

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(1), 23-32(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.1.23>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

초고속 비행체 항력감소를 위한 미국의 분사 제트 연구 동향과 핵심 변수

김지홍*, 강승원*, 이재청*, 허환일**

Key Parameters and Research Review on Counterflow Jet Study in USA for Drag Reduction of a High-speed Vehicle

Jihong Kim*, Seungwon Kang*, Jaechong Lee* and Hwanil Huh**

Department of Aerospace Engineering, Graduate School at Chungnam National University*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

Various studies have been conducted for drag reduction of a high-speed vehicle by injecting counterflow jet from its nose cone. In this study, in order to obtain baseline data and key parameters for drag reduction method, the counterflow jet study of the USA is reviewed and summarized. The nose cone shapes of each study are hemisphere cylinder, truncated cone, and reentry capsule, and their test conditions are summarized accordingly. Key parameters for drag reduction are jet mach number, mass flow rate, and pressure ratio. Even though drag reduction effects show various results according to given test conditions, it is found that the drag reduction effect reaches up to 40~50%.

초 록

초고속으로 비행하는 물체의 항력을 줄이기 위해 노즈콘으로부터 제트를 분사하는 다양한 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 항력감소의 기초자료와 핵심 변수를 파악하기 위해서 미국의 항력감소용 분사 제트 연구 동향을 조사하고 요약하였다. 연구에 활용한 노즈콘 모델의 형상은 반구 실린더, 잘린 콘, 재돌입 캡슐이었으며, 각 모델의 시험조건에 대해 정리하였다. 항력감소의 핵심 변수는 분사제트의 마하수, 질량유량, 압력비율이다. 항력감소효과는 주어진 조건에 따라 다양한 결과를 보였지만, 최대 40~50% 정도까지 항력이 감소하였다.

Key Words : High-speed Vehicle(초고속 비행체), Drag Reduction(항력감소), Counterflow Jet(분사 제트), Nose Cone(노즈콘), Research Review(연구 동향), Key Parameters(핵심 변수)

1. 서 론

초고속으로 비행하는 물체의 전면부에는 충격

파가 발생한다. 최근 유도탄이나 전투기의 운용 범위가 초음속을 넘어 극초음속 영역에 도달하기 위해 연구개발이 진행되면서, 비행체의 속도가

† Received : October 30, 2015 Revised : November 9, 2015 Accepted : November 10, 2015

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

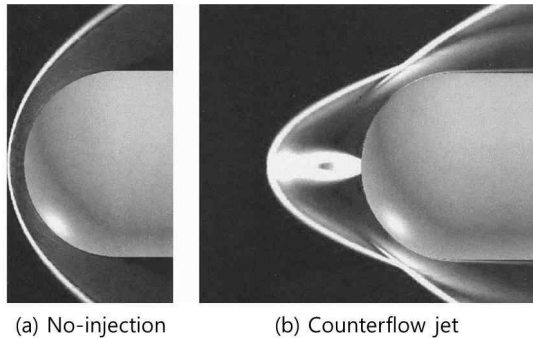


Fig. 1. Change in effective body shape as a result of counterflow jet[1].

증가하는 만큼 커지는 충격파의 영향을 고려하지 않을 수 없다. 충격파는 지속적으로 비행체의 노즈콘에 악영향을 주어 항력과 열적하중을 증가시키며, 그 결과로 비행체의 이동거리와 중량에 이득을 얻을 수 없게 된다. 이러한 이유로 오늘날 비행체의 노즈콘에 발생하는 충격파의 영향을 고려하여 추진효율을 높이고자 하는 다양한 노력들이 시도되고 있다. 그 중에서도 비행체의 이동방향으로 제트를 분사하여 항력을 줄이는 분사장치가 가장 현실적인 방안으로 평가된다. 따라서 항공우주 선진국에서는 비행체에 작용하는 항력과 열적하중을 줄이기 위해 분사 제트에 대한 연구를 지속적으로 진행해왔다.

분사 제트를 이용한 항력감소의 개념은 Fig. 1을 통해 알 수 있다. Fig. 1(a)는 극초음속 영역에 놓인 블런트 바디(blunt body) 주위의 유동장 형태이다. Fig. 1(b)와 같이 분사 제트를 사용할 경우, 제트로 인해 충격파 형상이 바뀌는 효과가 나타난다[1]. 제트를 분사함으로써 궁형 충격파가 몸체로부터 멀어지고, 충격파의 구조 변화로 인해 압력분포가 바뀌면서 비행체 벽면에 작용하는 압력감소 영향으로 항력이 감소하는 원리이다.

분사 제트를 의미하는 용어로는 Counterflow jet, Injection, Penetration, Forward facing jet, Jet issuing upstream 등이 있다. 이 중 주로 많이 사용하는 용어는 Counterflow jet와 Injection이다.

분사 제트를 이용한 항력감소 연구는 미국, 러시아, 인도, 중국, 유럽, 일본 등의 국가에서 진행하고 있다. 관련 연구논문의 조사를 통해 연구를 수행한 국가와 연구의 활성화 정도를 판단하였다. 국내의 경우 해당 실험연구가 전무한 실정이고, 영남대학교에서 수행한 수치해석 연구가 유일하다. 영남대학교에서는 고도 10 km, 비행마하수 3.0 비행조건을 적용하여 블런트 바디 및

스파이크(spike)가 장착된 비행체, 그리고 분사 제트를 이용한 비행체에 대해 수치해석 연구를 수행하였다[2]. 관련 연구를 수행한 선진국 중에서 연구논문이 가장 많은 국가는 미국, 러시아, 인도, 중국, 유럽, 일본 순으로 나타났다. 미국은 1950년대 부터 2000년대 까지 공기분사를 이용한 기초연구부터 플라즈마 분사장치 연구와 극초음속 지구 재돌입 비행체 형상에 대한 연구까지 수행하였다[3-12].

