 20도에서는 측력이 거의 발생하지 않으며, 받음각이 40도까지 증가함에 따라 측력 계수는 증가하는 경향을 보이는 것을 확인하였다. 받음각 50도에서는 측력 계수가 급격히 감소하다가 받음각 60도에서는 다시 큰 값으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 현상은 Figure 5.2을 통해 분석할 수 있다.

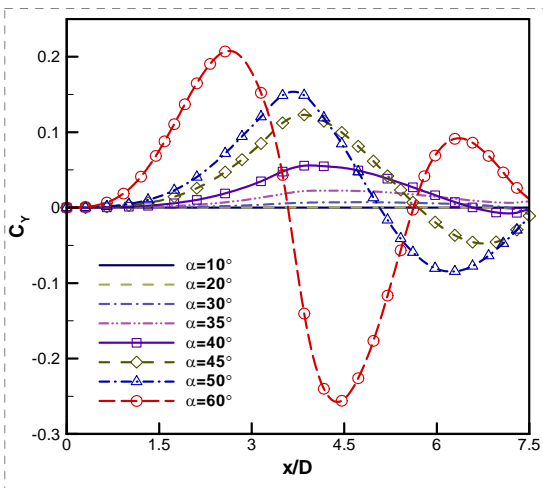


Figure 5.2 Longitudinal distribution of the side force coefficient with angle of attack change

측력이 물체에 작용하는 경향을 좀 더 자세히 파악해 보기 위해 길이방향으로 측력 계수의 분포를 관찰하였고 Figure 5.2에 나타내었다. 받음각 10도와 20도에서는 길이 방향에 따른 측력 계수의 변화가 거의 존재하지 않으며, 받음각이 30도 이후부터 받음각이 증가함에 따라 측력 계수가 증가하는 폭이 커져 받음각 60도에서 최대가 되는 것을 확인할 수 있다. 각 받음각에 따라 측력 계수의 값이 최대가 되는 부분은 받음각 30도에서는 $x/D=4.5$, 받음각 40도는 $x/D=4.0$, 받음각 50도는 $x/D=3.5$ 이며, 받음각 60도에서는 $x/D=2.5$ 로 받음각이 커짐에 따라 동체 앞부분에 가까워지는 것을 확인할 수 있다. 이는 박리가 시작되는 위치가 점차 동체 앞부분으로 이동하는 것을 나타낸다. 또한 받음각이 증가함에 따라서 측력 계수가 변화하는 주기가 점차 짧아지는 것을 확인할 수 있는데, 이는 유동의 박리가 받음각이 증가함에 따라 빨라지는 것을 의미한다. 받음각 50도에서 물체 전체에 작용하는 총 측력 계수의 값이 급격히 감소하나 이는 동체 전후의 측력의 값이 서로 상쇄되어 나타나는 현상임을 알 수 있다.

4.3 레이놀즈수 변화에 따른 측력계수 변화

레이놀즈수 변화에 따른 측력 계수의 변화를 알아보기 위해 자유류의 마하수 0.3, 받음각 40도에서 $2.0, 4.0, 6.0, 8.0 \times 10^5, 1.25, 4.0 \times 10^6$ 의 6가지 레이놀즈수에 대하여 해석을 수행하였다. Figure 6.1은 해석결과를 그래프로 나타낸 것이다. 해석 결과 $Re_D = 4.0 \times 10^5$ 에서 측력 계수가 가장 큰 값을 가지며 $Re_D = 4.0 \times 10^6$ 까지 레이놀즈수가 증가함에 따라 물체에 작용하는 총 측력 계수의 값은 감소한다.

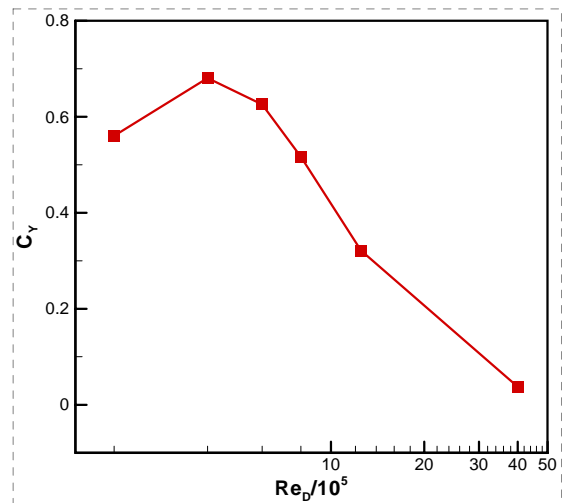


Figure 6.1 Side force coefficients with Reynolds number ($M_\infty = 0.3, \alpha = 40^\circ$)

