

## 고받음각 오자이브의 비대칭 와류에 작용하는 구동기 효과 분석

### Effect of the Flow Actuator on the Asymmetric Vortex at High Angle of Attack

이 은 석\*      이 진 익\*      이 광 섭\*  
Eunseok Lee      Jin Ik Lee      Kwang Seop Lee

#### ABSTRACT

The effect of the flow actuator on the asymmetric vortex structure around the ogive-cylinder body with fineness ratio of 4 flying at the speed of Mach 0.1 at angle of attack of 50 degree is studied. The ogive-cylinder model is developed with the actuator placed near the nose tip and numerically simulated using the in-house CFD code named KFLOW. The numerical simulation employs two different actuator modeling: one is the boundary condition given by blowing normal to the surface and another shearing on the surface. The numerical simulation reveals that response of the vortex structure to the actuation is dependent on the type of modeling as well as the strength and direction of the actuation.

Keywords : Plasma Actuator(플라즈마 구동기), Asymmetric Vortex(비대칭 와류), Ogive(오자이브), High Angle of Attack(고받음각), Flow Control(유동 제어)

#### 1. 서론

Ogive-cylinder형상의 동체가 고받음각으로 비행할 때 비행속도벡터와 동체 축이 이루는 평면을 기준으로 좌/우 한 쌍의 비대칭 와류구조가 생성된다. 이러한 비대칭 와류구조에 의해 동체에 측력이 발생한다. 이렇게 발생하는 측력은 동체 형상 및 비행 조건에 따라 그 크기가 수직력에 상응하기도 한다. 또한 그 방

향은 과거 재현성이 없이 무작위로 나타나는 것처럼 여겨져<sup>[1]</sup> 흔히 phantom yaw라 일컬어지기도 한다. 이후 비대칭 와류구조는 노즈 팁 부위의 미세한 비대칭성에 기인하며 이에 따른 재현성이 실험적으로 확인되었다<sup>[2]</sup>.

이에 따라 노즈 팁 부위에 strake나 blowing등의 구동기를 적용하여 비대칭 와류를 제어하고자 하는 시도가 이루어져 왔다<sup>[3~5]</sup>. 최근에는 작동 편의성과 빠른 응답속도를 갖춘 플라즈마 구동기를 사용한 연구<sup>[6,7]</sup>가 활발히 이루어지고 있다.

비대칭 와류구조가 생성되는 원인으로 좌/우 면에서의 유동 박리가 서로 다른 위치에서 일어나기 때문이

† 2013년 4월 15일 접수~2013년 8월 16일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 이은석(branden67@hotmail.com)

라고 보고된 바 있다<sup>[8]</sup>. 즉 유동 박리가 windside에 더 가까이 일어나는 면에서는 유동의 감속되어 반대쪽 면에 비해 표면 압력이 높고 와류의 위치가 표면에서 멀다. 이렇게 표면으로부터 멀어진 와류 아래쪽으로 반대쪽 면에서 발생한 와류가 말려들어간다. 이에 따라 유동박리가 상대적으로 windside로부터 더 멀리 일어나는 면 쪽으로 측력이 작용하게 된다.

따라서 참고문헌 [8]에서는 와류제어를 위한 구동기의 작용 기전을 크게 세 가지로 분류하였다. 첫째 유동의 조기 박리를 유도하여 구동기가 작용하는 면에 높은 압력을 조성하거나, 둘째 층류상태로 유동의 박리를 지연하거나 셋째 난류천이를 유도하여 유동의 박리를 지연하여 구동기가 작용하는 면에 낮은 압력을 조성하는 것이다.