분사 제트에 대해 미국을 포함한 선진국의 연구에서는 연구 변수가 초고속 유동 환경 모사를 위한 자유유동 조건(마하수, 전압력, 전온도)과 분사장치 모델 조건(형상, 분사기체, 직경, 분사 마하수, 분사 압력, 분사 온도 등)으로 표현되었다[13]. 또한 분사장치의 기체를 공기 외에도 아르곤, 질소, 헬륨을 사용하였으며[14,15], 고온 가스 뿐만 아니라 플라즈마[12,16]에 대해서도 연구를 수행하였다. 그리고 항력감소가 일어나는 물리학적 원리에 대한 연구도 진행되었으나 제트와 충격파의 복잡한 상호작용 때문에 구체적인 물리현상은 선진국에서도 명확히 밝혀내지 못하고 있다[17].

분사 제트 연구는 항력감소를 위해 필요하기 때문에, 먼저 선행연구의 분석이 진행되어야 한다. 선진국의 연구 중 가장 연구논문이 많은 미국의 연구를 우선적으로 분석할 필요가 있다. 이에 따라 본 논문에서는 미국에서 수행한 연구의 주요 관점과 연구 변수에 초점을 맞춰 연구동향을 분석한다. 연구동향을 언급하기에 앞서 분사 제트의 연구에서 두드러지게 나타나는 유동장 변화의 이해를 포함하는 분사 제트의 개요를 먼저 설명한다.

II. 항력감소를 위한 분사 제트 개요

2.1 분사 제트 유동장

초고속 비행체의 노즈콘으로부터 제트가 분사되면 전면부 유동장에는 변화가 나타난다. 유동장 변화는 분사 조건에 따라 자유유동과 분사 제트간의 상호작용으로 인해 매우 복잡하게 나타난다. 본 단락에서는 유동장의 이해에 필요한 유동 흐름에 대해 설명한다.

Figure 2는 Finley(1966)가 수행한 반구 실린더(hemisphere cylinder) 형상 연구의 유동장을 나타낸 그림이다. 초고속 자유유동 영역에 놓인 반구 실린더로부터 제트를 분사했을 때 나타나는 유동장이다. 유동장 분석을 위한 가정으로 제트와 주요 유동은 이상 기체로 구성되고 제트는 균일하며, 유동의 흐름은 출구 평면에 평행하여 축

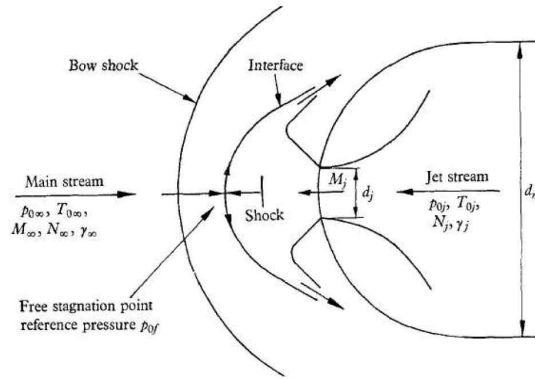


Fig. 2. Flow features of counterflow jet opposing a main stream[13]

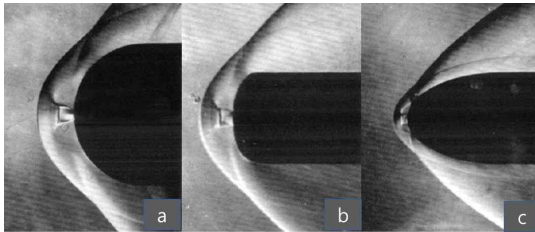


Fig. 3. Schlieren photographs of the counterflow jet from various body fineness[13]

방향으로 대칭이라 가정한다. 레이놀즈 수는 무시할 수 있는 크기로 가정하고 동체로부터 열전달은 고려하지 않는다.

유동장의 주요 특징으로 축소형 오리피스로부터 분사된 제트(Jet stream)가 궁형 충격파(Bow shock)를 생성하는 자유유동을 만나 상호작용을 통해 경계면(Interface)을 형성한다. 경계면은 분사된 제트를 포함하는 새로운 몸체가 되어 궁형 충격파에 영향을 주고, 결과적으로 기존의 몸체로부터 충격파의 거리를 멀어지게 한다. 즉, 충격파의 거리가 멀어지는 유동장의 변화가 기존의 몸체에 작용하는 압력을 감소시키는 결과를 가져온다[13].

분사 제트에 의한 유동장의 변화는 모델 형상에 변화가 있어도, 궁형 충격파와 경계면의 형성이 유사하게 나타난다. Fig. 3(a)와 같은 반구 실린더 형상에서 Fig. 3(b)와 Fig. 3(c)처럼 노즈콘의 돌출 정도를 의미하는 날씬비(fineness ratio)를 변화하여 분사 제트 실험을 한 경우에도 유동장은 유사한 형태를 보인다[13].

2.2 분사 제트의 영향을 받는 항력의 종류와 항력감소의 원리

초고속으로 비행하는 물체에 작용하는 항력의

종류는 조파 항력(wave drag), 마찰 항력(skin-friction drag), 기저 항력(base drag), 분사 제트에 의한 역추력이 존재한다[7]. 분사 제트를 이용한 항력감소는 항력 중에서 조파 항력에 대해 가장 큰 효과가 나타난다는 연구결과가 있다. Josyula(2002)는 Shang(2001)의 반구 실린더 형상 분사 제트 연구와 Cain and Boyd(1999)의 오자이브(ogive) 실린더 형상 분사 제트 연구를 분석해, 각 형상에 대한 항력비율을 확인하고 영향력을 조사했다. 자유유동 마하수 5.85에서 수행된 반구 실린더 형상에는 전체 항력 중 조파 항력이 64%, 역추력이 34%, 점성 항력(마찰 항력)이 2%인 것으로 나타났다. 자유유동 마하수 3에서 수행된 오자이브 실린더 형상 연구에서 조파 항력이 49%, 마찰 항력이 35%, 역추력이 16%인 것으로 나타났다. 조파 항력의 비중이 크게 작용하는 반구 실린더 형상의 경우에는 제트를 분사할 때 항력감소 효율이 좋게 나타나지만, 상대적으로 마찰 항력의 비중이 큰 오자이브 형상의 경우 항력감소 효율이 좋지 않다[1].

