

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.1.025>

## DBD 플라즈마 구동기를 이용한 원통모델의 공기저항저감

이창욱<sup>a</sup> · 심주형<sup>a</sup> · 한성현<sup>a</sup> · 윤수환<sup>b</sup> · 김태규<sup>a,\*</sup>

### Aerodynamic Drag Reduction in Cylindrical Model Using DBD Plasma Actuator

Changwook Lee<sup>a</sup> · Ju-hyeong Sim<sup>a</sup> · Sunghyun Han<sup>a</sup> · Su Hwan Yun<sup>b</sup> · Taegy Kim<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, College of Engineering, Chosun University, Korea

<sup>b</sup>High-speed Railroad Systems Department, Korea Railroad Research Institut, Korea

\*Corresponding author. E-mail: taegy@chosun.ac.kr

#### ABSTRACT

Dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuator was designed to reduce aerodynamic drag in a cylindrical model and wind tunnel test was performed at various wind velocities. In addition, computational fluid dynamics (CFD) analysis and flow visualization were used to investigate the effect of the plasma on the flow stream in the cylindrical model. At low wind velocity, the plasma actuator had no effects because flow separation did not appear. The aerodynamic drag was reduced by 14% at 14 m/s and by 27% at 17 m/s, respectively. It was confirmed by CFD analysis and flow visualization that the DBD plasma actuator decreased in pressure difference around the cylindrical model, thus decreasing the magnitude of wake vortex.

#### 초 록

원통 모델에 공기저항저감 효과를 검증하기 위해서 원통형에 적합한 유연성 플라즈마 구동기를 제작하였다. 다양한 풍속에서 플라즈마 유동제어 풍동시험을 수행하였으며, CFD 해석과 유동가시화를 수행하였다. 풍속이 느린 저속 구간에서는 유동박리가 발생하지 않아 플라즈마 유동제어 효과가 없었다. 풍속 14 m/s 에서 14% 정도 항력이 저감되었으며, 풍속이 증가된 17 m/s 의 경우 항력이 27% 저감되었다. CFD 해석과 유동가시화의 비교를 통해 DBD플라즈마 구동기는 원통 주변의 압력차를 감소시켜 와류의 크기가 줄어든 것으로 확인되었다.

Key Words: Plasma Flow Control(플라즈마 유동제어), Aerodynamic Drag Reduction(공기저항저감), Wind Tunnel Test(풍동시험), Plasma Actuator(플라즈마 구동기)

Received 17 March 2014 / Revised 29 September 2014 / Accepted 4 October 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### 1. 서 론

최근에 우리나라의 방위산업은 화약, 부품과

같은 단순 기술에서 기술과 자본이 집약되는 첨단 완제품으로 변화되는 추세를 보이고 있다. 로켓, 미사일 항공분야 등에서 성능을 개선하고자, 유동박리, 마찰저항을 줄이는 연구가 관심을 받고 있다. 항공 분야에서는 항공기의 소음에 따른 피해가 커지고 있어, 소음에 따른 문제를 줄이고자 노력하고 있다. 기존의 항공기는 엔진에서 소음이 주로 발생하였지만, 높은 바이패스비를 가지는 항공기의 등장과 새로운 엔진의 개발로 인해서 최근에는 엔진에 의한 소음의 크기는 크게 감소하였다. 하지만 항공기 기체에서 여전히 고양력 장치, 랜딩기어 등에서 다양한 진폭과 주파수를 가지는 소음과 유동박리가 발생하며, 로켓 추진체 분야의 경우, 로켓 주변에서 발생하는 마찰저항, 유동박리는 추진체의 성능을 저하시키는 요인이 된다. 이와 같이 발생하는 항력과 소음을 줄이기 위해 형상을 변경하는 방법이 주로 연구되었으나, 형상변경을 통한 소음 및 항력 저감은 현재 한계에 도달하였다. 따라서 최근 능동적인 유동제어를 통해 소음 및 항력을 저감하는 기법이 많은 관심을 받고 있다. 현재까지 많은 능동적 기술이 제안되었으며, 그 중에서 최근에 많은 관심을 받는 것이 DBD (Dielectric barrier discharge)를 이용한 플라즈마 유동제어 기법이다[1]. DBD 플라즈마 구동기는 전극에 고전압 방전을 통해서 플라즈마를 생성하게 되는데, 방전이란 절연성질을 잃어버리게 되어 전류가 흐르는 상태를 뜻한다. 주로 DBD 플라즈마 구동기에 사용되는 플라즈마는 저온 플라즈마의 일종인 글로우 방전(Glow discharge)형태이다. 저온 플라즈마는 고온 플라즈마보다 소모동력이 적고 안정적으로 작동할 수 있기 때문에 플라즈마 유동제어에 주로 사용된다.