Figure 6.2는 길이 방향에 따른 각 부분에서의 측력 계수의 분포를 보여주고 있다. 레이놀즈수가 2.0×10^5 에서 8.0×10^5 까지는 유동이 박리되는 위치는 일정하며 측력계수의 증가폭만 커지고 있으나 레이놀즈수가 1.25×10^6 이상에서는 유동이 박리되는 위치가 동체 앞부분으로 이동하고 있는 것을 확인할 수 있다. 또한 레이놀즈 수가 증가함에 따라 측력계수가 변화하는 주기도 빨라지고 있음을 확인할 수 있다. 이를 통해 본 연구에서 사용된 해석 조건($M_\infty = 0.3, \alpha = 40^\circ$)에서는 레이놀즈수가 증가할수록 동체 앞부분에서보다 뒷부분에서 유동의 박리가 빠르게 진행되며, 박리주기가 빨라지는 것을 확인하였다.

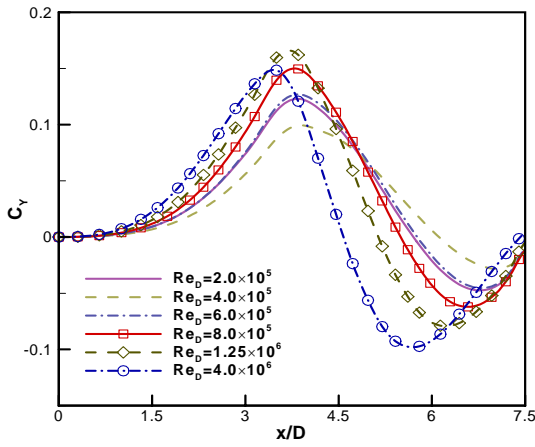


Figure 6.2 Longitudinal distribution of side force coefficient according to Mach number

4.4 마하수 변화에 따른 측력 계수 변화

마하수 변화에 따른 측력 계수의 변화를 살펴보기 위해 레이놀즈수 2.0×10^5 , 받음각 40도에서 자유류의 마하수를 0.2에서 0.7까지 0.1씩 변화시키며 총 6개의 마하수에 대해서 해석을 수행하였다.

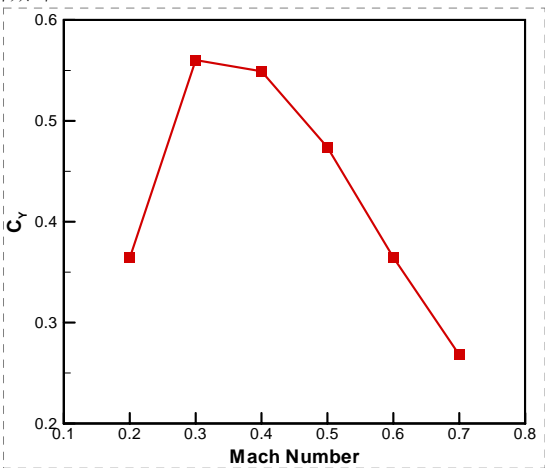


Figure 7.1 Side force coefficients according to Mach number

Figure 7.1은 해석결과를 그래프로 나타낸 것이다. 마하수 0.3에서 측력 계수의 값이 가장 컸으며, 마하수가 증가할수록 물체에 작용하는 측력 계수의 값은 감소하는 경향을 보였다.

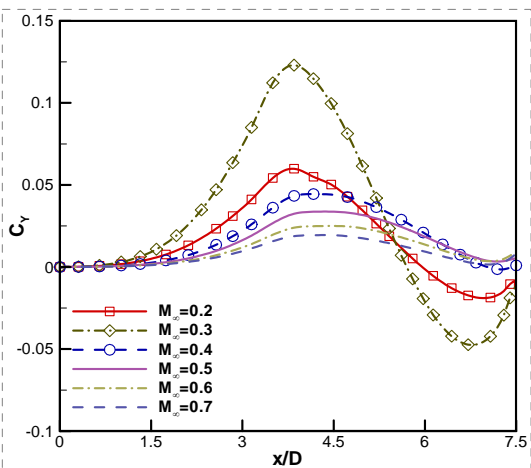


Figure 7.2 Longitudinal distribution of side force coefficient according to Mach number

Figure 7.2는 길이 방향에 따른 측력 계수의 분포를 나타낸 것이다. 물체에 작용하는 총 측력 계수가 가장 큰 마하수 0.3에서 길이 방향에 따른 측력 계수 값의 분포 역시 가장 큰 것을 확인할 수 있다. 마하수 0.2의 경우 물체에 작용하는 총 측력 계수 크기는 마하수 0.4, 0.5보다 작았으나 이는 측력 계수의 변화 폭이 커서 그 합이 더 작게 나타난 것이다. 마하수 0.4이상에서는 동체 뒷부분으로 갈수록 측력 계수의 변화 폭이 작은 것을 통해 유동의 박리가 크게 일어나지 않음을 알 수 있다. 처음으로 유동의 박리가 일어나는 부분이 $x/D=4.0$ 으로 받음각의 변화에 상관없이 일정한 것을 확인할 수 있다. 받음각이 일정할 경우 마하수를 변화시켜도 유동이 처음으로 박리 되는 위치는 고정됨을 확인하였다.