Josyula(2001)는 항력감소에 대한 원리를 물리학적으로 접근하여 분석하였다. 분사 제트로 인해 강한 단일 충격파가 여러 개의 충격파로 나누어질 때 변화하는 물리량에 대한 분석이다. 제트를 분사하기 전 강한 단일 충격파를 통과한 전압력 변화량은 제트를 분사한 후 여러 개로 나누어진 충격파를 통과한 전압력 변화량과 동일하다. 그러나 전압력의 변화량과 달리 압력의 변화량은 여러 개로 나누어진 충격파를 통과할 때 상승의 정도가 더 작다. 엔트로피 변화량은 압력 변화량의 3제곱에 비례하기 때문에, 결과적으로 여러 개로 나누어진 충격파를 통과한 엔트로피 변화량이 상대적으로 훨씬 작게 나타난다[1].

엔트로피 변화량에 대한 분석은 항력감소를 설명하기 위한 여러 원리 중 하나이다. 자유유동과 분사 제트 사이에 작용하는 현상이 매우 복잡하고, 이러한 현상에 충격파/제트 상호작용, 충격파/난류 상호작용, 압축성 난류 전단층의 진화 등이 있으며, 각각 중요한 요인이 복잡하게 작용한다는 사실만 알고 있다. 선진국에서도 아직 원인에 대해 정확히 규명하지는 못하고 있다[17].

III. 미국의 연구 동향

3.1 연구 사례

미국의 분사 제트를 통한 항력감소 연구는 1950년대부터 공기분사를 이용한 기초 연구가 수

행되어, 2000년대에는 플라즈마 분사와 극초음속 지구 재돌입 비행체 연구까지 수행되어 왔다.

1950년대의 연구는 주로 NACA(National Advisory Committee for Aeronautics)에서 수행한 연구가 대부분이다. Mitchell Lopatoff(1951)는 천음속 영역에서 날씬비가 6인 구체가 긴 형상에 대해 노즈콘으로부터 고 에너지 공기 분사 제트를 통한 압력항력 감소(pressure-drag reduction) 연구를 수행하였다[3]. Eugene S. Love(1952)는 자유유동 마하수 1.62 영역에서 타원형 몸체(elliptical body)의 노즈콘으로부터 분사된 소량의 공기제트에 의한 경계층 천이(boundary-layer transition)와 마찰 항력, 압력 항력, 전체 항력에 대한 영향에 대해 연구했다[4]. Jackson R. Stalder와 Mamoru Inouye(1956)은 자유유동 마하수 2.7에 놓인 1 인치 반구 실린더 형상에 대해 제트를 유동출구면의 수직인 방향과 평행한 방향으로 분사하여, 정체점에서의 열전달 특징을 연구하였다[5]. 즉, 1950년대부터 초고속 유동영역에서 분사 제트로 인한 전면부의 압력분포 변화, 열전달에 대한 분석을 통해 항력과 열하중을 줄이기 위한 시도가 있었다.

미국에서는 항력감소를 위한 분사 제트 연구가 꾸준히 지속되어 온 것은 아니며, 1950년대 이후로 2000년대에 들어서면서부터 다시 분사 제트 연구가 활발해졌다. 2000년대 특히 플라즈마 분사 제트를 사용한 더 많은 항력감소의 가능성에 대해 연구가 진행되었다. 분사 제트를 이용한 항력감소의 기술을 실제 비행체에 적용할 수 있을 때 까지 향후에도 지속적으로 연구가 수행될 것으로 판단한다.

본 단락에서는 연구가 활발히 진행된 2000년도 이후 연구사례에 대해 분석한다. 연구 사례는 미국의 연구기관 마다 주요 관점이 각각 다르게 나타나기 때문에, 연구기관 별 연구로 분류하였다. 각 기관의 주요 관점으로 U. S. Air Force Research Laboratory는 분기점(bifurcation)과 플라즈마 분사 효과이고, Rockwell Research Center는 플라즈마 분사의 침투거리(penetration length)이며, NASA Marshall Space Flight Center는 항력감소 및 열적하중에 초점을 맞추어 연구를 수행하였다.

3.1.1 U. S. Air Force Research Laboratory

U. S. Air Force Research Laboratory는 2000년대 초반에 Fig. 4의 반구 실린더 모델 형상을 사용하여 자유유동과 분사 제트의 압력비율 (P_0)에 따른 항력감소를 확인하기 위한 연구

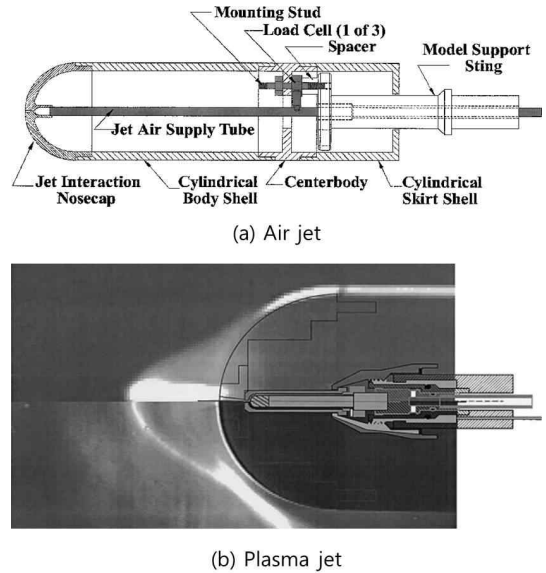


Fig. 4. Test models of U. S. Air Force Research Laboratory[6,7]