본 연구에서는 노즈 세장비와 전기체 세장비가 각각 3.5와 4.0인 ogive-cylinder 동체형상에 대해 노즈 팁 부위에 다양한 형태로 작동하는 구동기를 적용하여  $M = 0.1$ ,  $Re_D = 200,000$ , 양각 50 deg 조건 하에서 전산해석을 수행하여 구동기가 비대칭 와류 구조에 미치는 영향을 분석하였다. Strake 및 blowing 형태의 구동기를 모사하기 위하여 표면에 수직방향 blowing 모델을, 플라즈마 구동기를 모사하기 위하여 전단력 형태로 작동하는 구동기 모델을 각각 적용하였다.

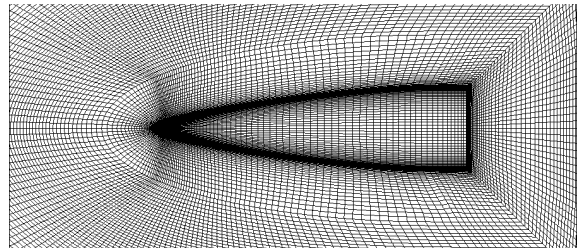


Fig. 1. 모델 주위의 격자(원방경계는 동체길이의 40배)

#### 다. 구동기 모델

Strake나 blowing 형태의 구동기는 표면에 수직한 방향의 blowing 경계조건을 통해 물리적으로 동일한 모델링이 가능하다. 하지만 플라즈마 구동기는 Fig. 2에 나타난 바와 같이 그 거동이 유동장 내부에 작용하는 body force의 형태로 나타난다. Body force 모델은 플라즈마 구동기의 출력을 직접적으로 모사할 수 있지만 입력 조건인 body force의 공간적 분포를 정확하게 얻기 어렵다. 또한 일반적으로 전산해석 해석자는 유동의 경계 조건을 통해 계산이 이루어지므로 유동장 내의 특정 체적에 body force를 적용하는 방법은 별도의 전처리 작업이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 참고문헌<sup>[8]</sup>에 소개된 표면 전단력 형태의 경계조건을 사용하여 플라즈마 구동기를 모델링하였다.

## 2. 전산해석 방법

### 가. 유동 해석자

KAIST에서 개발된 in-house 코드인 KFLOW<sup>[9]</sup>를 사용하여 전산해석을 수행하였다. KFLOW는 격자 경계면에서의 비점성 유속 계산은 2차 정확도의 upwind MUSCL scheme을 적용하여 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)를, 점성 유속은 중심차분을 사용한다. 정상상태의 해를 얻기 위해 내재적 시간 전진 기법인 Diagonalized ADI를 사용한다.

### 나. 형상 및 유동 조건

Fig. 1에 계산격자를 나타내었다. 벽면으로부터 첫 번째 격자간 거리는  $10^{-5}$  m로 난류경계층까지 계산할 수 있도록 구성하였다. 난류 모델과 층류 모델을 시험한 결과 층류 계산결과가 풍동시험 데이터와 더 잘 일치함을 확인하였다.

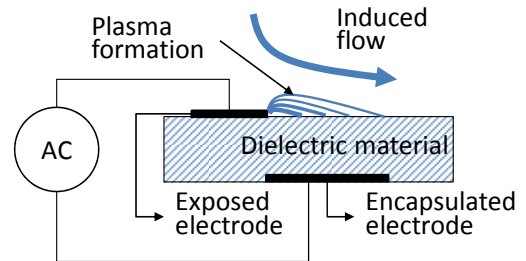


Fig. 2. 플라즈마 구동기 작동 원리<sup>[8]</sup>

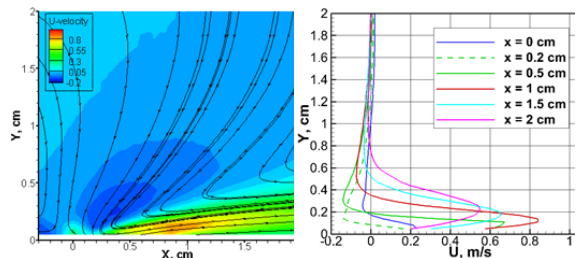


Fig. 3. 플라즈마 구동기로부터 유도되는 유동장

플라즈마 구동기로부터 유도되는 속도장의 일반적인 형태는 Fig. 3과 같다. Body force와 전단력 간의 상관관계를 도출하기 위하여 플라즈마 구동기로부터 유도되는 속도장의 측정치를 사용하여 Fig. 4와 같은 제어체에 대해 생성되는 모멘텀을 식 (1)과 같이 계산하였다.

