



초음속 환경에서 역분사 공기 제트의 압력 변화에 따른 유동 특성 및 항력 감소

최종인^a · 이재청^a · 강승원^a · 허환일^{b,*}

Flow Characteristics and Drag Reduction at Different Pressures of Counterflow Air Jets in Supersonic Flow

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

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

^bDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

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

ABSTRACT

To improve the performance of high-speed vehicles, various studies have been carried out on the head of vehicles. In this study, tests are conducted on flow characteristics and drag reduction using counterflow air jets in supersonic flow. The flow is visualized by the Schlieren method using a high-speed camera, and the drag is measured using a torque sensor according to the injection pressure conditions. The results of the measurements indicate that the flow changes from unsteady state to steady state for injection pressure ratios between 1.58 and 1.70, and drag reduction is observed as the pressure of the counterflow air jets increases.

초 록

초고속 비행체의 성능을 향상시키기 위해 비행체 선두부에 대한 연구가 다양하게 수행되고 있다. 본 연구에서는 초음속 영역에서 역분사 공기 제트를 활용하여 유동 특성 및 항력 감소에 대한 실험 연구를 수행하였다. 고속 카메라를 활용한 쉐리렌 가시화 방법으로 분사 유동을 가시화 하였으며, 토크센서를 이용해 분사 압력 조건에 따른 항력 변화를 측정하였다. 측정 결과, 분사 압력비 1.58 ~ 1.70 조건에서 비정상 상태의 유동이 정상 상태로 변화 하였으며, 역분사 공기 제트의 분사 압력이 높을수록 항력이 감소하는 경향을 보였다.

Key Words: Supersonic Flow(초음속 유동), Flow Visualization(유동 가시화), Counter-flow Jet(역분사 제트), Drag Reduction(항력 감소)

Nomenclature

$p_{0\infty}$: Main stream pressure

p_{0f} : Free stagnation point reference pressure

p_{0j} : Jet stream pressure

D_0 : Reference drag force

D : Drag force

Received 16 November 2017 / Revised 3 January 2018 / Accepted 8 January 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

- M_∞ : Main stream Mach number
 M_j : Air jet Mach number
 d_m : Nozzle diameter
 d_j : Nozzle throat diameter
 F_j : Jet flow force
 C_F : Jet flow force coefficient
 γ : Specific heat ratio

1. 서 론

오늘날 초고속 비행체의 성능을 향상시키기 위해 비행체 선두부와 관련된 연구가 다양하게 수행되고 있다. 대표적인 방법으로는 에어로 스파이크와 같은 구조물을 이용한 방법과 기체 분사장치를 이용한 방법이 있으며, 기체 분사장치는 구조물의 삭마에 강한 장점이 있다. 분사장치의 성능 향상 원리로는 초고속 영역에서 비행체 선두부에 작용하는 충격파를 Fig. 1과 같이 기체 분사를 통해 밀어내어 재순환 영역이 형성되는 것을 이용한다. 재순환 영역은 비행체 선두부에 작용하는 항력과 열을 감소시키며, 이는 비행체 전체의 성능 이득을 가져온다 [1-4]. 비행체의 항력을 감소시키기 위한 분사장치의 핵심 변수로는 자유유동 압력과 분사 제트 사이의 압력비율, 질량 유량, 제트 마하수가 있다[5].

P. J. Finley[1]는 초음속 자유유동에서 공기 분사장치를 이용한 연구를 수행하였다. 실험 변수로 제트의 마하수, 노즐 직경비(d_m/d_j), 시험 모델의 형상, 분

사 제트의 압력비를 선정하여 각각의 조건에 따라 분사장치의 특성을 실험을 통해 분석하였다. 또한 Finley는 분사 제트의 압력비를 Fig. 1의 자유 정체점 기준압력에 공기 분사 제트의 전압력을 압력비(p_{0j}/p_{0f})로 선정하였다. 미공군의 J. S. Shang 등[3,4]은 극초음속 자유유동에서 공기 분사장치와 플라즈마 분사장치를 이용하여 수치해석 및 실험 연구를 수행하였다. 실험 변수로는 Fig. 1의 자유유동 전압력에 공기 분사 제트의 전압력을 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$)로 선정하였으며, 자유유동의 압력과 분사 압력에 따른 항력 변화를 관찰하였다.