Table 1. Test models and test conditions of U. S. Air Force Research Laboratory [6,7]

분사 제트 종류		Air	Air plasma
형상		Hemisphere	Hemisphere
노즈콘 반경 [mm]		38.1	38.1
동체 길이 [mm]		292.1	203.2
시험 조건	마하수	5.8	
	정체압력 [kPa]	345, 689, 1376, 2068	
	정체온도 [K]	610	

Table 2. Results of U. S. Air Force Research Laboratory[6,7]

압력 비율		$P_j/P_0 \leq 0.85$	분기점 $\leq P_j/P_0 \leq$	$1.05 \leq P_j/P_0$
공기	상태	비정상상태	비정상상태	정상상태
	항력	~40% 감소	최대 항력감소 40%	20~35% 감소
플라즈마	상태	정상상태	-	정상상태
	항력	공기와 같은 질량유량이면 항력감소의 폭이 더 클 것으로 판단		

P_j = jet stagnation pressure
 P_0 = tunnel stagnation pressure

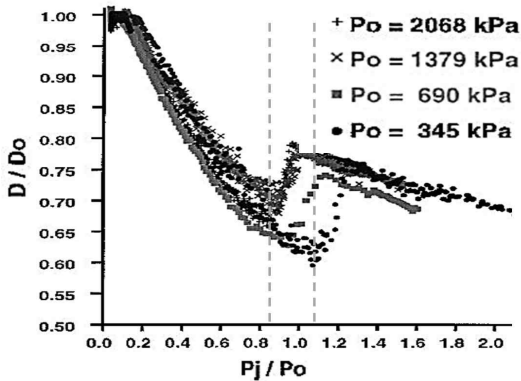


Fig. 5. Drag measurements of bifurcation [6]

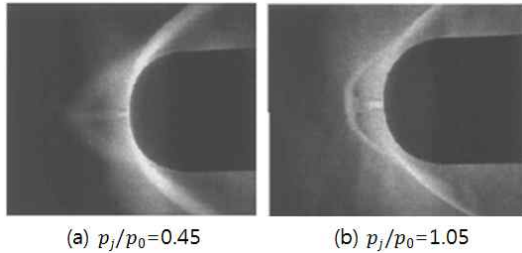


Fig. 6. Jet spike shock bifurcation(= 689 kPa)[6]

를 진행하였다. 반구 실린더의 노즈콘 크기와 극 초음속에서 진행된 실험의 조건은 Table 1로 나타내고 공기와 공기플라즈마 분사장치에 대해 실험과 수치해석을 병행하였다. 각각 연구는 Table 2에 압력비율을 분기점과 분기점 이상, 이하로 구간을 분리하여 각 구간별로 유동의 상태와 항력 감소 결과를 정리하였다.

우선 공기 분사 제트의 분기점에 초점을 맞춰 연구를 진행하였다[6]. 분기점이란 자유유동과 제트의 정체 압력비율이 증가하면 블린트 바디의 항력이 최소점까지 감소하고 항력이 급변하여 역으로 증가하는 지점을 의미한다. Fig. 5에서 분기점의 범위는 $0.85 \leq P_j/P_0 \leq 1.05$ 이고 40%의 항력 감소를 보였으며 실험의 모든 조건에서 발생하였다. 압력비율에 따른 유동의 상태는 Fig. 6의 쉐리엔 사진에서 나타난다. Fig. 6(a)의 분기점 보다 낮은 압력비율(0.45)에서는 비정상상태이기 때문에 흐리게 보이고, Fig. 6(b)의 분기점 보다 높은 압력비율(1.05)에서는 정상상태로 선명하게 보이는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5와 Fig. 6을 비교한 결과를 보면 정상상태보다 비정상상태인 분기점과 낮은 압력비율에서 더 큰 항력감소를 얻었다.

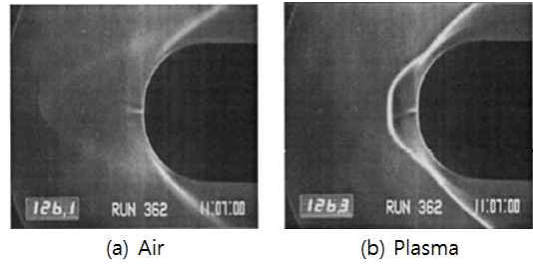


Fig. 7. Schlieren pictures of air jet(a) and plasma jet(b) ($P_j=827\text{kPa}$)[7]

이후 분기점 연구에서 사용된 반구 실린더 모델과 같은 형상 내부에 플라즈마 토치를 설치하여 플라즈마의 특성 분석과 플라즈마와 공기 분사를 비교하였다[7]. 분기점 이전의 압력비율로 비교한 Fig. 7에서 공기 분사를 하는 Fig. 7(a)보다 플라즈마를 분사하는 Fig. 7(b)가 더 선명한 것을 볼 수 있다. 플라즈마는 비정상상태의 충격과 움직임의 진폭을 억제시켜 공기 분사에 비해 안정한 결과이다. 또한 동일한 압력에서 궁형 충격과가 몸체에 훨씬 가까이 생성되는 원인으로 플라즈마의 온도에 의해 감소한 질량유량 ($\dot{m} \sim (p_0/T_0)_j$) 이 요인이다. 플라즈마는 높은 열에너지를 포함 하고 있기 때문에 공기 분사에 비해 낮은 질량유량으로도 비슷한 수치의 항력감소를 가질 수 있다. 플라즈마로 인한 항력감소는 주로 충격과와 분사 제트의 상호작용과 열에너지 증착에 의해 나타났고 전자기 효과로 인한 부분도 있었으나 영향이 미미하였다.