Fig. 5에 구동기 모델의 설치 위치와 작동 방향을 나타내었다. Blowing 모델은 Z축 양의 방향으로 작동하고, 전단력 모델은 Y축 양의 방향과 음의 방향을 각각 향하도록 작동할 수 있다.

$$\vec{f}_B = \int_{CS} \rho \vec{u} (\vec{u} \cdot \hat{n}) dS - \vec{f}_{shear} \quad (1)$$

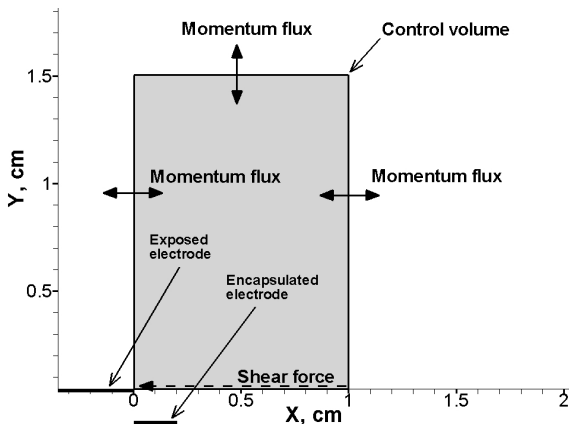


Fig. 4. 모멘텀 계산에 사용된 제어체적

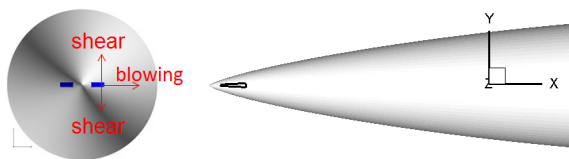


Fig. 5. 구동기 모델 설치 위치(길이 20mm, 폭 1.5mm)

라. 계산 조건

Table 1에 계산 조건을 나타내었다. 표면에 수직방향 blowing의 세기에 따른 비대칭 와류의 거동을 관찰하기 위하여 blowing 속도가 각각 34, 3.4 m/s인 경우에 대해 계산을 수행하였다. Shear 모델의 경우에는 벽면에서 y축 양 및 음의 방향으로 각각 60, 12 m/s의 속도조건을 주고 계산하였다. 벽면에서의 속도에 따른 측력의 크기의 변화를 알아보기 위하여 y축 양의 방향으로 120 m/s의 속도 조건의 계산을 추가하였다.

Table 1. 구동기 모델의 작동 조건

| Model type                    | Parameters   |
|-------------------------------|--|
| Blowing<br>(z-axis direction) | Uz = 34 m/s (100% of freestream)<br>Uz = 3.4 m/s (10% of freestream)       |
| Shear<br>(y-axis direction)   | Uy = 60 m/s<br>Uy = -60 m/s<br>Uy = 12 m/s<br>Uy = -12 m/s<br>Uy = 120 m/s |