국내에서는 분사장치를 활용한 연구가 충남대학교에서 활발하게 진행되고 있다. 충남대학교에서는 기초 시험 연구로서 미국의 연구 동향 분석을 통한 분사장치의 핵심 변수를 정리하였으며, 상업용 플라즈마 분사장치를 이용한 기초 시험 장치를 구축하였다[5,6]. 기초 시험으로 플라즈마 분사 장치를 이용한 온도 측정과 유동 가시화, 항력 측정에 대한 연구를 수행하였다[7,8].

본 연구에서는 공기 분사장치를 설계, 제작하여 분사 제트의 압력 조건에 따라 유동 가시화와 항력 감소 효과를 관찰하였으며, 이를 통해 분사장치의 유동 특성에 대한 실험 연구를 수행하였다.

2. 시험 모델 및 장치 구성

2.1 시험 모델

P. J. Finley[1]는 모델의 직경을 50.8 mm로 하였고, 노즐 출구의 직경을 다양하게 하여 노즐 직경비(d_m/d_j)에 대한 모델을 제작하였다. 또한 출구 마하수(M_j), 공기 분사장치 모델 선두부의 가로/세로비를 모델의 변수로 선정하였다. 본 연구에서 활용한 공기 분사장치 모델은 Fig. 2와 같이 설계 제작하였으며, 선행연구와의 비교를 위해 노즐 직경비(d_m/d_j)를 7.6으로 선정하였다.

모델의 직경은 자유유동을 형성하기 위한 오픈제트의 노즐 출구 직경 20 mm를 고려하여 모델의 직경을 16 mm로 축소하였다. 선두부의 형상은 가로/세로비 1인 반구형이며, 노즐 출구 마하수(M_j)는 1인 노즐을 설계, 제작하였다.

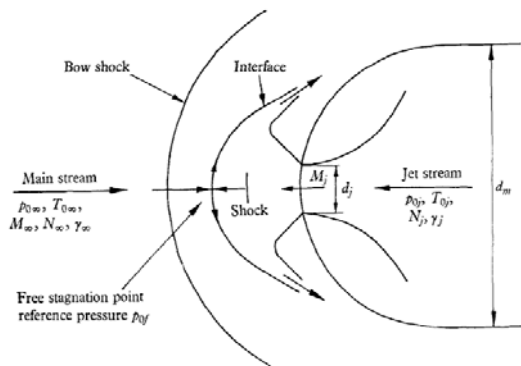


Fig. 1 Principal features of flow and independent variables[1].

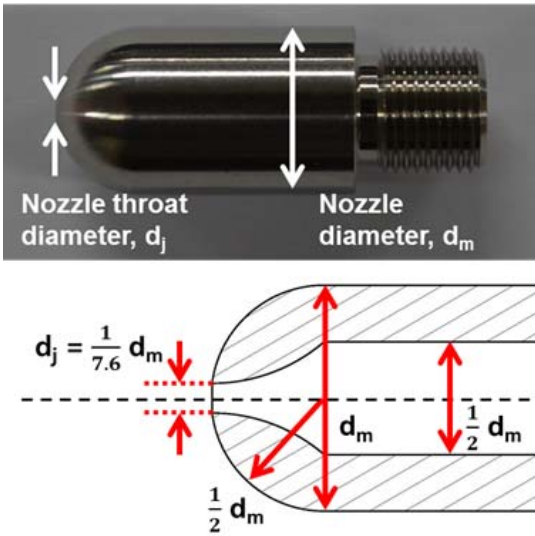


Fig. 2 Counterflow air jet model.

2.2 시험 장치 구성

공기 분사장치의 실험 연구를 수행하기 위해서는 분사장치의 선두부에서 초음속의 자유유동 조건이 형성되어야 한다. 본 연구에서는 출구 직경 20 mm의 노즐을 적용한 오픈제트 장치를 통해 초음속 환경을 모사하였다. 오픈제트 장치는 출구 마하수 1.47을 갖는 노즐이며, 노즐 출구로부터의 거리 약 19 mm에서 마하디스크를 형성시킨다. 선행 연구를 통해 노즐 출구로부터의 거리에 따른 조건을 피토판과 췌기를 통해 관찰하였고, 이를 바탕으로 마하디스크 형성 이전에 마하수 2.5를 모사하는 거리 14 mm를 시험 영역으로 선정하였다[6]. Table 1은 오픈제트 장치의 작동 조건을 정리하였다.