DBD 플라즈마 구동기의 기본원리는 DBD 플라즈마 구동기의 전극사이에 플라즈마가 형성되면 상부전극에서 하부전극 방향으로 물체력(Body force)이 생성된다. 생성된 물체력은 전기바람 혹은 이온바람(Ionic wind)이라 불리는 유속을 생성 시킨다[2]. 이러한 특징을 지니는 DBD 플라즈마 구동기를 이용한 유동 제어 기초 연구는 활발하게 수행되었다. Patel 등[3]은 에어

포일에 DBD 플라즈마 구동기를 적용하여 고 받음각에서 실속을 지연시키는 연구를 수행하였으며, Jukes 등[4]은 특정 받음각에서 에어포일의 양향비를 성능을 향상시키는 연구를 수행하였다. Thomas 등[5]은 터빈블레이드의 유동박리 제어를 통해 블레이드의 성능을 향상시키기 위한 연구를 진행한 바 있다[5]. Thomas 등[6]은 DBD 플라즈마 구동기를 이용하여 평판과 원통의 유동제어를 통하여 유동박리 제어를 통한 항력저감 연구를 수행해왔다. Kwingso 등[7]은 평판 표면 위에 DBD 플라즈마 구동기를 배열형태로 설치하여 난류경계층제어를 통해 표면마찰항력을 저감하는 연구를 수행한 바 있다. 원통 모형에 단일 DBD 구동기를 설치하여 원통 후류에서 발생하는 와류를 제어함으로써 박리를 지연시키는 연구를 수행되었다[8]. 기존 연구에서는 DBD 플라즈마 구동기에 의한 유동 변화를 PIV 기법을 통해 가시화하는 연구가 주로 이루어졌으며, 이를 통해 유동박리와 후류가 제어될 수 있음을 검증하였으나, 실험적으로 정량적인 항력저감 값을 제시한 결과는 보고되지 않고 있다. 따라서 본 연구에서는 로켓 추진체, 미사일, 항공기의 랜딩기어 등에 사용되는 원통형모형을 실제모델에 적용에 앞서 CFD 해석을 통해 원통 주변 유동의 특성을 파악하고 효과적으로 DBD 플라즈마 구동기를 설치하였으며, 플라즈마 유동제어를 통한 항력저감을 정량화 된 값을 얻고자 실험을 수행하였다.

## 2. 플라즈마 구동기 제작 및 풍동시험

### 2.1 DBD 플라즈마 구동기 제작

Fig. 1은 플라즈마 유동제어를 위한 DBD 플라즈마 구동기의 기본구조를 보여주는 것으로, 유전체 장벽(Dielectric barrier)를 중심으로 윗면과 아랫면에 전극이 비대칭적으로 각각 설치되는 구조이다. 하지만 원통 모형과 같이 곡면을 지니는 모형은 평판형 DBD 플라즈마 구동기를 적용하기가 어렵다. 따라서 PVC(polyvinyl carbonate)와 같은 유연성을 지니는 유전체를 선정하였다.

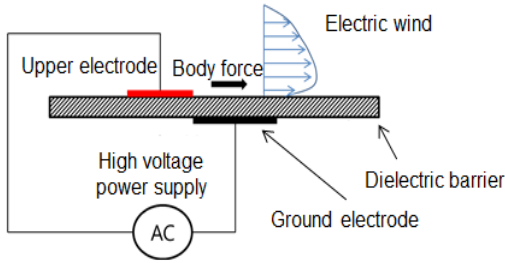


Fig. 1 Basic configuration of DBD plasma actuator.