3. 전산해석 결과

가. 측력 및 수직력

Fig. 6에 각 계산 조건에 대해 모델에 작용하는 측력 계산 결과를 나타내었다. Uy = ±12 m/s인 shear 모델의 경우 다른 계산 조건에 비해 측력의 크기가 상대적으로 낮으며 Uy의 방향이 서로 다르더라도 측력의 방향은 우현 방향으로 동일하다. 하지만 Uy = ±60 m/s로 증가된 경우 측력계수의 절대값이 증가하며 Uy = 60 m/s인 경우에 좌현 방향 측력이, Uy = -60 m/s인 경우에 우현 방향 측력이 발생한다. Uy = 120 m/s로 증가된 경우 측력의 크기와 방향이 Uy = 60 m/s인 경우와 유사하다. Shear 모델의 경우 Uy가 양의 방향으로 작용하는 경우 구동기가 작동하는 쪽 면의 유동 박리가 지연됨으로써 상대적으로 낮은 압력분포를 형성함을 유추할 수 있다. 반대로 Uy가 음의 방향으로 작용하는 경우 구동기가 작용하는 쪽 면에서 유동의 조기 박리가 일어나 상대적으로 높은 압력분포를 생성함을 유추할 수 있다.

Uz = 3.4 m/s인 blowing 모델의 경우 우현방향으로 약 2.7 정도의 측력계수가 관찰되며 이는 Uy = -60 m/s인 경우와 비교하여 방향이 동일하다. 즉 구동기가 작용하는 쪽 면에서 유동의 조기 박리가 일어나고 있음을 암시한다. 하지만 Uz = 34 m/s로 증가시킨 경우 오히려 Uz = 3.4 m/s인 경우와는 반대방향 측력이 발생하며 그 크기도 작다. 즉 구동기 표면에서는 유동의 조기박리가 유도되지만 그 하류에서는 유동의 박리가 지연되는 상반되는 현상이 발생하는 것으로 풀이된다.

Fig. 7에 각 계산 조건에 대해 모델에 작용하는 수

직력 계산 결과를 나타내었다. 축력의 절대값이 큰 경우 수직력의 크기도 다소 증가함을 확인할 수 있다. 즉 비대칭 와류구조가 생성되면 그렇지 않은 경우에 비해 leeward 쪽 압력이 낮아지는 현상이 발생한다.

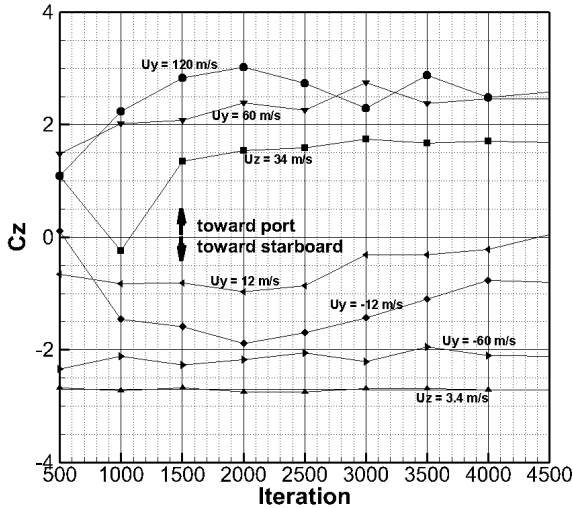


Fig. 6. 전산해석 결과 : 모델에 작용하는 축력

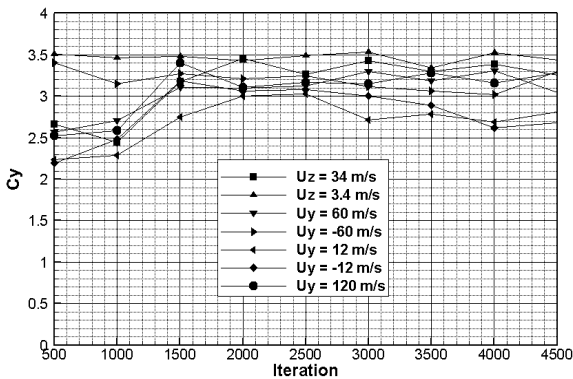


Fig. 7. 전산해석 결과 : 모델에 작용하는 수직력

나. 와류 구조

와류 구조를 확인하기 위하여 각 계산 조건에 대해 x축 방향 vorticity 계산 결과를 Fig. 8~14에 나타내었다. 유도탄을 정면에서 바라본 시선이며 구동기의 위치는 좌현으로 지면을 바라보았을 때 오른쪽이다.