자유유동에서 역으로 분사되는 공기제트의 유동 가시화를 위해 구성된 장치의 모식도는 Fig. 3과 같다. 가시화 장치는 Phantom Miro C110 고속카메라와 Cyclops-LED 120 W를 광원으로 구성하였다. 또한 평면거울을 이용하여 오목 거울의 초점거리를 위한 시험 공간을 확보하였다.

시험 장치는 Fig. 4와 같이 오픈제트를 이용하여 자유유동을 모사하고, 선정된 거리 14 mm에 공기 분사 장치를 구성하였다. 공기 공급은 분사장치의 분사 방향과 일치시키기 위해 후반부에 공급 라인을 연결하였다. 공기 분사장치를 이용한 정량적인 향

Table 1. Open jet condition.

Chamber pressure	4 bara
Open jet nozzle exit diameter	20 mm
Mach number at nozzle exit	1.47
Mach number at 14 mm	2.54

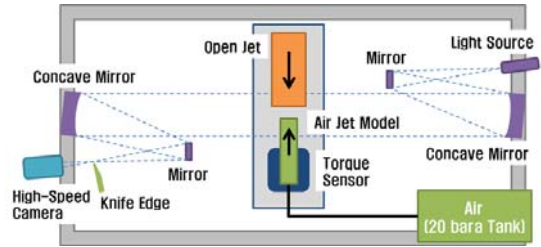


Fig. 3 Schlieren visualization test stand.

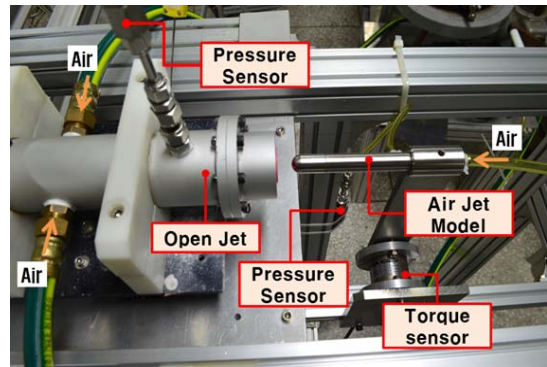


Fig. 4 Test stand for fundamental tests.

력 감소 효과를 관찰하기 위해 TCN-1K 토크센서를 이용하였으며, 1 kg의 추를 이용한 교정을 통해 측정 범위에서 약 1~2%의 오차가 나타나는 것을 확인하였다. 또한 오픈제트의 챔버 압력과 공기 분사장치의 공급 압력을 확인하기 위해 약 0.5%의 정밀도를 갖는 PTBC0030BAPA 압력 센서를 설치하였다. 실험 데이터는 LabView 프로그램을 통해 항력 감소 효과와 압력 수치를 확인하였다. 구성된 시험 장치에서 시험 장치로 인한 측정 불확도는 1.53%의 값을 가진다.

3. 공기 분사 모델 시험

3.1 시험 조건 및 시험 방법

공기 분사 모델의 분사 압력 조건에 따른 유동의 형태와 항력 감소 효과를 관찰하기 위해서는 압력 비에 대한 조건 선정이 필요하다. 압력비는 오픈제트를 이용한 자유유동의 전압력에 분사 제트의 전압력 비($p_{0j}/p_{0\infty}$)와 자유 정체점 기준압력에 분사 제트의 전압력 비(p_{0j}/p_{0f})가 있다. 본 연구에서는 선행연구와의 비교를 위해 공기 분사 압력에 따른 2가지의 압력비를 이용하여 시험 조건을 정리하였다. 자유유동 압력에 분사 제트의 전압력 비($p_{0j}/p_{0\infty}$)는 오픈제트의 챔버 압력을 자유유동 전압력($p_{0\infty}$)으로 가정하여 공기 분사 모델의 분사 압력에 따라 압력비를 결정할 수 있으며, 자유 정체점 기준 압력에 분사 제트의 전압력 비(p_{0j}/p_{0f})는 Eq. 1-6으로부터 결정할 수 있다[9].