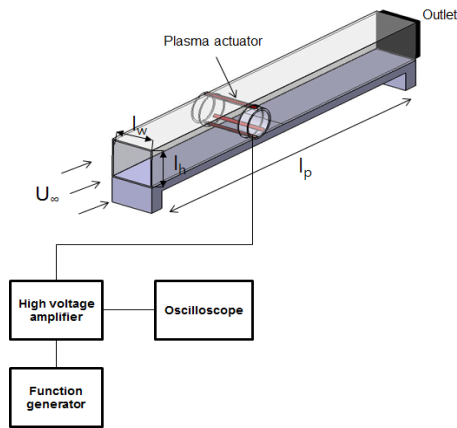


Fig. 2 Wind tunnel experiment setup.

PVC의 두께는 480  $\mu\text{m}$ 이며, 사용된 전극은 전기 전도성이 우수한 구리를 사용하였다. 구리 전극 폭은 5 mm이며, 상부전극과 하부전극 사이에 간격은 2 mm로 원통모델을 고려하여 전극 간격을 설정하였다.

### 2.2 풍동시험

플라즈마 유동제어를 통한 항력저감효과를 검증하기 위한 풍동시험장치를 Fig. 2와 같이 구성하였다. 원통 모형은 풍동 중앙부분에 위치하였으며, 외부 영향에 움직이지 않도록 고정하였다. 균질한 유동을 만들기 위해서 축소형 풍동을 제작하였으며, 풍동의 크기는 Table 1과 같이 80×100×430 mm이며 풍동에서 생성할 수 있는 풍속은 1~17 m/s이다. 플라즈마 유동 제어를 통한 항력저감을 검증 할 경우, 플라즈마 발생 시 고전압에 의한 신호 노이즈의 영향을 배제하기 위하여 전기적 신호를 사용하지 않는 로드셀을

Table 1. Wind tunnel dimensions.

	Symbol	Value
Height (mm)	$l_h$	80
width (mm)	$l_w$	100
length (mm)	$l_p$	430
wind velocity (m/s)	$U_\infty$	1~17

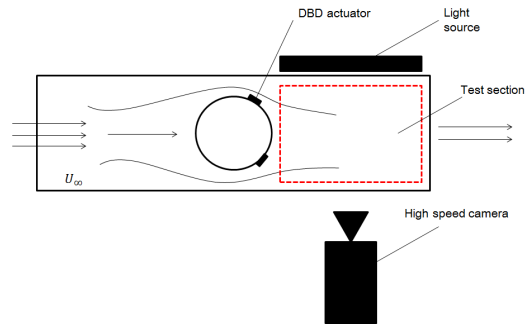
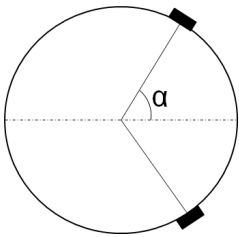


Fig. 3 Schematic of experiment setup for flow visualization.

사용하여 항력을 측정하였다. 플라즈마 유동제어 시험은 1~17 m/s의 풍속에서 수행되었으며, 플라즈마 구동기는 10초 간격으로 작동과 정지의 반복으로 측정된 항력의 값의 차이를 통해 항력저감을 판단하였다. 또한, 유동제어 효과를 가시화하기 위해 Fig. 3과 같이 유동가시화 장치를 구성하였다. 초고속 카메라(MotionXtra HG-LE)를 이용하여 5초 동안 0.01초 간격으로 촬영하였다. 원통모델에서 경계층 박리에 의해 후류는 넓고 크게 생성된다[9]. 플라즈마 구동기를 이용하여 후류크기를 줄여주고자 기존 연구에서 원통 모형 유동제어시험결과를 바탕으로 Table 2와 같이 DBD 플라즈마 구동기 2세트를 원통 중심으로부터 와류가 생성되는  $\alpha=65^\circ$ 가 되도록 원통의 상부와 하부에 설치하였다[10,11]. 풍속 2 m/s에서 고전압 증폭기의 허용전류와 플라즈마 구동기의 최적 설계점을 고려하여 방전전압은 7 kV, 방전주파수는 500 Hz로 설정하였다.

Table 2. DBD plasma actuator operating condition.