$U_z = 34 \text{ m/s}$ 인 경우 구동기 근방에서 유동 박리가 조기에 일어나면서 강한 와류가 발생한다. 이 와류가 하류로 가면서 표면으로부터 분리되면서 표면 근처에서는 반대방향으로 회전하는 2차 와류가 생성된다. 2

차 와류는 표면 유동의 흐름방향으로 모멘텀을 가해 서 유동의 박리를 지연시키는 역할을 한다.

$U_z = 3.4 \text{ m/s}$ 인 경우 구동기 근방에서 유동 박리가 조기에 일어나면서 생기는 와류가 하류에서도 그대로 유지되면서 반대쪽 면에 비해 높은 압력이 형성된다.

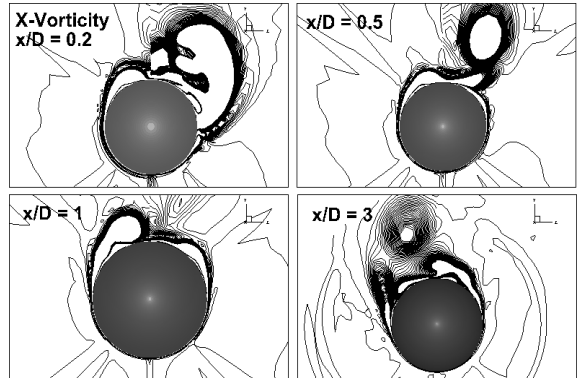


Fig. 8. X-vorticity contour : blowing model( $U_z = 34 \text{ m/s}$ )

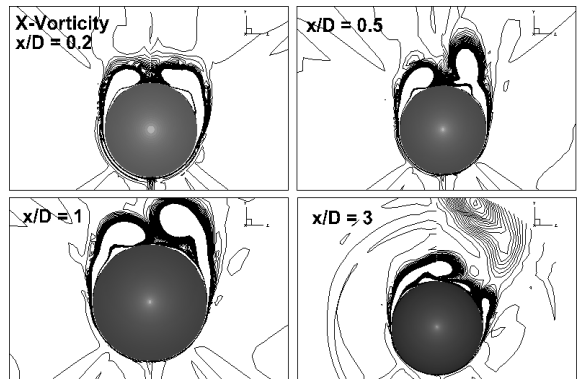


Fig. 9. X-vorticity contour : blowing model( $U_z = 3.4 \text{ m/s}$ )

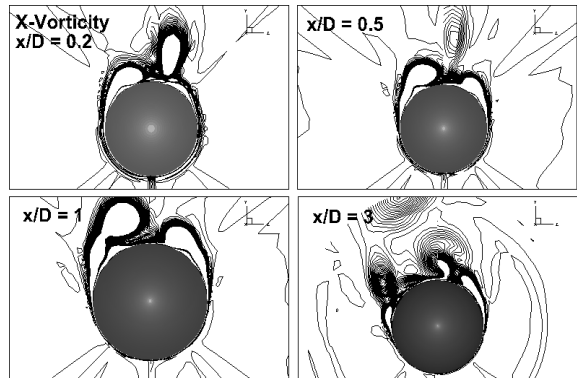


Fig. 10. X-vorticity contour : shear model( $U_y = 60 \text{ m/s}$ )

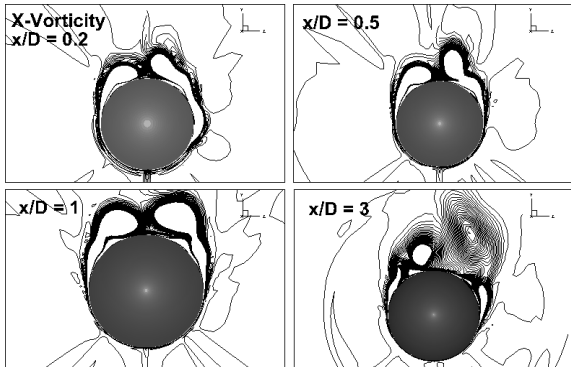


Fig. 11. X-vorticity contour : shear model( $U_y = -60$  m/s)