비행체의 선부두에서 발생하는 Fig. 1에 공형충격파의 가장자리 부분은 수직 충격파로 가정할 수 있다. 수직 충격파의 상류와 하류 각각에서 전압과 정압의 비는 등엔트로피 관계식에 의해 Eq. 1과 Eq. 2와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{p_{0\infty}}{p_{\infty}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (1)$$

$$\frac{p_{0f}}{p_f} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2)$$

Eq. 3은 수직 충격파 하류의 마하수이며, 수직 충격파의 상류와 하류의 정압 비는 Eq. 4와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_f^2 = \frac{1 + [(\gamma-1)/2]M_{\infty}^2}{\gamma M_{\infty}^2 - (\gamma-1)/2} \quad (3)$$

$$\frac{p_f}{p_{\infty}} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{\infty}^2 - 1) \quad (4)$$

Eq. 3을 Eq. 2에 대입하고, Eq. 4를 이용하여 Eq. 5를 유도할 수 있으며, Eq. 1과 Eq. 5를 이용하여 수직 충격파의 상류와 하류에서의 전압 비를 통해 자유

정체점의 기준 압력을 Eq. 6으로 예측할 수 있다.

$$\frac{p_{0f}}{p_{\infty}} = \frac{p_{0f}}{p_f} \times \frac{p_f}{p_{\infty}} = \left[\frac{(\gamma+1)M_{\infty}^2}{4\gamma M_{\infty}^2 - 2(\gamma-1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{1-\gamma+2\gamma M_{\infty}^2}{\gamma+1} \quad (5)$$

$$\frac{p_{0f}}{p_{0\infty}} = \frac{p_{0f}}{p_{\infty}} \times \frac{p_{\infty}}{p_{0\infty}} = \frac{\left\{ \frac{(\gamma+1)M_{\infty}^2}{2+(\gamma-1)M_{\infty}^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left\{ \frac{2\gamma M_{\infty}^2}{\gamma+1} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right\}^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (6)$$

실험 연구를 위해 구성된 오픈제트의 자유유동 마하수(M_{∞}) 2.54와 자유유동의 압력($p_{0\infty}$) 4 bara 조건에서 Eq. 6을 이용하면 자유 정체점 기준압력(p_{0f})는 1.93으로 계산된다. 이를 바탕으로 자유 정체점 기준압력에 분사 제트의 전압력 비(p_{0j}/p_{0f})를 분사되는 제트의 전압력(p_{0j})에 따라 Fig. 5에 정리하였으며, 기초 시험 장치에서 공기 분사 모델의 최대 분

Table 2. Pressure conditions of fundamental tests.

M_{∞}	2.54	$p_{0j}/p_{0\infty}$	0.0-2.00
$p_{0\infty}$ (bara)	4.00	p_{0j}/p_{0f}	0.0-4.15
p_{0f} (bara)	1.93	p_{0j} (bara)	0.0-8.00

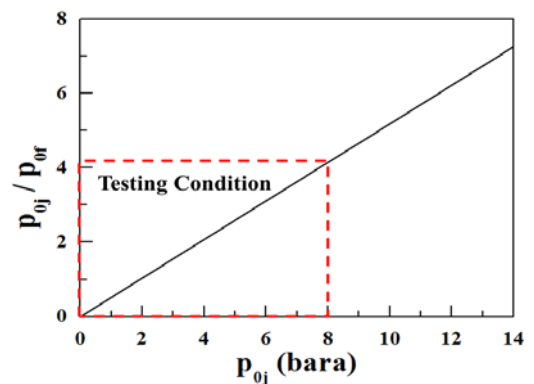


Fig. 5 Jet stream pressures and testing condition.

사 압력인 8 bara 이하의 조건을 시험 가능 영역으로 나타내었다.

P.J. Finley[1]가 수행한 연구에서 구성된 기초 시험 장치의 시험 가능 영역에 해당하는 압력비(p_{0j}/p_{0f}) 조건을 시험 조건으로 선정하였으며, 분사되는 제트의 전압력(p_{0j})의 조절이 용이하도록 소숫점 첫째 자리로 분사 조건을 단순화 하였다. 또한 기초 시험 연구로서 공급 가능한 0~8 bara 조건에서 1 bara 단위로 시험 조건을 추가하였고, 유동의 형태가 변하는 구간에서의 공급 압력 조건을 추가 선정하였다.