Test condition	Value
Up-downstream flow control	2 set
Applied voltage	6~7 kV
frequency	500 Hz
$\alpha$	65°



### 3. 결과 및 토론

#### 3.1 플라즈마 유동제어의 CFD 해석

DBD 플라즈마 구동기를 적용함으로써 원통후류에 어떤 영향을 주게 되며, 공기저항이 저감되는 원인을 확인하고자 해석을 수행하였다. 기존에 DBD 플라즈마 구동기의 모델링을 하기 위해서 다양한 수치적 모델들이 제시되었다. Dmitriy 등[12]은 2D 플라즈마 구동기를 모델링하여 주변 유동의 영향을 해석적 방법으로 검증하였고, Likhanskii 등은 3개의 전극을 사용한 2D 모델 플라즈마 구동기의 성능을 수치적 방법으로 예측하였다[13]. 하지만 이러한 모델들은 DBD 플라즈마 구동기만을 해석하는 데는 적합하나, 본 연구와 같이 해석을 수행하고자 한 전체 유동장에 비해 플라즈마 구동기의 영역이 매우 작을 시에는 계산시간이 길어진다는 단점이 있다. 따라서 원통에서의 전체적인 유동을 해석하기 위해서는 전기장 지배방정식을 풀지 않고 DBD 플라즈마 구동기를 모사할 수 있는 새로운 해석 기법이 요구된다. 본 연구에서는 복잡한 이온유동을 배제하고 실험치와 해석치를 비교하여 DBD 플라즈마 구동기를 작동 시 최종적으로 발

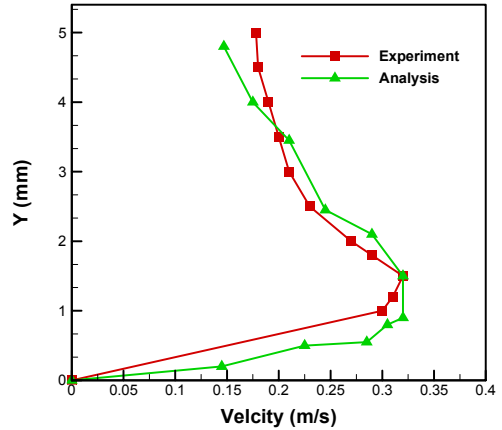


Fig. 4 Comparison of the velocity profile between experiment and CFD result (V=5.5 kV, f=1 kHz).

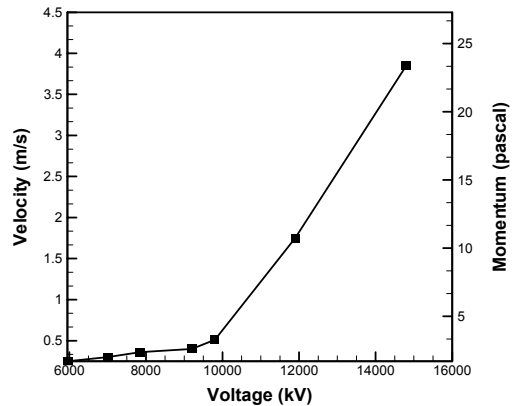


Fig. 5 Ionic wind velocity as discharge voltage and the corresponding momentum in CFD result.

생되는 이온유동이 모멘텀의 형태로 전환되는 점을 착안해 DBD 플라즈마 구동기를 모델링하였다. 플라즈마 구동기 해석을 위해서 Fluent 상용코드를 사용하여 하였으며, 이온바람을 생성하기 위해서 플라즈마 구동기 전극에 단위압력을 부여하였으며, 부여한 단위 압력은 Eq. 1과 Eq. 2를 이용하여 수치를 대입하였다[14].

$$P = 0.1975e^{0.0003V} \tag{1}$$

$$V_e = 0.1619 \times P \tag{2}$$

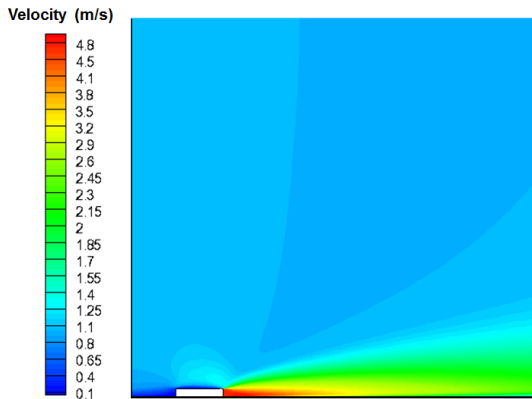


Fig. 6 CFD analysis result of 2D DBD plasma actuator.

