



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.6.057>

플라즈마 분사장치를 활용한 초고속 비행체의 항력감소 기초 실험

강승원^a · 최종인^a · 이재청^a · 허환일^{b,*}

Fundamental Experiments of Drag Reduction for a High Speed Vehicle Using Plasma Counterflow Jets

Seungwon Kang^a · Jongin Choi^a · Jaecheong Lee^a · Hwanil Huh^{b,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Graduate School at Chungnam National University, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, the fundamental test for drag reduction is carried out by using a plasma generator. Fundamental test setup is constructed of visualization and drag measurement system. The schlieren technique is used to visualize the plasma counterflow in supersonic flow. The penetration of the plasma jet and the change of the flow structure are observed through visualization results. Load cell is used to confirm possibility of drag reduction. Results show that drag was reduced by 6.2% using plasma jet in supersonic flow.

초 록

본 연구에서는 플라즈마 분사장치를 활용하여 항력감소를 위한 기초 실험을 수행하였다. 가시화 장비와 항력 측정 장비를 이용하여 기초 실험 장치를 구성하였다. 자유유동 환경에서 분사되는 플라즈마 역분사 제트를 가시화하기 위한 방법으로 쉐리렌 기법을 활용하였다. 가시화 실험 결과를 통해 플라즈마 제트의 침투와 유동구조 변화를 관찰하였다. 항력감소 가능성을 측정하기 위한 방법으로 로드셀을 이용한 측정을 수행하였다. 그 결과 초음속 자유유동 조건에서 역으로 분사되는 플라즈마를 통해 항력이 6.2% 감소함을 보였다.

Key Words: Drag Reduction(항력 감소), Counterflow Jet(역분사 제트), Plasma(플라즈마), Schlieren Method(쉐리렌 기법), Fundamental Test(기초실험)

1. 서 론

Received 24 November 2016 / Revised 29 September 2017 / Accepted 4 October 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

오늘날의 비행체는 성능이 향상됨에 따라 음

속 이상의 초음속 영역에서 운용되고 있지만, 비행체의 노즈콘에서 발생하는 충격파는 비행체의 성능 손실을 야기한다. 항공우주산업의 선진국인 미국, 러시아 등에서는 기계적인 성능뿐 아니라 비행체 주위에서 발생하는 유동의 제어를 통해 성능을 향상시키기 위한 연구를 지속적으로 수행하였다.

초음속 영역에서 비행체의 노즈콘 형상은 주로 뾰족한 형상이 사용되지만, 극초음속 영역에서는 열적 하중이 크게 증가하여 비행체에 직접적인 악영향을 미치게 된다. 이로 인해 극초음속 영역에서는 강한 충격파를 발생시키는 단점이 있지만, 열적인 측면에서 이점을 가지는 무딘 형상의 노즈콘이 사용된다. 무딘 형상의 노즈콘을 사용하게 되면 전방에는 수직 충격파와 유사한 궁형 충격파가 발생하고 비행체에 강한 조파항력이 발생하게 된다. 궁형 충격파의 영향을 줄이기 위한 방법으로, 노즈콘에서 제트 분사를 통해 전방의 충격파 형상을 변화시켜 항력을 줄이는 방법이 있다. 역분사 제트 연구는 1950년대부터 선진국에서 수행되어 왔으며 1990년대 이후에는 실험과 전산수치해석을 병행하며 수행되었다[1-3].

기존의 연구는 주로 공기를 분사하여 수행하였지만, 2000년대에는 공기 대신 플라즈마를 활용하여 노즈콘 형상[4], 분사제트의 침투 길이[5], 압력비[6], 작동기체[7]에 따른 항력 감소 연구를 수행한 사례가 있다. 플라즈마는 물질의 세가지 상태가 아닌 제 4의 상태로서 전자와 이온이 분리되어 집단으로 움직이는 상태를 말하며, 고온으로 높은 열에너지를 포함하고 있다. 현재에는 플라즈마를 활용한 산업이 발전하면서 일상에서도 네온사인, 강판 절단 등의 다양한 분야에서 활용되고 있다. 항공 분야에서도 플라즈마를 활용한 연구가 다양하게 이뤄지고 있으며 본 연구의 핵심인 역분사 제트 시험 또한 플라즈마를 활용하여 수행되었다. 플라즈마를 활용한 항력감소 연구는 미국, 러시아, 인도에서 수행되었으며, 무딘 형상 내부에 플라즈마 발생장치를 설치하여 실험을 수행하고 전산수치해석을 병행하여 진행하였다. 국외 사례를 통해 플라즈마를 활용할 경우 공기와 동일한 조건에서 항력 감소의

효과가 크고 유동제어에 이점을 가지고 있는 것으로 판단된다[6].