실험 방법은 Table 2의 정리된 분사 제트의 전압력(p_{0j}) 범위에서 유동 형태와 항력 변화를 관찰하였으며, 오픈제트를 통한 자유유동 형성 후 제트 분사의 순서로 시험을 수행하였다.

3.2 시험 결과

선정한 분사 제트의 전압력(p_{0j})에 따라 수행한 자유유동에서의 공기 분사 제트 유동 형태는 Fig. 7에 정리하였다. Fig. 7(a)는 공기 제트 분사 없이 오픈 제트만 작동한 기준 형상이며, 제트 분사는 0.60~

0.65 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 범위에서부터 외부로 제트 분사가 가능함을 Fig. 7(c)와 Fig. 7(d)를 통해 확인하였다. 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.58 이전의 조건에서는 유동의 형태가 불안정한 비정상 상태의 유동이 형성되며, 제트 분사 압력이 높을수록 모델의 선두부에 작

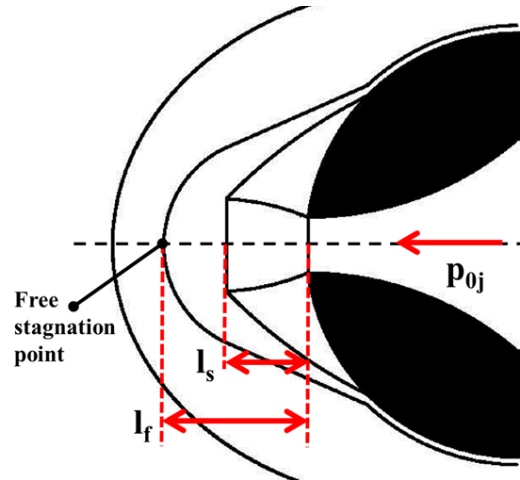


Fig. 6 Flow characteristic length.

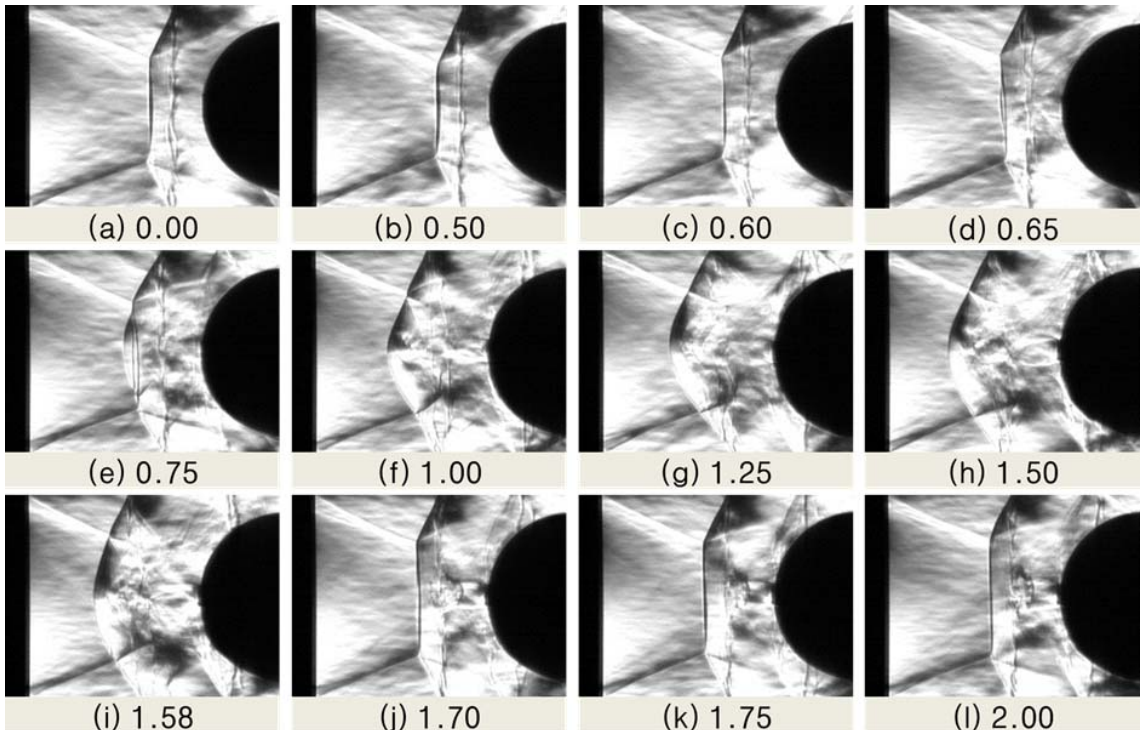
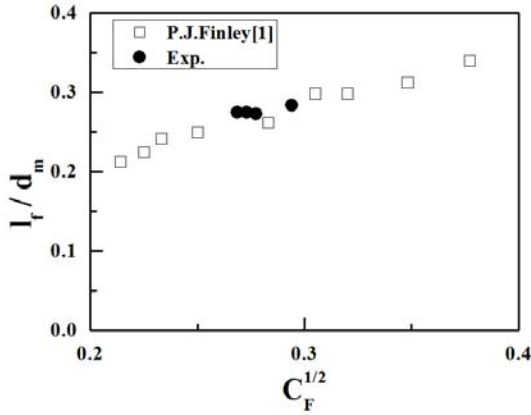
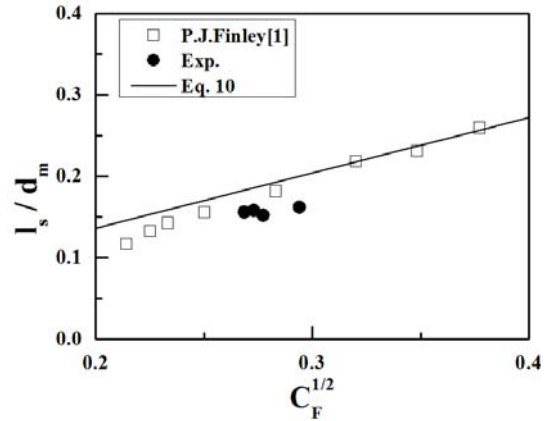