극초음속의 플라즈마 실험에서 나타난 전자기 효과에 대해 알아보기 위한 추가 실험을 진행하였고 같은 모델의 동체 내부에 동축 자기 필드코일을 설치해 자기장을 생성하여 유동의 형상을 관찰하였다[8]. 노즈콘 주위 유동의 형상에서 궁형 충격과와 비슷한 형상이 반복적으로 나타나는 것을 확인하고 정량화와 전자기적 효과를 확인하기 위한 연구가 필요한 상황이다.

공기 분사 제트를 실제 비행모델 형상에 적용하여 효율을 확인하기 위한 수치해석을 수행하였다[1]. 그리고 실제로 적용하기에는 연료소모, 내부공간, 열전달 등 고려해야 될 사항이 많기 때문에 수치해석 연구에서는 운영고도나 발사시스템이 다른 비행체의 비행거리와 연료소모 효율로 판단하였다. 그 결과 저고도에서 초음속으로 비행하는 항력이 큰 비행체나, 연료소모가 많은 구간에서의 항력이 큰 비행을 할 경우 더 높은 효율을 보였다. 즉, 초기에 많은 연료를 소모하는 지상 발사체 보다는 초기 속도가 높은 공중발사

체에 적용할 때 효율이 좋다.

3.1.2 Rockwell Research Center

Rockwell Research Center는 Table 3의 시험 조건과 Fig. 8의 앞부분이 잘린 콘 형상으로 플라즈마 분사 제트를 사용하여 연구를 진행하였다. 제트의 유동형태 변화와 콘 표면 압력을 측정하여 항력감소를 확인하였고, 효과적인 침투 형태를 분석하였다. Table 4에는 침투 길이에 따른 항력감소 결과에 대해 요약하였다.

정상상태 유동의 침투 형태를 LPM(Long penetration mode)과 SPM(Short penetration mode)으로 분류하여 자유유동의 마하수와 압력 비율에 따라 항력감소를 나타내었다[9]. 그 결과 LPM이 $M_\infty=2$ 에서 항력감소가 최대 45%, SPM은 최대 15%의 감소가 일어나 LPM이 더 효과적이었다.

이후 항력 감소에 더 효과적인 유동 구조 형

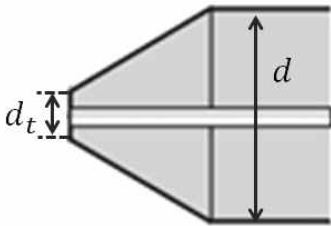


Fig. 8. Test model of Rockwell Research Center[9,10]

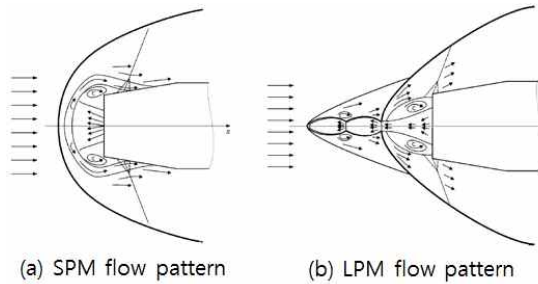


Fig. 9. SPM & LPM flow pattern[10]

Table 3. Test models and test conditions of Rockwell Research Center[9,10]

분사 제트 종류	Plasma	
형상	Truncated cone	
노즐크(d_t) [mm]	0.25d	
동체 직경(d) [mm]	40, 60	
시험조건	마하수	2, 4, 6
	정체 압력 [kPa]	303

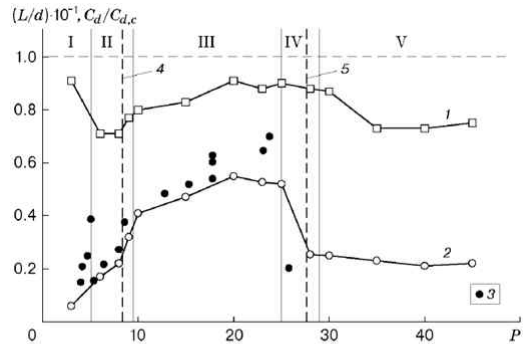
성의 메커니즘이나 유동 형태가 형성되는 대략적인 기준을 제시하기 위해 유동의 구조, 제트 노즐의 마하수, 압력, 온도와 같은 변수가 미치는 영향에 대해 분석하였다[10]. Fig. 9에는 유동 패턴이 나타나 있다. 분사 제트의 운동량이 자유유

Table 4. Results of Rockwell Research Center (plasma jet)[9,10]

침투길이		SPM		LPM	
유동 상태		정상 상태	천이구간	정상 상태	
$M_\infty=2$ $M_j=2.5$	P	3.8	$4.1 < P < 4.5$ $P_{cr}=4.3$	5	
	항력 감소	15%	-	45%	
$M_\infty=6$ $M_j=2.5$	P	2.5	$P_{cr}=3$	4.0	
	항력 감소	5%	-	25%	
$M_\infty=2$ $M_j=3.8$	P	$P < 5$	$5 < P < 9.5$	$9.5 < P$	
	항력 감소	5~30 %	30%	10~30 %	
유동구조		단일 구간	-	다중 구간	

특 징 • SPM→LPM으로 천이구간 또는 짧은 LPM 일 때 항력 감소 효과 큼

$P = P_{0j} / P_{0f}$
 P_{0j} = stagnation pressure in the jet
 P_{0f} = free-stream stagnation pressure behind the shock
 P_{cr} = critical pressure



(1) Drag, (2)(3) Jet-penetration depths, (4) P_{min} , (5) P_{max} (1)(2)(4)(5) Calculation, (3) Experiment
 I, V (SPM), II (SPM→LPM), III (LPM), IV (LPM→SPM)

Fig. 10. Jet-penetration depth & Drag reduction[10]

동보다 제트가 커지면 Fig. 9(b)처럼 다중 구간 (multibarrel)의 LPM 구조를 형성하고, 작아지면 Fig. 9(a)와 같이 단일 구간(one barrel)을 형성한다. 마하수와 온도에 따른 분석 결과는 초음속 분사 제트에서 약한 과대팽창과 제트의 온도가 높을 때 LPM이 형성된다. Fig. 10를 통해 SPM에서 LPM으로 천이 과정인 II구간($6 < M < 8$)과 III구간의 LPM($P_{min} < LPM < P_{max}$)중에서도 침투의 깊이가 비교적 짧은 LPM에서 항력 감소가 효과적으로 나타났다.

