



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.5.097>

충격파 터널을 이용한 스크램제트 실험 기술

양성모^a · 김근영^a · 장원근^a · 진상욱^b · 박기수^{a,*}

Scramjet Experimental Techniques Using a Shock Tunnel

Sungmo Yang^a · Keunyeong Kim^a · Eric Won Keun Chang^a · Sangwook Jin^b · Gisu Park^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

^bThe 4th R&D Institute - 5th Directorate, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: gisu82@kaist.ac.kr

ABSTRACT

This paper summarizes the technical difficulties pertaining the double-compression ramp scramjet inlet model testing in a shock tunnel and their corresponding solutions. Four technical difficulties are identified: 1) test facility unstart, 2) flow disturbance and model damage due to the impact of diaphragm debris, 3) lack of fuel jet development due to multiple injection, and 4) short test time. After overcoming the identified technical difficulties, the improved results were confirmed through the results of shadowgraph images and shock tube end wall pressure.

초 록

본 논문은 충격파 터널을 이용한 이중압축램프 흡입구 형상의 모델 스크램제트 시험에서 나타난 기술적 난제 및 그 해결 방안들을 정리하였다. 시험 설비 불시동, 격막 파편에 의한 유동 교란 및 모델 손상, 다중 분사에 따른 연료 제트 미발달, 그리고 짧은 시험 시간이 이에 해당한다. 파악된 기술적 난제들을 해결한 이후, 개선된 결과를 웨도우그래프 이미지 및 저압관 끝단 전압력 측정 결과를 통해 확인하였다.

Key Words: Shock Tunnel(충격파 터널), Scramjet(스크램제트), Shadowgraph(웨도우그래프), Fuel Supply(연료 공급)

1. 서 론

전 세계적으로 초고속 추진기관에 대한 관심이 대두되면서 이에 대한 연구 역시 활발히 진

행되고 있다. 초고속 추진 기관의 지상 시험을 위하여 풍동이 많이 이용되어왔지만 설치에 많은 비용이 들고, 모의 가능한 속도 영역이 한정적이다. 이에 대한 대안으로 연료 공기 혼합 히터(vitiated heater), 불어 내기 식 터널(blow down tunnel), 그리고 충격파 터널(shock tunnel) 등의 지상 시험 설비가 사용되고 있다. 특히 충

격파 터널은 압축비 조절이 용이하고 적은 경비로 고 마하수, 고 엔탈피 유동을 모의 가능한 장점이 있다.

한국과학기술원은 스크램제트 연구[1, 2]를 목적으로 2012년부터 충격파 터널 개발하여 2013년에 구축 완료하였다. 해당 시험 장비를 이용하여 이중압축램프 흡입구 형상의 모델 스크램제트 연구를 수행하는 과정에 어려움에 직면하였으나 다양한 시도를 통해 이를 극복하였다. 본 논문은 해당 문제점을 명시하고 그에 대한 해결책을 정리하였다.

2. 시험 구성

2.1 시험 장비 및 시험 조건

한국과학기술원(KAIST) 항공우주공학과와 충격파 터널은 Fig. 1과 같이 충격파관, 노즐, 시험부 그리고 덤프 탱크로 구성된다. 충격파관은 고압의 구동 기체가 충전되는 고압관과 천이관 그리고 시험 기체가 충전되는 저압관으로 구분되며 각 관은 2 mm 두께의 폴리카보네이트 격막을 통해 물리적으로 구분된다. 본 연구에서는 고순도 헬륨을 구동 기체로, 공기를 시험 기체로 사용하였다. 폴리에스터 재질의 3차 격막은 충격파관과 노즐 사이에 있으며, 충격파관과 시험부를 구분한다.

시험 장비가 구동되면, 고속 솔레노이드 밸브

를 통해 천이관 내의 고압 헬륨이 대기 중으로 빠져나간다. 1차 및 2차 격막 사이에 압력차가 커지면 각 격막이 파열되면서 강한 충격파가 형성된다. 충격파는 저압관을 향해 진행하며 시험 기체인 공기의 온도와 압력을 높인다. 충격파 뒤로는 시험 기체와 구동 기체 사이의 접촉면이 뒤따른다. 충격파가 저압관 끝단에 도달하면 3차 격막이 파열되고 충격파는 유동 방향의 반대방향으로 반사된다. 반사 충격파 후단에는 저장소 영역이라고 불리는 고온, 고압 유동 영역이 형성된다. 저장소 영역의 기체는 2차원 노즐을 통해 마하 약 3.9로 가속되어 시험부로 흘러 들어간다. 시험부에는 광학창이 설치되어 있어 시험 모델 유동 가시화 및 화염 촬영이 가능하다. Fig. 2는 노즐과 시험부 그리고 시험 모델의 결합 모식도 및 측면 사진을 나타낸 것이다.