Fig. 7 Flow visualization with pressure ratio $p_{0j}/p_{0\infty}$ (Shutter speed : 6 μs , F 2.8, 320x320 at 2500 fps).

Fig. 8 Interface(l_f), related to jet flow force coefficient.Fig. 9 Jet shock(l_s), related to jet flow force coefficient.

용하는 충격파가 노즐 출구로부터 멀어지게 된다. Fig. 7(i)의 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.58 조건에서부터 정상 상태의 유동 형상이 나타나기 시작했으며, Fig. 7(j)의 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70 조건에서는 완전한 정상 상태의 유동이 형성되었다. 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70 이상에서는 유동이 정상 상태를 유지하면서 충격파 내부의 형태가 변하는 것을 관찰하였다.

유동 형태의 분석을 위한 유동 특성 길이 측정은 유동의 형태가 안정적인 제트 분사 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70 이상의 정상 상태 조건에서 수행되었다. 유동 특성 길이는 모델 선두부의 제트 출구로부터 제트 분사로 인해 형성되는 충격파까지의 거리(l_s)와 자유 정체점까지의 거리(l_f)로 Fig. 6과 같이 선정하였으며, 가시화된 유동 형상을 통해 측정하였다. 선행 연구와의 비교를 위해 Eq. 7~9로부터 계산된 제트 유동력 계수(C_F)를 이용하여 Fig. 8과 Fig. 9에 유동 특성 길이를 각각 정리하였다[1]. 제트 유동력(F_j)은 Eq. 7을 통해 예측할 수 있으며, 분사 제트의 유량(w_j), 속도(v_j), 압력(p_{0j})과 공기 분사 모델의 노즐 목 직경(d_j)로 정의된다. 분사 제트의 유량(w_j)은 Eq. 8로 계산이 가능하며, 제트의 속도(v_j)는 공기 분사 모델의 출구 마하수 1에 해당하는 속도로 가정하였다. 제트 분사 압력(P_{0j})에 따라 결정된 제트 유동력(F_j)으로 Eq. 9를 통해 제트 유동력 계수(C_F)를 계산하였다.