Eq. 1과 Eq. 2는 해석과 실험을 비교를 통해 얻은 관계식이다.  $P$ 은 해석상에서의 단위 압력이며,  $V$ 은 실험을 통해 얻은 플라즈마 구동기에 방전 전압이다. DBD 플라즈마 구동기는 단위 압력에 약 0.1619 배로 이온바람의 유속이 생성된다.

Fig. 4는 CFD 해석을 이용하여 얻은 플라즈마 구동기에서 생성된 유속과 방전전압 5.5 kV 방전조건에서의 실제 실험 유속 값을 비교한 결과이다. 비교 결과를 바탕으로 해석 치와 실험치가 거의 유사한 경향성을 지니는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 5는 방전 전압에 따른 이온바람의 유속과 이에 해당되는 모멘텀 값을 보여주고 있다. 해석 값과 실험치의 비교를 통해 유속생성에 필요한 전압을 예측할 수 있다면, 별도의 전기장을 해석하지 않고도 DBD 플라즈마 구동기가 포함된 모델의 전체 유동장을 해석할 수 있으며, 이를 이용하여 다양한 유동 조건에서 항력을 효율적으로 저감시킬 수 있는 플라즈마 방전 조건을 해석적으로 구할 수 있을 것이라 판단된다.

Fig. 6은 CFD 해석을 통해 얻은 2D DBD 플라즈마 구동기 모델의 속도장을 보여주고 있다. 플라즈마 구동기의 후면에는 와류가 형성되며, 플라즈마 구동기의 유속은 수평방향(x축)으로 멀어질수록 감소하였다. 해석을 통해 얻은 유동의 특성으로부터 플라즈마 구동기가 유동제어에 영향을 주는 거리를 알 수 있다. 해석결과로부터 플라즈마 구동기의 배열거리를 결정하여 효율적

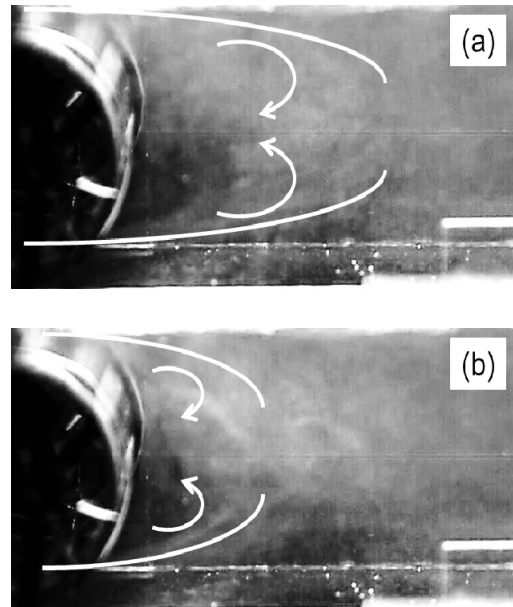


Fig. 7 Visualization result of cylinder model (a) plasma off (b) plasma on ( $V=7.0$  kV,  $f=500$  Hz,  $U=2$  m/s).

인 유동제어 수행이 가능하였다. 풍동시험을 모사하기 위해서, 실제 풍동시험장치와 동일한 크기인 원통 지름 50 mm, 풍동의 크기는  $80 \times 100 \times 430$  mm로 모델링하였다. 원통 주변에 유체역학적 현상 확인하기 위하여 Fluent 사용코드를 사용하였다. 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식이며 격자는 비구조 사면체로 생성하였다. 압력 및 속도는 simple, cell based 구배조건을 적용했고, 음해법의 수치기법을 사용하였다[15]. 또한 RANS 모델의 장점은 난류현상을 잘 예측할 수 있으며, 이론값과 근사하게 예측이 가능하다. 경계조건은 입구 풍속조건으로 단위속도  $U=2$  m/s를 입력하였고, 출구조건은 압력구배가 없도록 하였다. 해석의 수렴판정을 위해서 RMS residual을  $10^{-5}$ 로 설정하였으며, 플라즈마 구동기의 작동 유무에 따라 각각 해석한 결과를 비교하여 플라즈마 구동기에 의한 유동변화를 확인하였다. 2D 플라즈마 구동기 모델의 방전조건은  $V=7$  kV,  $f=500$  Hz이며, 플라즈마 구동기의 CFD 해석에 대한 설명은 풍동시험결과와 함께 뒤에서 더 자세히 설명하겠다.