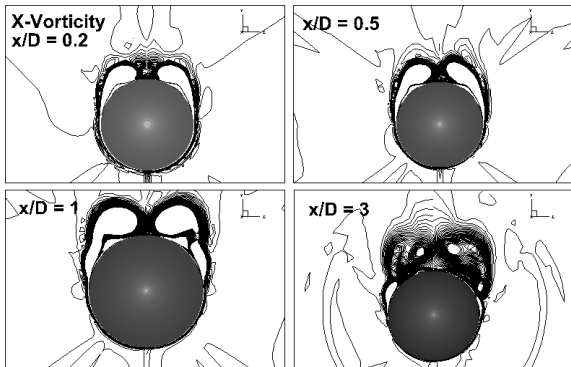


Fig. 12. X-vorticity contour : shear model( $U_y = 12$  m/s)

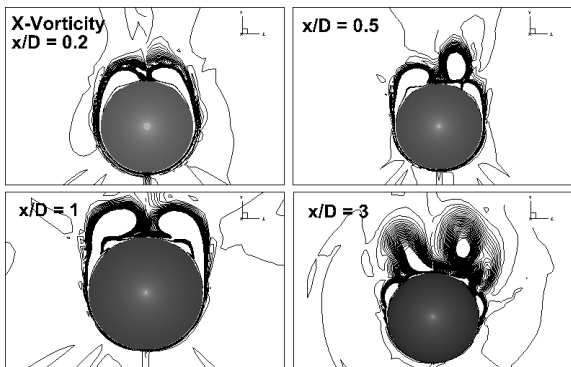


Fig. 13. X-vorticity contour : shear model( $U_y = -12$  m/s)

$U_y = 60$  m/s인 경우 구동기 근방에서 생성되는 와류가 표면 근처에 가까이 위치하며 이러한 구조가 하류에서도 그대로 유지된다.  $U_y = -60$  m/s인 경우  $U_z = 3.4$  m/s인 경우와 유사한 와류구조가 형성된다.

$U_y = 12$  m/s인 경우 좌우 거의 대칭인 와류구조가 형성됨을 확인할 수 있다.  $U_y = -12$  m/s인 경우 구동

기 근처에서 조기 유동 박리가 일어나지만 그 강도가 낮아서 하류에서는 거의 대칭인 와류구조가 관찰된다.

$U_y = 120$  m/s인 경우  $U_y = 60$  m/s인 경우와 유사한 와류구조가 형성됨을 확인할 수 있다.

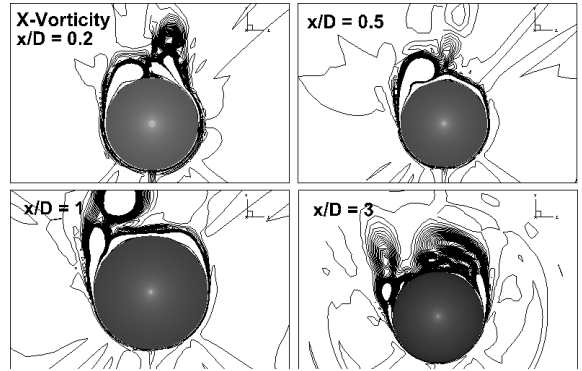


Fig. 14. X-vorticity contour : shear model( $U_y = 120$  m/s)

#### 4. 결론

고받음각 오자이브에 발생하는 비대칭 와류를 제어하기 위한 구동기에 대해 각각 blowing 모델과 shear 모델을 적용하여 전산해석을 수행한 결과 구동기의 작동 효과에 대해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 자유류의 10% 속도로 blowing 하는 경우( $U_z = 3.4$  m/s) Fig. 15-a)와 같이 조기 유동박리에 의한 비대칭 와류구조가 형성되지만 그 속도를 자유류의 100%로 증가시키는 경우 Fig. 16과 같이 표면에 발생하는 2차 와류에 의해 하류에서 유동 박리가 지연되어 반대 모양의 비대칭 와류구조가 형성된다.