5. 결론

본 연구에서는 고 받음각에서 비대칭 와류와 그로 인하여 야기되는 측력을 관찰하기 위하여 삼차원 Navier-Stokes 코드를 이용하여 전산수치해석을 수행하였다. 아음속 점성 유동장에서의 비대칭 와류 관찰을 위하여 ogive-cylinder 주변의 유동에 대하여 정상상태 수치해석을 수행하였다. 비대칭 와류 관찰을 위하여 유동장에 인위적인 교란을 적용하였다. 결과 해석에 사용한 bump의 길이는 전체 길이의 0.5%로 결정하였으며 높이는 bump가 위치한 부분의 지름의 1%, 위치는 원주각이 90도인 부분으로 하였다. Bump를 이용한 비대칭성을 Lamont의 실험결과를 이용하여 검증하였으며, 이를 통해 비대칭성을 잘 예측할 수 있었다. 받음각과 레이놀즈수 그리고 마하수를 변화시키면서 비대칭 와류의 특성을 관찰해 보았다.

받음각을 변화시켜 해석한 결과, 받음각이 20도 이하에서는 물체에 작용하는 총 측력 계수가 거의 나타나지 않았으며, 30도 이후부터 증가하였으며 60도에 가장 큰 값을 가졌다. 길이 방향에 따른 측력 계수의 분포를 나타내어 비교한 결과 받음각이 증가함에 따라 측력 계수 증가 폭이 커져, 역시 받음각 60도에서 최대가 되는 것을 확인하였다. 또한 박리가 시작되는 위치가 받음각이 증가함에 따라 점차 동체 앞부분으로 이동하였으며, 측력계수의 변화주기가 점차 짧아지는 것을 확인하였다. 이는 유동의 박리가 받음각이 증가함에 따라 점차 빨라지는 것을 의미하는 것이다.

레이놀즈수를 변화시켜 해석한 결과, 레이놀즈수가 증가함에 따라 물체에 작용하는 총 측력 계수의 값은 감소하는 경향을 보였다. 레이놀즈수가 증가함에 따라서 동체 앞부분에서의 유동의 박리위치는 큰 차이가 없으나 동체 뒷부분에서의 박리위치는 점차 앞으로 이동하였으며, 유동이 박리하는 주기 또한 빨라지는 것을 확인하였다.

마하수를 변화시켜 해석한 결과 마하수가 증가함에 따라 물체에 작용하는 총 측력 계수는 감소하는 경향을 보였으며, 길이 방향에 따른 측력 계수의 분포의 비교를 통해서 받음각이 일정할 경우 마하수를 변화시켜도 유동이 처음으로 박리되는 위치는 고정됨을 확인하였다. 또한 마하수 0.4이상에서는 동체 뒷부분으로 갈수록 측력 계수의 변화 폭이 작았으며, 유동의 박리가 크게 일어나지 않음을 알 수 있다.

6. 후기

본 연구는 국제과학협력기술재단(KICOS)과 BK21의 지원으로 수행되었으며 연구비를 지원해주신 국제과학협력기술재단과

BK21에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Briggs,R.J., "Electron-Stream Interaction with Plasmas", Research Monograph 29, MIT Press, Cambridge,MA,1964.
- [2] Gaster, M.. "Growth of Disturbance in Both Space and Time", physics of Fluids, Vol.11, No.4, 1968,pp.65-68
- [3] Bers, A., "Handbook of Plasma Physics",North-Holland, New-York, 1983, pp.452-516.
- [4] Yang, X. and Zebib, A., "Absolute and Convective Instability of a Cylinder Wake", Physics of Fluids, Vol. 1, No. 4, 1989, pp.689-696
- [5] 1992, Tysinger, T. L. and Caughey, D. A. "Alternating Direction Implicit Methods for the Navier - Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 8, pp. 2158 - 2161.
- [6] 2004, Park, S. H., and Kwon, J. H., "Implementation of $k-\omega$ Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 7, pp. 1348-1357.
- [7] 1994, Menter, F. R. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605.
- [8] 1996, Liu, F., and Zheng, X., "A Strongly Coupled Time-Marching Method for Solving the Navier-Stokes and $k-\omega$ Turbulence Model Equations with Multi-grid," *Journal of Computational Physics*, Vol. 128, No. 2, pp. 289-300.
- [9] Lamont,P.J. and Hunt,B.L., "Pressure and Force Distributions on a Sharp-Nosed Circular Cylinder at Large Angles of Inclination to a Uniform Subsonic Stream.", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.76.Part 3, 1976, pp.519-559