국내에서는 충남대학교[7-11]에서 플라즈마 분사장치를 활용한 항력감소 연구를 수행하고 있다. 항력감소 연구를 수행한 국외 논문 분석을 통해 핵심 변수를 파악하고, 플라즈마 분사장치 분석을 수행하였다.

본 연구는 Fig. 1에 나타낸 것과 같이 플라즈마를 활용한 기초 실험으로서 시스템 구성 및 유동 가시화와 정량적 측정이 주요 내용이며, 플라즈마 발생장치의 선정 및 장치 분석은 선행 연구로서 수행하였다[11].

역분사 제트를 활용한 항력감소 연구는 국내에서 처음 시작하는 기초 단계로서, 항력 감소의 가능성을 판단하는 것이 본 연구의 목표이다. 역분사 제트를 통한 항력감소는 노즈콘 전방의 유동 구조 변화로 인해 나타나므로 유동 구조 변화 관찰과 정량적 측정을 통해 판단할 수 있다. 가시화를 위해 쉘리렌 기법을 활용하였고, 로드셀을 활용한 정량적 측정 시스템을 구성하여 항력감소 기초 실험을 수행하였다.

2. 실험 장치

플라즈마 분사장치를 활용하여 발생하는 유동 구조의 가시화와 항력감소의 정량적 측정을 위

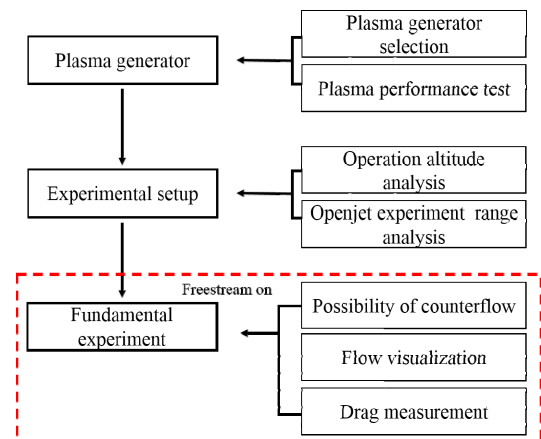


Fig. 1 Scope of research.

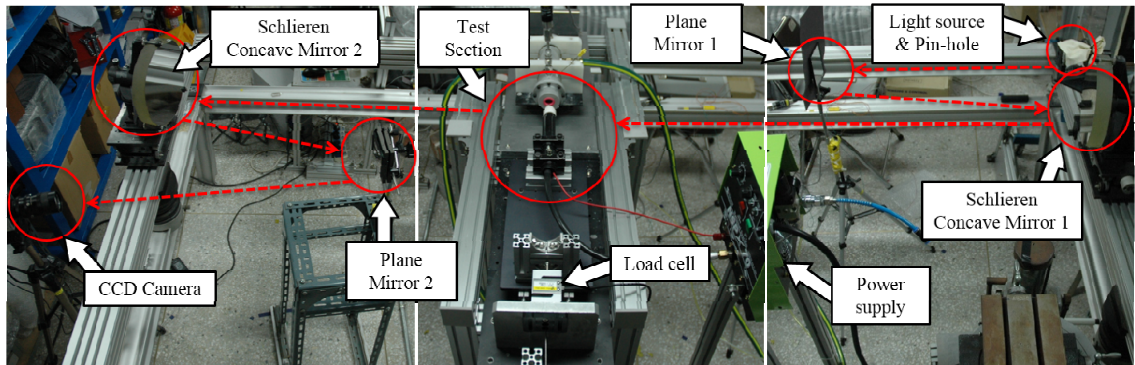


Fig. 2 Schlieren system of plasma jet.