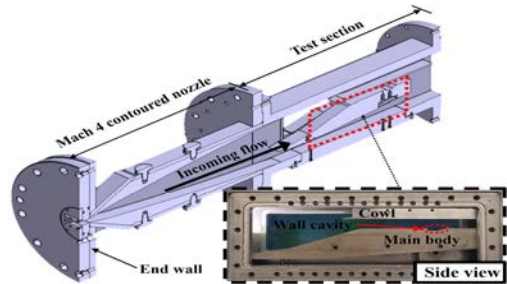


Fig. 2 Schematic/photograph of a model.

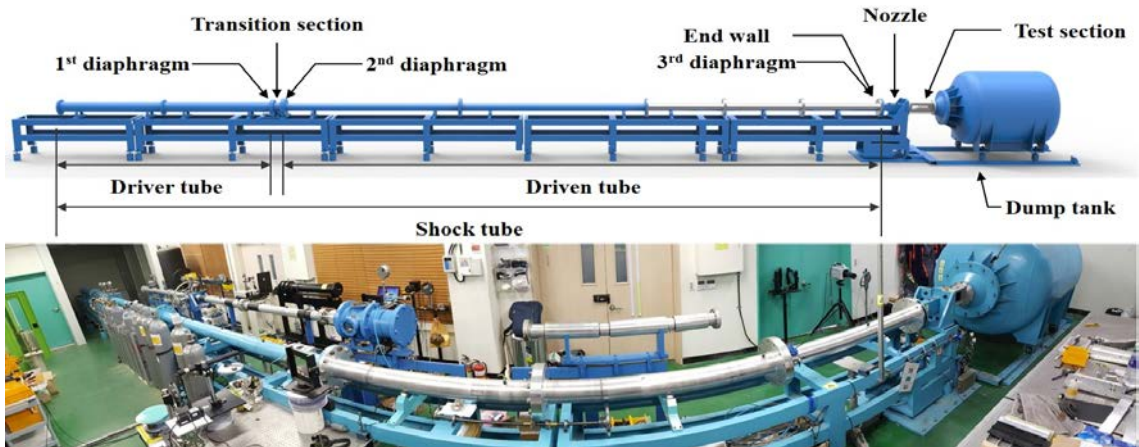


Fig. 1 Schematic/photograph of a shock tunnel.

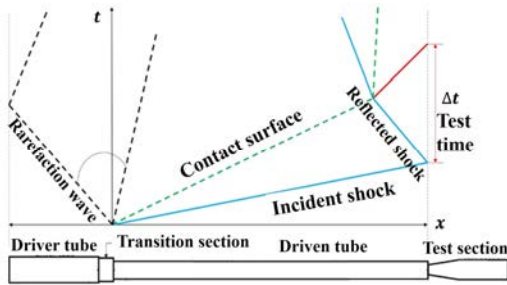


Fig. 3 Shock tunnel x-t diagram.

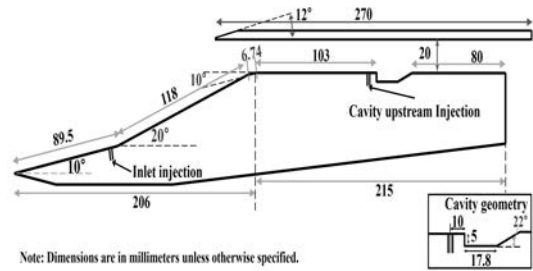


Fig. 4 Test model specification.

Table 1. Flow condition.

	Property	Unit	Value
Shock tube end wall (Reservoir region)	p_0	MPa	2.83
	T_0	K	1690
	h_0	MJ/kg	1.57
Nozzle exit	M_∞	-	3.92
	p_∞	kPa	20.7
	T_∞	K	414
	p_{pi}	kPa	419

Fig. 3은 충격파관에서의 충격파 및 팽창파의 거동을 나타낸 길이-시간 모식도이며 여기에서 시험 시간은 입사 충격파가 충격파관 끝단에서도 도달한 시점부터 반사충격파와 접촉면의 상호작용으로 발생한 파동이 저압관 끝단에 도달하는 시점까지다[3].