P. J. Finley[1]는 실험 결과를 통해 공기 분사 모델의 출구로부터 제트 분사로 형성된 충격파까지의 거

$$F_j = \frac{1}{4} \pi d_j^2 p_{0j} + w_j v_j \quad (7)$$

$$w_j = p_{0j} \left(\frac{1}{4} \pi d_j^2 \right) \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (8)$$

$$C_F = \frac{F_j}{(1/4) \pi d_m^2 p_{0f}} \quad (9)$$

리(l_s)를 Eq. 10과 같이 식으로 나타냈으며, Fig. 9를 통해 실험 결과와 비교하였다.

$$l_s/d_m = 0.68 C_F^{1/2} \quad (10)$$

공기 분사 모델의 유동 가시화 결과를 통해 측정 한 Fig. 8의 공기 분사 모델 출구로부터 자유 정체점까지의 거리(l_f/d_m)는 선행 연구의 결과보다 약 5%의 오차 범위를 가졌으며, Fig. 9의 제트 분사로 형성된 충격파까지의 거리(l_s/d_m)는 최대 19%의 오차가 나타났다. 이는 공기 분사 모델의 직경을 선행 연구와 달리 축소하면서 분사되는 유량이 감소하였으며, 자유유동이 모델을 충분히 커버하지 못하여 발생한 것으로 판단하였다. 본 연구에서는 유동의 형태가 비교적 안정적인 정상 상태 영역에서 측정이 수행되었으며, 분사되는 유량과 시험되는 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 범위를 증가시키면 더 많은 데이터를 비교할 수 있을 것으로 판단된다.

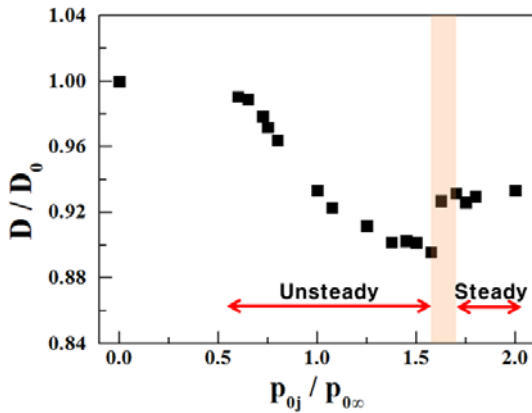


Fig. 10 Drag measurement using air jets.

공기 분사 실험을 통한 항력 측정 결과는 외부로 제트 분사가 가능한 조건에서부터 자유유동 전압력에 분사 제트의 전압력 비($p_{0j}/p_{0\infty}$)로 Fig. 10에 나타내었다. 항력 측정 결과는 공기 제트 분사 후 1초 동안 유지되는 결과의 평균값과 반복 시험을 통해 정리하였다. 분사 제트의 전압력(p_{0j})을 높일수록 비행체 선두부에 작용하는 항력이 감소하였고, 정상 상태의 유동이 나타나기 시작하는 Fig. 7(i)의 분사 제트 전압력(p_{0j}) 6.3 bara에 해당하는 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.58에서 항력 감소 효과가 11%로 가장 크게 나타났다. 이후 Fig. 7(j)의 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70까지 유동의 형태가 변하는 구간에서 항력 감소 효과가 소폭 감소하였으며, 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70 이상의 정상 상태 유동에서는 변화가 미미하였다. 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 조건에 따른 항력 감소 효과의 변화는 Fig. 7의 가시화 결과와 같이 비정상 상태의 유동에서 압력비가 증가함에 따라 분사 제트로 인해 비행체 선두부에 발생하는 충격파의 거리가 공기 분사 모델의 선두부로부터 멀어지게 되고, 정상 상태의 유동에서는 유동이 비교적 안정화되면서 모델의 선두부로부터 충격파까지의 거리가 다시 짧아지게 되어 모델 표면에서의 항력 감소 효과가 소폭 감소하는 것으로 판단하였다. 기초 실험 결과, 자유유동에 제트 분사 전압력의 비($p_{0j}/p_{0\infty}$)에 따른 항력 감소 경향은 J. S. Shang[3]의 연구 결과와 유사하게 나타났으며, 비정상 상태의 유동이 정상 상태로 변하는 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$)는 1.58 ~ 1.70 구간으로 J. S. Shang의 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.00 ~ 1.40의 결과와 다르게 나타났다.