한 시스템은 Fig. 2와 같이 구성하였다. 테스트 스탠드에는 마하수 약 2.2~2.5의 자유유동을 형성할 수 있는 오픈제트 장치를 이용하여 실험을 수행하였다. 오픈제트 장치는 노즐의 팽창비 1.21, 출구 직경 20 mm, 챔버 압력(P_{0c}) 4 bara의 추력기를 이용하여 구성하였다. 초음속 자유유동에서 기체의 역분사를 가시화하기 위해 쉘리렌 방법(Schlieren method)을 활용하였다. 쉘리렌 실험 장치는 Fig. 2와 같이 구성하였으며, 촬영에 사용한 장비는 IMPERX社의 CCD 카메라를 이용하여 장치를 구성하였다. 항력감소의 가능성을 정량적으로 측정하기 위해 (주)다셀의 최대 100 N까지 측정이 가능한 로드셀을 이용하여 시험 장치를 구성하였다.

기초 실험을 수행하기 위한 플라즈마 분사 장치는 상압의 조건에서 사용되는 DC 열 플라즈마 토치이며, 공급 압력 2.7~9.8 bara, 출력 전류 20~70 A, 출력 전압 85 V, 노즐 목 직경 1.0, 1.3, 1.5 mm로 변경이 가능한 P-80 상용 플라즈마 토치를 활용하였다. 플라즈마 토치는 플라즈마가 발생하면서 노즐 팁의 온도가 급격히 상승하기 때문에 냉각용 외부유동이 존재한다. 외부유동에 공기 공급은 플라즈마가 발생하는 챔버에 연결되어 있는 공기 배관에서 분배된다. 실험에서 사용하는 공급 압력의 측정은 공기가 분배되기 전의 배관에서 측정된다. 플라즈마 토치는 아크를 발생하여 플라즈마 제트를 발생한다. 플라즈마 제트의 발생 상태는 공급 압력 조건에 따라 유지 상태의 차이가 나타난다. 실험을 수행

Table 1. Experiment condition.

Operational pressure	3.5 bara
Output current	70 A
Output voltage	85 V
Nozzle tip diameter	1.0 mm

하기 위해 공급 압력과 출력 전류에 따라 대기 중에서 2초 이상 플라즈마를 발생하여 유지가 가능한 조건에 대해 분석을 수행하였다[11]. 플라즈마 발생에 대한 분석 결과에 따라 설정한 실험 조건은 Table 1에 나타났다. 설정한 실험 조건인 노즐 목 직경 1.0 mm와 공급 압력 3.5 bara로 플라즈마를 발생하였을 때 플라즈마 제트가 2초 이상 유지되는 조건이며 가시화 및 정량적 측정 실험에 적합할 것으로 판단하여 실험을 진행하였다.

3. 플라즈마 분사 유동 가시화

역분사 제트를 활용한 항력감소 연구에서의 유동구조 분석은 필수로 진행되어야 한다. 항력감소의 주요 원인은 노즈콘과 전방에 발생하는 충격파 사이의 구조 변화이며, 구조 변화로 인해 표면압력 및 조파 항력이 감소한다. 국외 연구에서는 Fig. 3과 같이 유동 구조를 가시화하기 위해 웨도우 기법, 쉘리렌 기법을 활용하여 유동

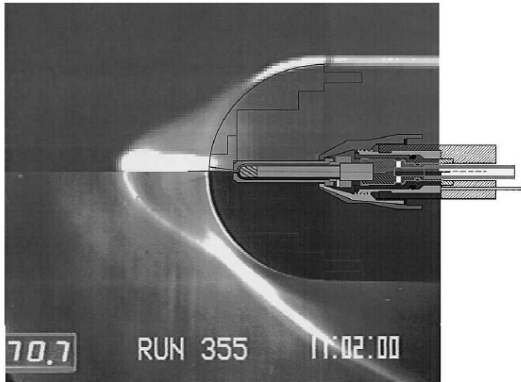


Fig. 3 Force measuring model of U.S. Air Force[6].

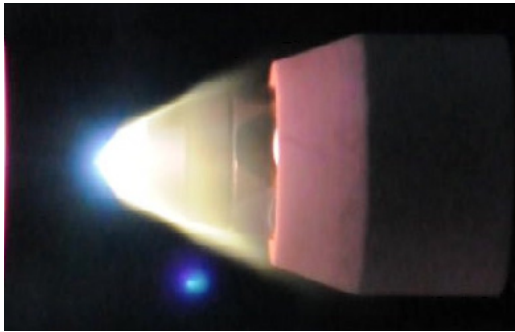


Fig. 4 Plasma counterflow jet.