3.1.3 NASA Marshall Space Flight Center

NASA Marshall Space Flight Center는 지구 대기에 재진입시 안정성을 높이기 위해 공기 분사 제트의 유동형태를 제어해 항력감소와 모델 표면의 열을 감소시키기 위한 연구를 진행하였다. 모델은 Fig. 11의 Apollo 캡슐 사이즈를 2.6%로 줄인 형상과 Table 5에 포함되어 있는 시험조건을 통해 수치해석과 실험을 진행하였다. 수치해석을 통해 자유유동의 마하수(M), 공기 분사 제트의 마하수(M_j), 질량유량을 변경하여 항력감소와 열유속의 감소를 확인하였고 항력감소 결과를 Table 6에 정리하였다.

우선 자유유동의 마하수와 분사 제트의 마하수를 변경하여 진행한 결과 자유유동의 마하수가 3.48일 때의 분사 제트의 마하수가 증가함에 따

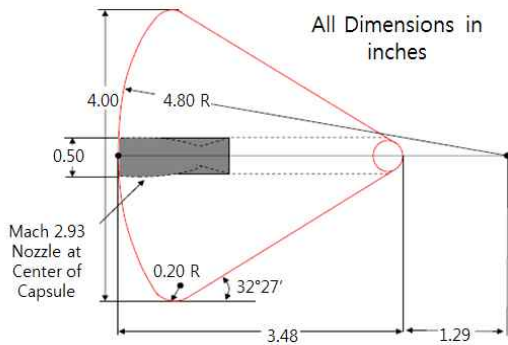


Fig. 11. Test model of NASA Marshall Space Flight Center[11,12]

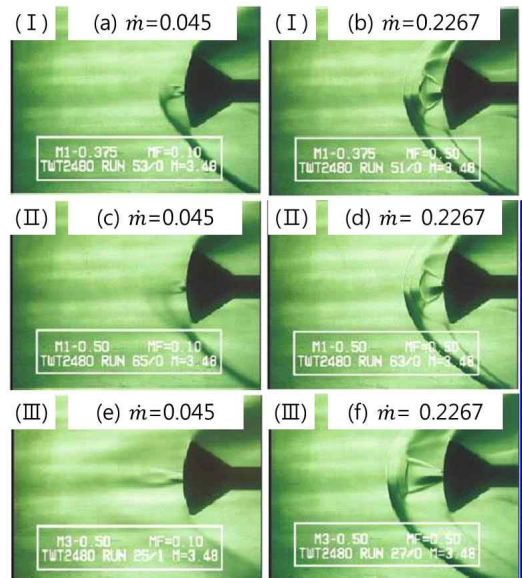
Table 5. Test conditions of NASA Marshall Space Flight Center[11,12]

시험조건	마하수	0.2~4.96
	정체압력 [kPa]	310, 379
	정체온도 [K]	322

라 최대 42%의 항력 감소를 보였지만 자유유동의 마하수가 4.96일 때는 오히려 항력이 분사 제트가 없을 때보다 증가하는 현상이 나타났다[11]. Table 6의 자유유동 마하수가 3.48이고 분사 제트의 마하수가 2.94일 경우는 질량유량을 변경하여 항력을 측정하였다. 질량유량이 각각 0.0226, 0.0453 kg/s일 경우는 항력이 일정하지 않고 변동이 심하였고 0.2267, 0.4536 kg/s에서는 일정하게 유지되는 값을 얻었다. 질량유량의 최대값

Table 6. Results of NASA Marshall Space Flight Center[11,12]

M_∞	M_j	m_j [kg/s]	항력감소 [%]
3.48	1	0.4536	14.4
	2.44		23.9
	2.94		42.6
4.96	1		-82.7
	2.44		-53.0
	2.94		-78.0
3.48	2.94	0.0226	0~60
		0.0453	25~75
		0.2267	50
		0.4536	25



(I) $M_j=1$, Nozzle diameter $D_j=0.375"$, (II) $M_j=1$, Nozzle diameter $D_j=0.5"$, (III) $M_j=2.94$, Nozzle diameter $D_j=0.5"$, $\dot{m}=[\text{kg/s}]$

Fig. 12. Effects of Mach number and flow rate ($M_\infty=3.48$)[12]

Table 7. Summary of maximum drag reduction for model type

모델 형상	연구 방법	분사 제트	주요 관점	연구 변수	시험조건	연구 결과	최대 항력감소 [%]
HC[6]	E, N	A	분기점	$=P P_0$	$0.8 < P < 1.05$ (분기점 범위)	압력비율이 분기점 일 때 항력감소 최대	약 40%
HC[7]	E, N	A, AP	항력감소 효과비교 (A↔AP)	제트 질량유량	0.13, 0.19, 0.23, 0.26 [g/s]	동일 질량유량 조건에서 플라즈마 분사가 더 효과적	공기 플라즈마 분사에서 12.5% 더 큰 항력감소
TC[9]	E, N	AP	침투거리 (SPM & LPM)	P $= P_{0j} / P'_{0j}$	$P=3.8/4.3/5.0$ (LPM/ P_{cr} /SPM)	LPM이 SPM보다 더큰 항력감소	약 45%
RC[12]	E, N	A	침투거리 (SPM & LPM)	제트 마하수와 질량유량 M_j, \dot{m}_j	$M_j = 2.94$ $\dot{m}_j = 2.6, 45.3,$ 226.7, 453.6 [g/s]	최대항력감소 는 질량유량이 226.7 g/s일 때 나타남	약 50%
모델 형상			연구 방법			분사 제트	
TC = Truncated Cone HC = Hemisphere Cylinder RC = Reentry Capsule			E = Experiment N = Numerical Analysis			AP = Air Plasma A = Air	

인 0.4536 kg/s일 때 최대 항력감소가 나타나지 않고, 한 단계 낮은 값인 0.2267 kg/s 일 때 50%로 최대 항력감소가 나타났다[12].