이는 유동 특성 길이 결과와 마찬가지로 실험을 위해 공기 분사 모델의 크기를 축소하면서 분사 유량이 작아지고, 자유유동이 시험 모델을 충분히 커버하지 못하여 발생한 것으로 판단하였다. 또한 자유유동의 조건이 극초음속에 조건에서 수행한 J. S. Shang의 연구와 달리 본 연구에서는 초음속 영역에서 수행되어 항력 감소 효과의 차이가 나타난 것으로 판단하였다.

4. 결 론

압축 공기를 이용한 초음속 자유유동 환경에서 공기 분사 모델을 이용한 제트 분사 실험 연구를 수행하였다. 실험은 비행체 선두부에서 분사 제트의 전압력(p_{0j})에 따른 유동의 형태 변화를 관찰하기 위한 유동 가시화 실험과 항력 감소 효과를 정량적으로 관찰하기 위한 측정 실험이 수행되었다.

실험 결과 마하수 2.5의 자유유동에서 공기를 분사하기 위해서는 0.60 ~ 0.65 이상의 제트 분사 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$)가 필요함을 유동 가시화 실험을 통해 관찰하였다. 자유유동의 전압력에 분사 제트의 전압력 비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.58 이하의 압력비 조건에서는 유동의 형상이 시간에 따라 불안정한 비정상 상태의 유동이 나타났으며, 압력이 증가함에 따라 항력 감소 효과가 증가하였다. 정상 상태의 유동이 형성되기 직전인 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.58에서 최대 11%의 항력 감소 효과가 나타났으며, 비정상 상태의 유동이 정상 상태로 변하는 영역에서는 항력 감소 효과가 소폭 감소하였다. 압력비($p_{0j}/p_{0\infty}$) 1.70 이상의 정상 상태 영역에서는 압력이 상승함에 따라 항력 감소 효과의 변화가 미미하였으며, 제트 분사로 인해 형성되는 충격파와 자유 정체점의 거리를 유동 가시화를 통해 관찰이 가능하였다. 유동형태 변화에 따른 항력 감소 효과의 변화 원인으로는 비정상 상태의 유동에서 압력비 조건이 상승함에 따라 공기 분사 모델로부터 충격파의 거리가 멀어져 항력 감소 효과가 증가하고, 정상 상태에서는 충격파의 거리가 다시 짧아지면서 항력 감소 효과가 소폭 감소하는 경향이 나타나는 것으로 판단하였다. 수행된 실험 결과는 선행 연구에서 수행한 실험 결과인 최대 약

40%의 항력 감소 효과에 비해 항력 감소 효과가 적게 나타났으며, 공기 분사 모델 노즐 출구로부터 제트 분사로 인한 충격파까지의 거리와 자유 정체점까지의 거리는 차이가 나타났다. 이는 모델의 크기 축소로 인한 유량의 차이와 자유유동이 시험 모델을 충분히 커버하지 못하여 발생한 것으로 판단되며, 선행 연구와 같이 분사되는 유량을 높이고, 수행한 실험 연구 결과를 바탕으로 시험 환경 및 장치를 개선하여 추가적인 연구가 진행되어야 한다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

References

1. Finley, P., "The Flow of a Jet from a Body opposing a Supersonic Free Stream," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 26, Issue 2, pp. 337-368, 1966.
2. Morimoto, N., Yamashita, J., Aso, S. and Tani, Y., "An Expedient for Alleviating Aerodynamic Heating and Drag on Capsule Forward Heat Shield," 53rd *Aerospace Sciences Meeting*, Kissimmee, Florida, U.S.A., AIAA 2015-2080, Jan. 2015.
3. Shang, J.S., 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. Shang, J.S., "Plasma Injection for Hypersonic Blunt-body Drag Reduction," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 6, pp. 1178-1186, 2002.
5. 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.
6. Kang, S.W., Choi, J.I., 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.
7. Choi, J.I., Kang, S.W., Lee, J.C. and Huh, H.I., "The Configuration and Fundamental Test of Plasma Counterflow Jet," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 1160-1161, Nov. 2016.
8. Choi, J.I., Lee, J.C., Kang, S.W. and Huh, H.I., "Research Trends on Heating and Drag Reduction of High-Speed Vehicles Using Counter-Flow Jets in Japan," *The KIMST Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 1111-1112, Jun. 2017.
9. Anderson, J.D. JR., *Fundamental of Aerodynamics*, 5th ed., Textbooks, Seoul, Korea, Ch. 8, 2011.