구조를 분석하였다. 본 논문에서는 쉘리렌 기법을 활용하여 유동 구조를 관찰하였다. 플라즈마 발생을 위한 조건은 선행 연구 결과에 따라 플라즈마 발생이 지속적으로 나타나는 공급 압력 3.5 bara, 전류 70 A, 노즐 목 직경 1.0 mm의 조건에서 수행하였다. 자유유동의 조건은 마하수 약 2.5로 초음속 조건을 만족하여 진행하였다. 플라즈마 제트는 불꽃을 동반하기 때문에 Fig. 4와 같이 육안으로 플라즈마의 발생을 확인할 수 있다. 자유유동에서 플라즈마가 발생할 경우 제트가 분사되고 자유유동의 흐름을 따라 토치 주위로 플라즈마 유동이 형성되는 것을 볼 수 있다. 육안으로 유동 구조의 파악이 어렵기 때문에 쉘리렌 기법을 이용한 가시화를 수행하였다.

쉘리렌 가시화의 결과는 Fig. 5와 같으며, 동일한 환경에서 각 조건에 따라 촬영을 수행하였다. Fig. 5(b)와 (c)는 각각 공기와 플라즈마를 대

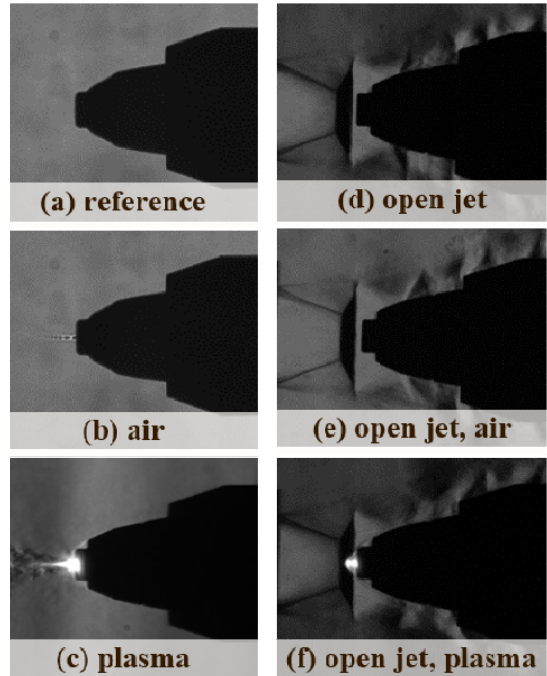


Fig. 5 Schlieren photographs of experiment (CCD Imperx shutter speed : 1/10000 sec, F1.8).

기중에 분사한 것으로 공기의 경우 노즐 목이 1.0 mm로 작기 때문에 미세하게 분사가 되고 있음을 볼 수 있다. 같은 조건이지만 플라즈마가 발생하면서 고온으로 인해 더욱 뚜렷하고 넓게 퍼지는 유동이 나타나고 노즐 입구 부근은 플라즈마의 발생지와 가장 근접된 부분으로 빛의 밝기도 매우 강하게 나타난다. Fig. 5(d), (e), (f)는 자유유동 조건의 결과로서 제트가 없는 경우와 공기, 플라즈마를 분사한 결과이다. 역분사 제트가 없는 Fig. 5(d)와 비교하였을 때 공기를 분사한 Fig. 5(e)에서 충격파의 변화는 크게 나타나지 않았으며 공기를 분사하였을 때는 유동의 변화가 나타나지 않아 분사 가능 여부 판단이 어려웠다. 플라즈마를 분사한 Fig. 5(f)는 Fig. 4와 같은 조건이며 쉘리렌 촬영으로도 유동장의 구조 변화를 확인하였다. Fig. 5(f)는 플라즈마 제트만 분사한 Fig. 5(c)와 같이 노즐 끝에 불꽃이 나타났지만 자유유동과 충격파에 의해서 앞으로 분사되지 못하고 곧 바로 토치의 표면을 따라 유동이 형성되는 것으로 나타났다. 플라즈마 유동