Table 1은 본 연구에 사용된 유동 조건을 정리한 표이다. 충격파관 충전 조건에 따른 충격파관 끝단 유동 물리량을 Rankine-Hugoniot 관계식을 이용하여 계산하였다. 노즐 출구 유동 물리량은 노즐 목-출구 면적비에 따른 노즐 출구 마하 수와 등엔트로피 팽창 관계식을 이용하여 계산하였다. 이와 같이 단순 등엔트로피 관계식으로 계산된 유동조건은 충격파 터널과 같은 고엔탈피 설비에서 큰 오차를 가질 수 있다. 따라서 Table 1의 유동 조건은 실험적으로 얻은 유동 조건과의 대략적인 비교를 통하여, 시험 유동의 정상적인 형성을 판단하기 위해서만 사용되었다.

2.2 시험 모델

Fig. 4는 본체와 카울로 구성된 시험 모델이다. 본체는 이중압축램프형상 흡입구를 가지며, 각 램프의 각도는 10°와 20°이다. 본체 후단에는 연료 혼합 및 화염 안정화를 위한 공동이 있으며 카울은 본체 상단 20 mm위치에 있다. 본체 흡입구와 공동 전단에 연료 분사 모듈을 설치하여 각각 흡입구 분사와 연소기 내부 분사가 가능하도록 하였다.

연료 분사 특성에 따른 모델 스크램제트 화염 유지 특성 연구를 위하여 세 가지 분사 모델이 사용되었다. Fig. 5는 각 모델의 흡입구 및 공동 전단 분사 모듈 모식도다. 각 모델 상면 모식도는 공동 전단에 대한 모식도를 대표적으로 나타내었다. 모든 분사 모듈은 연료 플리넘과 연료 분사구로 구성된다. Fig. 5 (a)는 분사 모델 1과 2의 분사 모듈을 나타내고 있다. 두 모델은 동일한 구조의 분사 모듈을 가지지만 분사 모델 2의 분사구 직경(1.4 mm)이 분사 모델 1의 분사구 직경(1.2 mm)보다 약간 크다. 또한 각 분사구와 모델 표면의 각도가 90°를 이루고 있어, 수직으로 연료를 분사한다. 분사 모델 3의 분사 모듈(Fig. 5 (b))은 분사 모델 1과 2의 분사 모듈과 몇 가지 차이를 갖는다. 우선 세 개의 분사구를 가지며 각 분사구 직경은 분사 모델 2의 분사구 직경(1.4 mm)과 동일하다. 분사구 수 증가에 따라 증가된 연료 유량을 충족시키기 위해 확장된 플리넘을 갖는다. 분사 모델 3의 각 연료 플리넘을 막아 분사구 수 조절할 수 있으며 분사구를 하나만 사용하는 경우를 단일 분사, 두 개를 사용하는 경우를 이중 분사, 그리고 세 개 모두 사

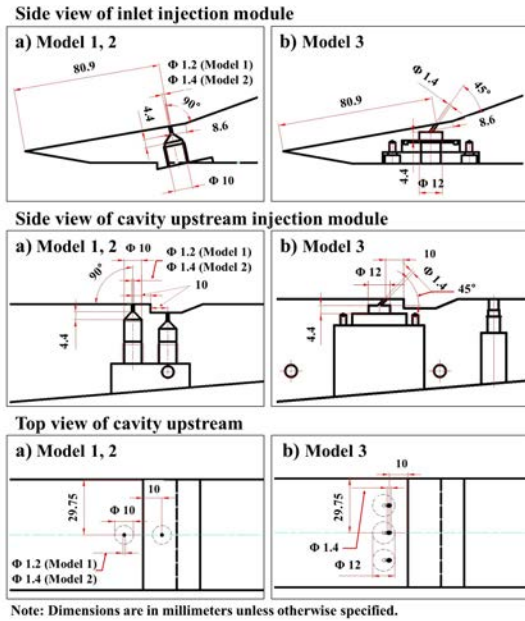


Fig. 5 Schematic of injector configuration.

용하는 경우를 삼중 분사라 표기하였다. 분사 모델 3의 분사구는 모델 표면과 45°를 이루고 있어, 연료를 경사지게 분사한다.