실험은 제트의 마하수와 질량유량을 변경하며 유동의 구조, 항력감소, 열유속에 대해 확인하였다[12]. Fig. 12에서 질량유량과 마하수에 따른 유동의 형태를 확인하였는데, 유동의 형태는 Fig. 6의 반구 실린더의 형태와 유사하다는 것을 알 수 있다. 우선 질량유량이 증가하면 비정상상태에서 정상상태가 되고 LPM에서 SPM으로 천이된다. 그리고 Fig. 12의 (I),(II)는 분사 제트의 입구(D_j)의 크기로 비교가 가능하다. 제트의 입구가 더 클 경우 SPM과 정상상태로 천이되기 위해 큰 질량유량이 필요하지만 천이 이후 질량유량이 0.2267 kg/s로 동일할 때 Fig. 12(b)보다 입구가 큰 Fig. 12(d)의 충격파가 몸체에서 더 멀리 생긴다. 분사 제트 마하수가 다른 Fig. 12의 (II),(III)은 천이 질량유량은 비슷했지만 천이 이후 같은 질량유량에서 생성되는 충격파는 마하수가 높을 경우에 더 멀리 생성된다.

자유유동의 마하수가 3.48일 때 수치해석과 실험을 비교해 보면 비정상상태인 낮은 질량유량일 때 수치해석 값의 변동이 크게 나타났고, 정상상태에서는 비교적 일정한 값이 나타났다. 질량유

량이 증가함에 따라 비정상상태와 정상상태, LPM과 SPM의 천이가 일어나는 구간이 나타났다. 항력감소는 천이구간을 지나 질량유량이 0.2267 kg/s 일 때 45%로 최대 항력감소를 보였고 0.4536 kg/s 로 증가했을 때는 25%로 감소한 것을 확인 하였다. 공기 분사 제트를 사용한 반구 실린더 연구에 대해 형상은 차이가 있지만 유동의 형태, 침투길이, 유동의 상태가 비슷한 경향을 가진다.

극초음속 이상의 속도에서 운영되는 재돌입 캡슐 형상의 경우 항력감소 외에 열 차폐 시스템도 중요하기 때문에 열전달에 대해서도 분석을 하였다. 그 결과 분사 제트를 통해 열유속은 반응각 9°와 SPM의 경우 상당히 좋은 효과를 보였다. 분사 제트의 질량유량이 증가함에 따라 열유속이 감소하였고 마하수 변화로 인한 열 유속의 변화는 작게 나타났다. 연구결과를 통해 분사 제트의 마하수와 질량유량이 항력감소와 열유속에 주요 변수로 작용한다는 것을 확인했다.

3.2 미국의 분사 제트 연구 정리

3.2.1 모델 형상에 대한 최대 항력감소 연구

앞서 분석한 세 연구기관의 시험모델 형상은 Fig. 4(반구 실린더), Fig. 8(잘린 콘), Fig. 11(재

돌입 캡슐)과 같이 서로 다르다. 각 연구기관의 연구는 시험모델 형상에 대한 항력감소 연구로 접근할 수 있으며, 주어진 형상에 대한 최대 항력감소 결과와 주요 변수 및 조건을 Table 7에 정리하였다. 자세한 시험환경은 3.1절에서 해당 연구기관에 대한 자료를 통해 확인할 수 있다.

반구 실린더 모델 형상에 공기 분사를 할 경우, 자유유동 조건과 분사 제트 조건을 고려하여 압력비율을 변화시켜 분기점 범위를 파악함으로써 최대 항력감소를 얻을 수 있다. 그리고 공기 분사와 공기 플라즈마 분사를 비교 할 때, 동일한 질량유량의 조건에서 공기 분사보다 공기 플라즈마 분사가 항력감소에 더 큰 결과를 가져온다. 잘린 콘 모델 형상 연구에서 공기 플라즈마 분사는 침투거리가 길 때, 짧은 침투거리보다 항력감소에 더 효과적이다. 재돌입 캡슐 모델 형상 연구에서는 단순히 공기 분사 제트의 질량유량이 높아짐에 따라 항력감소가 비례하는 것이 아니라, 항력감소가 최대가 되는 특정 질량유량이 존재하는 것을 알 수 있다.

각 형상과 주어진 시험환경에 대해 최대 항력감소가 대략 40~50%로 나타나는 것을 확인하였다.

3.2.2 항력감소의 핵심 변수

분사 제트의 침투길이는 유동장의 구조를 결정짓는 요소로 SPM, LPM과 분기점으로 나누어 특징을 설명할 수 있었다. SPM은 비교적 침투길이가 짧으며, 유동에 변동이 적고 안정적이다. LPM은 침투길이가 상류로 더 길며, 유동에 변동이 심하고 불안정하다. 공기분사의 경우 LPM과 분기점에서 최대 항력감소가 나타난다는 것을 알 수 있었다.

분사 제트 기술을 실제 사용해야 한다면 반드시 고려해야 할 부분이 바로 유동의 제어의 가능성 여부이다. 최대 항력감소가 일어나는 LPM과 분기점은 유동을 제어하는 측면에서 변동이 심한 유동이므로 제어가 쉽지 않을 것이다. 오히려 항력감소가 덜 일어나지만 안정적인 SPM 상태가 유동을 제어할 때 상대적으로 용이하므로 실제 사용에 더 적합하다고 볼 수 있다[18].