이 매우 작아 전방에 발생된 충격파에서는 큰 변화가 나타나지 않았으며 노즈콘과 충격파 사이의 유동구조가 명확하게 나타나지 않았다. Fig. 3과 같이 국외의 연구는 분사 제트의 침투가 깊어 충격파의 변화, 재순환 영역 발생 등이 명확하게 나타나기 때문에 가시화를 통해 항력 감소에 영향을 주는 것을 확인할 수 있지만, 본 연구의 쉘리렌 사진은 분사제트의 침투가 깊지 않아 유동구조가 명확하게 나타나지 않기 때문에 항력감소에 영향을 미치는 것에 대해 판단하기에는 어려움이 따른다. 가시화를 통해 플라즈마 제트의 분사가 가능함을 확인하였기 때문에 같은 조건으로 정량적 측정 실험을 진행하였다.

4. 플라즈마 분사장치 항력 측정 실험

항력 감소 효과의 정량적 측정을 위한 시스템은 Fig. 6과 같이 구성하였고 플라즈마 토치 후방에 로드셀을 설치하여 기초 실험 장비를 구성하였다. 오픈제트에 의해 플라즈마 토치에서 받는 힘과 플라즈마 토치에서 발생하는 플라즈마 제트에 의한 힘을 고려하기 위해 각각의 데이터를 측정하여 항력감소 효과에 대해 판단하였다. 실험의 조건은 가시화 실험과 동일하며 공급 압력 3.5 bara, 자유유동 마하수 약 2.5에서 수행하며 공기와 플라즈마를 각각 분사하여 데이터 측정 및 비교 분석을 수행하였다.

공기 제트를 분사한 Fig. 7은 시간에 따른 로드셀의 측정값을 그래프에 나타내었다. 그래프에 따르면 1초에서 오픈제트 작동을 수행하면 토치가 받는 힘은 약 77.9 N까지 상승하게 된다. 오픈제트만 작동하는 구간에서 압력 그래프가 약간 상승하는 것을 볼 수 있는데, 토치가 작동하지 않아 자유유동이 토치 내부로 유입되어 측정되는 값이다. 오픈제트 작동 후 1초뒤에 공기제트를 작동하게 되면 측정되는 로드셀의 수치가 약 74.3 N으로 감소하는 것을 확인할 수 있으며 분사 되는 압력이 약 2초간 유지되고 항력 측정값 또한 지속적으로 감소되어있는 것을 볼 수 있다. 이후 1초간 공기 분사를 정지하고 공기 제

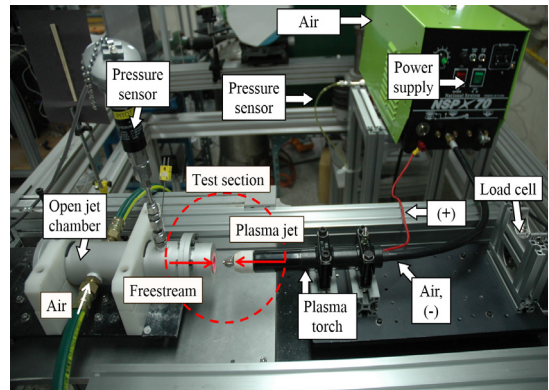


Fig. 6 Load cell measurement system.

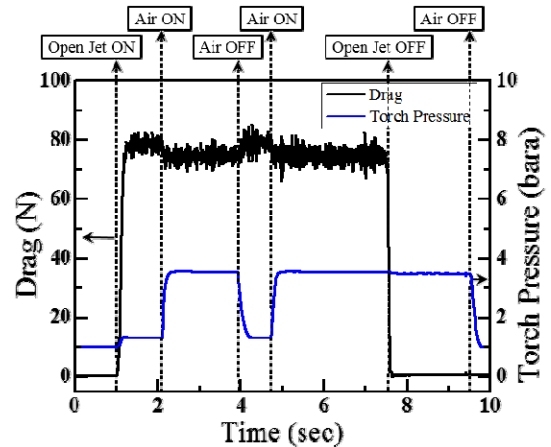


Fig. 7 Results of air jet (Fig. 5(e) open jet, air).