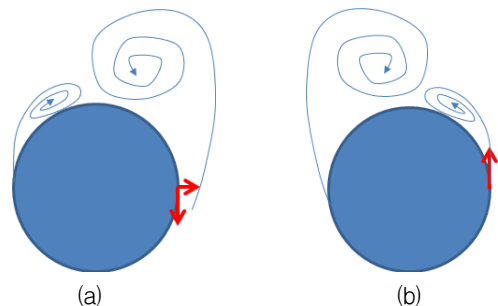


Fig. 15. 10% blowing (a) 및 전단력 모델 (b)에 의한 와류 구조

2) Shear 모델의 경우 표면 유선방향으로  $U_y = 60 \text{ m/s}$  이상으로 동작할 때 Fig. 15-b)와 같이 구동기가 위치하는 쪽 면에서 와류가 표면에 가깝게 부착되면서 낮은 압력이 형성된다.  $U_y$ 의 방향이 표면 유선에 역행하는 경우 Fig. 15-a)와 같이 반대의 현상이 발생한다.  $U_y$ 의 크기가  $12 \text{ m/s}$ 인 경우는 방향에 상관없이 비대칭 와류구조가 생성되지 않는다.

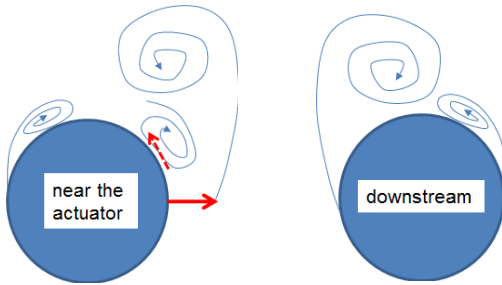


Fig. 16. 100 % blowing 모델에 의한 와류구조 :  
좌) 구동기 근방 : 우) 동체 하류

## References

- [1] Wardlaw, A. B., Morrison, A. M., "Induced Side Forces at High Angles of Attack", *J. Spacecraft*, Vol. 13, No. 10, pp. 589~593, 1976.
- [2] Keener, E. R., Chapman, G. T., Cohen, L. and Talaghani, J., "Side Forces on a Tangent-Ogive Forebody with a Fineness Ratio of 3.5 at High Angles of Attack and Mach Numbers from 0.1 to 0.7", *NASA TM X-3437*, 1977.
- [3] Deng, X. Y., Tian, W., Ma, B. F. and Wang, Y. K., "Recent Progress on the Study of Asymmetric Vortex Flow over Slender Bodies", *Acta Mech Sin*, Vol. 24, pp. 475~487, 2008.
- [4] Williams, D., "A Review of Fore Body Vortex Control Scenarios", *AIAA paper 97-1967*, 1997.
- [5] Bernhardt, J. E. and Williams, D. R., "Proportional Control of Asymmetric Forebody Vortices", *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 11, pp. 2087~2093, 1998.
- [6] Matsuno, T., Kawazoe, H., Nelson, R. C., T. C., Corke, "Forebody Vortex Control on High Performance Aircraft Using PWM-Controlled Plasma Actuators", *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2008.
- [7] Poon, D., Simon, T., Kortshagen, U. and Ernie, D., "Experimental Studies of Plasma Actuator Performance for Separation Control", *AIAA paper 2010-1219*, 2010.
- [8] E. S. Lee, J. I. Lee, and K. S. Lee, "Numerical Investigation of the Behavior of the Blowing Actuator for Body Vortex Control", *KSCFE Conference*, Nov. 2011.
- [9] 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, 2004.