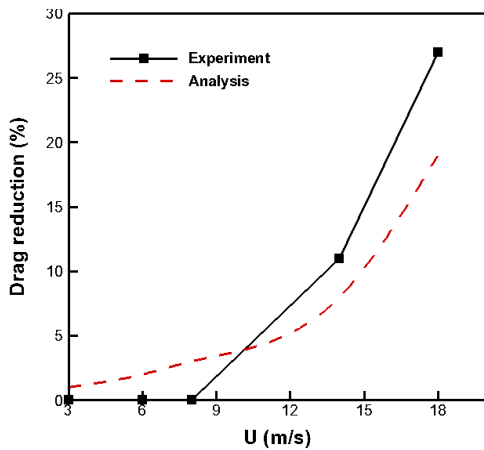


Fig. 8 Drag reduction ratio as wind velocity ( $V=7.0$  kV,  $f=500$  Hz).

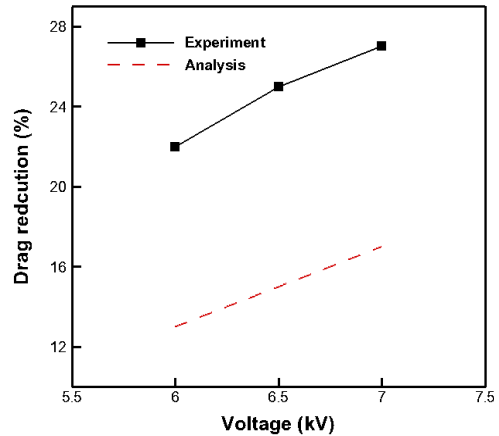


Fig. 9 Drag reduction ratio as discharge voltage ( $U=17$  m/s,  $f=500$  Hz).

### 3.2 풍동시험결과

Fig. 7은 풍동시험의 유동가시화결과를 보여주고 있다. DBD 플라즈마 구동기 2세트의 작동여부에 따른 유동장 변화를 보여주고 있으며, Fig. 7(a)는 플라즈마 구동기가 작동되지 않은 상태의 유동장을 보여주는 것으로, 원통 후류에서 유동박리가 발생하며, 복잡한 와류가 발생됨을 알 수 있다. Fig 7(b)는 2세트의 플라즈마 구동기가 구동하였을 경우 원통의 후류 유동을 촬영한 사진이다. 플라즈마 구동기를 작동하지 않았을 경우와 비교하였을 때 원통 후류의 유동박리가 줄어들었으며, 와류의 크기도 줄어든 것을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 7(a)에서 발생된 와류는 원통 모델과 가까운 위치로 이동하여 생성되는 것을 확인할 수 있다. 플라즈마 구동기에서 발생하는 이온바람이 원통 주변의 압력차를 줄여주는 역할을 하게 되어 와류의 크기가 줄어든 것으로 판단된다. 플라즈마가 발생 후에 후류 와류가 제어되는데 소요되는 시간은 1초 정도였다. Fig. 8은 풍동시험 결과와 해석의 항력 저감율을 나타내고 있다. 풍동 시험의 경우 8 m/s 이하에서는 원통에 후류 와류가 생성되지 않았기 때문에 항력저감은 없었다. 하지만 해석상에서는 유속구간 (3 ~ 8 m/s)에서 약 1 ~ 3% 정도 항력이 저감되었다. 14 m/s의 경우, 풍동시험결과는 항력저감은 11%였으며, 17 m/s일 때는 27%로 항력

저감이 증가하였다. 해석 결과는 14 m/s의 경우 항력이 8% 감소하였으며, 18 m/s의 경우 16%감소하였다. 비교 분석결과 해석결과는 풍동시험에서 비해 유속이 증가함에 따라 항력 저감율은 크게 상승되지 않았다. 이는 해석 원통형 모델은 2D 형상이기 때문에 3D 형상의 풍동 시험 모델과 형상항력과 마찰항력 값이 차이가 나타난 것으로 판단된다. 하지만 풍속이 증가함에 따라서 해석과 시험결과 모두 동일한 경향성을 나타내었다.