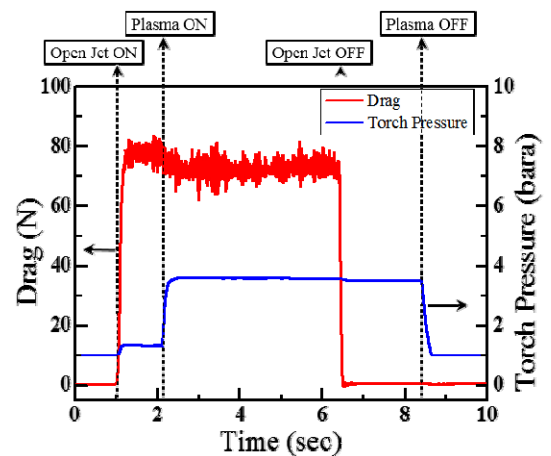


Fig. 8 Results of plasma jet (Fig. 5(f) open jet, plasma).

트를 재 분사하였을 때 항력 측정값 또한 1초간 상승하는 것으로 나타났다. 유동 구조는 Fig. 5 (e)와 같이 크게 변화가 나타나지 않았지만, 정량적 측정 결과로서 3.5 bara의 공기 제트가 항력에 영향을 미치는 것을 확인하였다.

공기 제트와 같은 조건에서 플라즈마 제트를 분사하여 측정한 그래프는 Fig. 8에 나타났다. 오픈제트를 작동 후 약 1초 뒤에 플라즈마 제트를 작동하였다. 오픈제트만 작동하였을 때는 약 77.2 N의 값이 나타났으며, 플라즈마 제트를 작동할 경우 약 72.4 N의 값으로 감소하는 것을 확인하였다. Fig. 5(f)와 같이 쉐리렌 촬영 결과

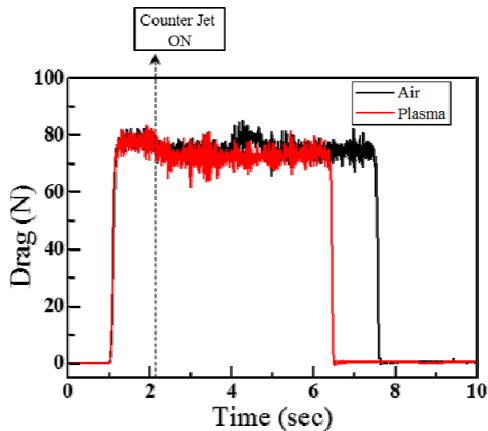


Fig. 9 Results of air jet and plasma jet (Fig. 5(e) open jet, air, (f) open jet, plasma).

Table 2. Load cell measurement.

Experimental conditions	Load cell measurement (N)	
	Air jet	Plasma jet
Openjet operation (1 ~ 2 sec)	77.9	77.2
Counterflow jet operation (2 ~ 4 sec)	74.3	72.4
Reduction value	3.7%	6.2%

로는 플라즈마 제트에 의한 유동 변화를 명확하게 확인은 어려웠지만 그래프를 통해 항력이 감소되는 경향을 확인하였다. 공기 제트와 플라즈마 제트의 그래프에서 항력 측정값의 진동이 크게 나타났는데, 토치와 토치를 고정하고 있는 구조물에 비정상특성이 강한 자유유동의 지속적인 영향으로 인해 나타나는 것으로 판단된다.

Fig. 9는 공기와 플라즈마 제트를 사용해 측정된 항력 값을 비교하기 위해 하나의 그래프에 나타내었다. 감소의 경향성은 비슷하지만 측정값의 진동이 크기 때문에 그래프를 통한 감소 값의 비교가 쉽지 않다. 값의 비교를 위해 구간별로 값을 정리하여 Table 2에 나타냈다. 값을 확인한 결과 공기 제트는 약 3.7%가 감소하였고 플라즈마 제트는 약 6.2%로 공기와 약 2.5%정도 차이를 보인다. 공기와 플라즈마 제트의 차이 값은 미 공군의 연구 결과[6]인 10%에 비해 낮게 나타났으며, 항력감소의 수치는 국외 사례인 약 50%의 감소효과 보다 현저히 낮게 나타났다. 본 연구에서 항력 감소의 수치가 크게 나타나지 않은 결과로 인해 공기와 플라즈마의 차이에서도 확연하게 나타나지 않은 것으로 판단된다. 국외의 경우 분사 제트의 침투 거리가 깊고 항력감소를 위한 유동의 구조를 확인할 수 있는 반면 본 실험에서는 침투의 거리가 짧고 플라즈마의 분사 제트외에는 유동의 큰 변화가 없는 것으로 인해 낮은 항력감소 값을 가지는 것으로 판단된다.