항력감소를 위한 분사 제트의 주요 특징인 분기점, 침투길이, 유동구조 살펴본 결과 항력감소에 영향을 미치는 핵심 변수로는 자유유동과 제트의 압력비율, 제트의 마하수, 질량유량이 있는 것을 알 수 있었다. 핵심 변수들의 항력감소에 영향을 대해 알 수 있었지만, 항력감소를 위한 최적의 값은 주어진 조건에 따라 매우 다양하다.

III. 결 론

분사 제트를 이용한 항력감소 연구를 수행한 국가는 미국, 러시아, 인도, 중국, 유럽, 일본 등이 있다. 이 중 미국은 1950년대부터 최근까지 연구가 수행되었으며, 한 연구기관에서 지속적으로 연구한 것은 아니지만 국가적으로 볼 때 지속되어온 만큼 미국에서 수행한 연구의 주요 관점과 변수에 대한 분석은 향후 연구개발을 위해 충분히 의미가 있다. 미국에서 수행한 분사 제트 연구의 주요관점은 연구기관에 따라 다르게 나타났으며, 분기점, 플라즈마 분사 효과, 침투거리에 초점을 맞추어 연구를 수행하였다. 분기점에 대한 핵심 변수는 자유유동 압력과 분사 제트 사이의 압력비율, 질량유량, 제트 마하수이며 이러한 요인들은 침투길이, 유동구조에도 공통적으로 영향을 주는 변수인 것으로 파악되었다.

미국 3개 연구기관의 모델 형상은 반구 실린더, 잘린 콘, 재돌입 캡슐이었으며, 연구에서 항력감소가 최대가 되는 변수 및 조건에 대해 정리하였다. 각 형상의 최대 항력감소는 주어진 시험환경에서 대략 40~50%로 나타났다.

분사제트는 조파항력 감소에 가장 큰 효과가 있다. 무딘 형상의 경우 조파항력의 비중이 크기 때문에 분사제트를 이용한 항력감소의 효과가 크게 나타난다. 상대적으로 마찰항력의 비중이 큰 오자이브 형상에서는 효과가 크지 않다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

References

- 1) Josyula, E., Pinney, M., and Blake, W. B., "Applications of a counterflow drag reduction technique in high-speed systems," *Journal of Spacecraft and Rockets*, No.39, Vol.4, 2002, pp.605~614
- 2) Seo. D., "A Numerical Analysis of Supersonic Counter Jet Flow Effect on the Supersonic Blunt-Body," M.S. Thesis, School of Mechanical Engineering Graduate School Yeungnam University, 2002
- 3) Lopatoff, M., "Wind-flow Study of

Pressure-drag Reduction at Transonic Speed by Projecting a Jet of Air from the Nose of a Prolate Spheroid of Fineness Ratio 6," *NACA RM L51E09*, 1951

4) Love, E., "The Effect of a Small Jet of Air Exhausting from the Nose of a Body of Revolution in Supersonic Flow," *NACA RM L52I19a*, 1952

5) Stalder, J., and Inouye, M., "A Method of Reducing Heat Transfer to Blunt Bodies," *NACA RM A56B27a*, 1956

6) Shang, J., Hayes, J., Wurtzler, K. and Strang, W., "Jet-spike Bifurcation in High-speed Flows," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 6, 2001, pp. 1159-1165

7) Shang, J., "Plasma Injection for Hypersonic Blunt-body Drag Reduction," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 6, 2002, pp. 1178~1186

8) Shang, J., Hayes, J., Menart, J., and Miler, J., "Blunt body in Hypersonic Electromagnetic Flow Field," *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 2, 2003, pp.314~322

9) Fomin, V., Maslov, A., and Malmuth, N., "Experimental Investigation of Counterflow Plasma Jet in Front of Blunted Body for High Mach Numbers Flows," *Proc. of the 2nd Workshop on magneto-plasma-aerodynamics in aerospace applications, Moscow*, April, 2000, pp. 5~7

10) Fomin, V., Maslov, A., Shashkin, A., Korotaeva, T., and Malmuth, N., "Flow Regimes Formed by a Counterflow Jet in a Supersonic Flow," *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, Vol.42, No.5, 2001, pp.757~764

11) Chang, C., Venkatachari, B., and Cheng, G., "Effect of Counterflow Jet on a Supersonic Reentry Capsule," *AIAA Paper*, 2006

12) Daso, E., Pritchett, V., Wang, T., See, O., Dale K., Blankson, I., and Auslender, A., "Dynamics of Shock Dispersion and Interactions in Supersonic Freestreams with Counterflowing Jets," *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 6, 2009, pp.1313~1326

13) Finley, P., "The Flow of a Jet from a Body opposing a Supersonic Free Stream," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 26, Part 2, 1966, pp.337~368

14) Venukumar, B., Reddy, K., "Experimental Investigation of Drag Reduction by Forward Facing High Speed Gas Jet for a Large Angle Blunt Cone at Mach 8," *Sadhana*, Vol. 32, No. 1-2, 2007, pp.123~131

15) Mahapatra, D., Sruram, R., and Jagadeesh, G., "Effect of Counterflow Argon Plasma Jet on Aerodynamic Drag of a Blunt Body at Hypersonic Mach Numbers," *The Aeronautical Journal*, No. 3304, 2008

16) Ganiev, Y., et al., "Aerodynamic Drag Reduction by Plasma and Hot-Gas Injection," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 14, No. 1, 2000, pp.10~17

17) Chen, L., Wang, G., and Lu, X., "Numerical Investigation of a Jet from a Blunt Body opposing a Supersonic Flow," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 684, 2011, pp.85~110

18) Lohner, R., and Baum, J., "On the Drag Efficiency of Counterjets in Low Supersonic Flow," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, pp.1~7