DBD 플라즈마 구동기의 유속에 따른 플라즈마 유동제어 효과를 검증하기 위해 방전전압에 따른 항력 저감 실험을 수행하였다. Fig. 9는 방전 전압에 따른 항력 저감율을 나타내고 있다. 풍속 17 m/s에서 방전전압이 6.0 kV일 경우 항력이 22% 감소하였으며, 6.5 kV에서는 25%, 7.0 kV에서는 27%로 항력이 감소하였다. 즉, 플라즈마 구동기의 방전 전압이 높을수록 구동기에서 생성되는 유속이 증가함에 따라 항력저감 또한 증가하였다. 해석상에서도 플라즈마 구동기에 단위 압력의 값을 풍동시험과 동일한 비율로 증가 시켰을 경우, 단위 압력 값이 커질수록 항력 저감율도 증가하였다. 해석과 시험의 결과로부터 플라즈마 구동기에서 생성되는 이온바람의 유속이 빠를수록 유동제어를 하는데 유리한 조건을 가지며, 항력 저감율이 높아짐을 확인하였

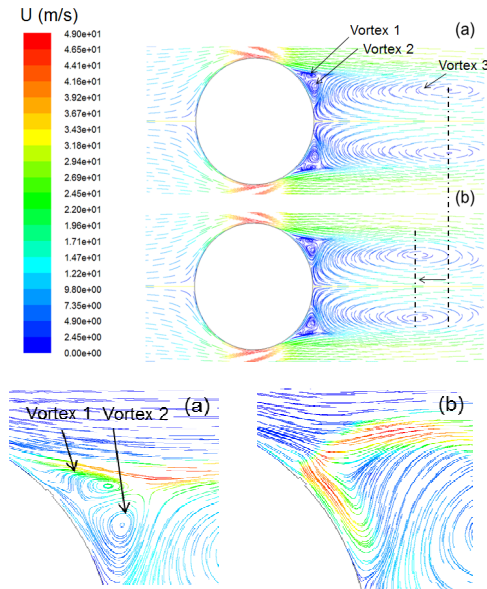


Fig. 10 Velocity contour at the downstream of the cylinder (a) plasma off and (b) plasma actuator on ( $U=18$  m/s).

다. Fig. 10(a)는 CFD 해석을 통해 얻은 원통 주변의 유동으로 원통 주변에 Vortex 1, Vortex 2, Vortex 3 이 생성되었다. 생성된 와류들은 항력을 증가시키는 요인으로 판단된다. Fig. 10(b) 1 세트의 플라즈마 구동기를 작동 시, Vortex 1과 Vortex 2의 크기가 줄어들었으며, Vortex 3의 경우 와류의 위치가 원통과 가까운 위치로 이동한 것을 확인할 수 있다. 따라서 CFD 해석과 유동 가시화시험을 통해 얻은 결과는 유사한 경향성을 띄었으며, DBD 플라즈마 구동기의 작동 유무에 따라서 원통 후류에서 생성되는 와류의 크기와 와류의 위치가 변경되는 것을 확인하였다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 플라즈마 구동기를 이용하여 플라즈마 유동제어를 통해 원통의 항력을 저감하였다. 유연성을 지니는 DBD 플라즈마 구동기를 설계하였으며, 다양한 풍속에서 플라즈마 유동제어 풍동시험을 수행하였다. 또한 CFD 해석

과 풍동시험결과를 비교를 통해 플라즈마 구동기의 유동제어 효과를 검증하였다. 본 연구를 통해 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- (1) 저속 풍속 구간( $2$  m/s ~  $8$  m/s)에서는 유동박리가 발생하지 않으므로, DBD 플라즈마에 의한 항력저감 효과가 없다.
- (2) 풍속이 증가할수록 플라즈마 유동제어 효과는 증가하였으며,  $14$  m/s 의 경우 항력이  $14\%$  저감되었다.  $17$  m/s 경우 항력은  $27\%$  까지 항력이 저감되었다.
- (3) 원통 모델의 후류에서 발생하는 와류는 플라즈마 구동기를 사용함으로써, 이온바람에 의해서 원통 주변의 압력 차가 감소함으로써 와류의 크기가 감소한다.