5. 결 론

초음속 환경에서의 항력감소 가능성 판단을 위해 쉐리렌 가시화와 로드셀을 활용한 정량적 측정 실험을 수행하였다. 자유유동에서 플라즈마 발생여부는 쉐리렌 가시화와 육안을 통해 확인이 가능했지만 공기 분사여부는 확인하기 어려웠다. 플라즈마 제트 발생으로 인한 토치 전방의 유동 형태는 충분히 확인 가능하였다. 역분사 제트의 침투 깊이가 짧기 때문에 쉐리렌 가시화로는 항력감소의 여부 판단에 어려움이 따랐다. 로

드셀의 측정 결과로 공기 제트와 플라즈마 제트 분사를 통해 3.7%~6.2% 감소값을 얻었으며 플라즈마 제트의 효과가 약 2.5% 큰 결과값이 나타났다. 국외 사례에 비해 작은 수치이지만, 기초 연구로서 항력감소의 가능성을 확인할 수 있는 수치로 판단된다.

본 연구의 실험 시스템 개선을 통해 플라즈마 토치 및 측정 시스템의 진동을 감소시키고, 공급 압력 조건은 3.5 bara로 고정된 값이 아닌 국외 선행 연구와 같이 3.5 bara 이상의 압력 조건을 활용한다면 명확한 유동 구조의 쉘리렌 사진과 항력측정 데이터에 있어서 좋은 결과를 얻을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

References

1. McMahan, H.M., "An experimental study of the effect of mass injection at the stagnation point of a blunt body," Ph.D. Dissertation, California Institute of Technology, CA., U.S.A., 1958.
2. Finley, P., "The Flow of a Jet from a Body opposing a Supersonic Free Stream," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 26, Part 2, pp. 337-368, 1966.
3. Shang, J., Hayes, J., Wurtzler, K. and Strang, W., "Jet-spike Bifurcation in High-speed Flows," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 6, pp. 1159-1165, 2001.
4. Josyula, E., Pinney, M. and Blake, W.B. "Applications of a Counterflow Drag Reduction Technique in High-Speed Systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 4, pp. 605-614, 2002.
5. Fomin, V.M., Maslov, A.A., Shashkin, A.P., Korotaeva, T.A. and Malmuth, N.D., "Flow Regimes Formed by a Counterflow Jet in a Supersonic Flow," *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol. 42, No. 5, pp. 757-764, 2001.
6. Shang, J.S., "Plasma Injection for Hypersonic Blunt-body Drag Reduction," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 6, pp. 1178-1186, 2002.
7. Mahapatra, D., Sriram, R. and Jagadeesh, G., "Effect of Counterflow Argon Plasma Jet on Aerodynamic Drag of a Blunt Body at Hypersonic Mach Numbers," *Aeronautical Journal*, Vol. 112, No. 1137, pp. 683-687, 2008.
8. Kim, J.H., Kang, S.W., Lee, J.C. and Huh, H.I., "Key Parameters and Research Review on Counterflow Jet Study in USA for Drag Reduction of a High-speed Vehicle," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 1, pp. 23-32, 2016.
9. Lee, J.C., Kim, J.H., Kang, S.W. and Huh, H.I., "USA Research Trends of Drag Reduction using Counter-flow Jet in High-speed Flow," 44th *KSPE Spring Conference*, Busan, Korea, pp. 131-134, May 2015.
10. Kang, S.W., Kim, J.H., Lee, J.C. and Huh, H.I., "Introduction to Plasma Actuation System for Drag Reduction of a High-speed Vehicle," 45th *KSPE Fall Conference*, Gyeongju, Korea, pp. 348-350, Nov. 2015.
11. Kang, S.W., Kim, J.H., Lee, J.C. and Huh, H.I., "Preliminary Results on Plasma Counterflow Jets for Drag Reduction of a High Speed Vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 6, pp. 101-112, 2016.