본 연구에서는 DBD 플라즈마 구동기를 실제 원통모델에 적용하여, 항력저감율을 수치적으로 제시하였으며, 고속에서 운용되는 로켓과 같은 추진체의 경우 후류에서 발생하는 와류가 크기 때문에 플라즈마 구동기를 사용 시 높은 유동제어 효율을 기대할 수 있다. 또한, CFD 해석을 통해서 자유류 유속에 따른 유동제어에 필요한 DBD 플라즈마 구동기에 방전조건을 결정할 수 있었다.

#### 후 기

이 논문은 2013년도 조선대학교 학술연구비의 지원을 받아 연구되었음.

#### References

1. Moreau, E., "Airflow Control by Non-thermal Plasma Actuators," *Journal of Physics D-Applied Physics*, Vol. 40, No. 3, pp. 605-636, 2007.
2. Pons, J., Moreau, E. and Touchard, G., "Asymmetric Surface Dielectric Barrier

- Discharge in Air at Atmospheric Pressure: Electrical Properties and Induced Airflow Characteristics," *Journal of Physics D-Applied Physics*, Vol. 38, No. 19, pp. 3635-3642, 2005.
3. Patel, M.P, "Autonomous Sensing and Control of Wing Stal using a Smart Plasma Slat," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 2, pp. 516-517, 2007.
  4. Jukes, T.N., Seagwa, T. and Furutani, H., "Flow Control on a NACA 4418 Using Dielectric Barrier-Discharge Vortex Generators," *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2, pp. 462-464, 2013.
  5. Thomas, F.O, Kozlov, A. and Corke, T.C., "Plasma Actuators for Bluff Body Flow Control," *American Institute of Electrical Engineers Meeting*, pp. 2006-2845, June 2006.
  6. Thomas, C. and Huang, J., "Documentation and Control of Flow Separation on a Low Pressure Turbine Linear Cascade of Pak-B Blades Using Plasma Actuators," NASA Technical Report NASA/CR, 2007-214677, 2007.
  7. Kwing-So. F., Jukes. T. and Whalley, R., "Turbulent Boundary-layer Control with Plasma Actuators," *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol. 369, No. 1940, pp. 1443-1458, 2011.
  8. Neuendorf. R, Neuendorf. I, "On a Turbulent Wall Jet Flowing over a Circular Cylinder," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 381, pp. 1-25, 1999.
  9. Gim, O.S., Kim, S.H. and Lee, G.W., "Flow Control Behind a Circular Cylinder by Control Rods in Uniform Stream," *Ocean Engineering*, Vol. 38, No. 17, pp. 2171-2184, 2011.
  10. Kozlov, A.V., "Plasma Actuators for Bluff Body Flow Control," Ph. D Thesis, Indian, Department of Aerospace and Mechanical Engineering Notre Dame, 2007.
  11. Norberg, C., "Flow Around a Circular Cylinder: Aspects of Fluctuating Lift," *Journal of Fluids and structures*, Vol. 15, No. 3, pp. 459-469, 2001.
  12. Dmitriy, M.O. and Thomas, C.C., "Numerical Simulation of Aerodynamic Plasma Actuator Effects," *43rd American Institute of Electrical Engineers Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, AIAA 2005-1083, Jan. 2005.
  13. Likhanskii, A.V., Shneider, M.N., "Numerical Modeling of DBD Plasma Actuators," *38th American Institute of Electrical Engineers Plasmadynamics and Lasers Conference*, Miami, FL, USA, pp. 2007-4533, June 2007.
  14. Lee, C.W., Yun, S.H. and Kim, T., "Analysis and Performance Evaluation of DBD Plasma Actuator for Plasma Flow Control," *38th Korean Society of Propulsion Engineers spring Conference*, Gumi, Gyeongsangbuk-do, Republic of Korea, pp. 290-293, May 2012.
  15. Kwang, S.H., "Flow Analysis over Moving Circular Cylinder Near the Wall at Moderate Reynolds Number," *Journal of the Korean Society of Marine Engineering*, Vol. 36, No. 8, pp. 1091-1096, 2012.