23. 연료 분사 시스템

에틸렌 (C_2H_4)이 연료로 사용되었으며 Fig. 6은 연료 분사 시스템의 모식도이다. 연료 분사 시스템은 크게 고압 연료 탱크, 플래시블 파이프, 고속 솔레노이드 밸브, 분사 모듈의 연료 분사 모듈로 구성된다. 고압 연료는 내경 1/4" 파이프를 통해 약 30 bar의 압력으로 시험부 외부에 있는 연료 탱크로부터 공급된다. 연료 공급은 내경 2.6 mm의 솔레노이드 밸브를 통하여 조절된다. 솔레노이드 밸브가 열림과 거의 동시에 연료 분사 모듈의 연료 플리넘으로 연료가 주입되고 분사구를 통해 시험부로 분사된다. 솔레노이드 밸브의 개폐는 충격과 터널 구동과 동기화되어있으며, 연료 제트의 발달에 필요한 시간만큼 신호 지연기로 시간 간격을 주었다. 이에 따라 에틸렌 연료는 입사 충격파가 도달하기 이전부터 분사되어 완전히 발달한 상태가 된다. 연료

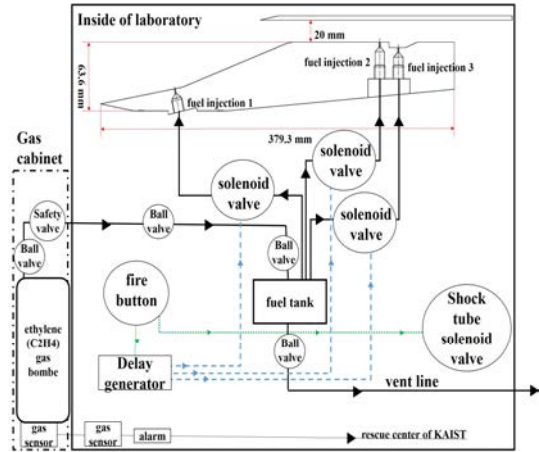


Fig. 6 Fuel injection setup.

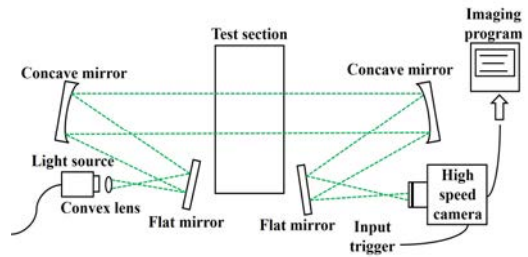


Fig. 7 Shadowgraph technique setup.

제트 발달에 필요한 시간은 연료 제트 가시화를 통하여 계측하였다.

24 광학 기법

시험 구간 유동 가시화를 위하여 웨도우그래프(shadowgraph) 기법을 이용하였다[2]. Fig. 7은 웨도우그래프 장비 구성도를 나타낸것이다. 고속 CMOS 카메라와 532 nm의 단일광 파장 레이저를 이용하여 초당 50,000 장의 이미지를 획득하였으며, 노출 시간과 해상도는 각각 293 ns, 768 × 328 픽셀로 설정하였다.

3. 기술적 난제 및 해결 방안

3.1 시험 설비 불시동 현상

동일 시험 장비를 이용하여 진행된 기존 연구

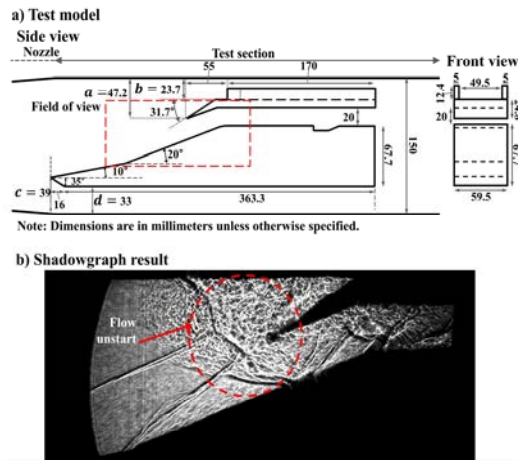


Fig. 8 Test model before modification

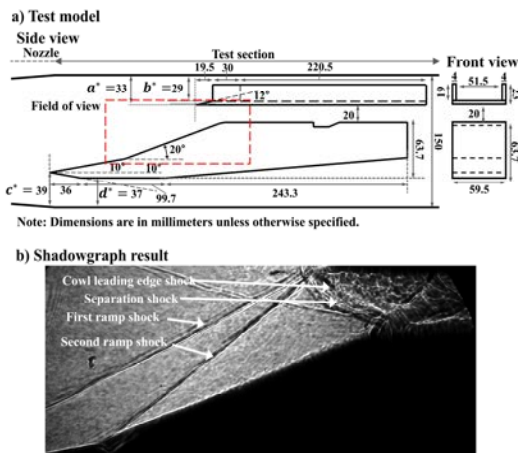


Fig. 9 Test model after modification.

[1, 2]에서는 시험 구간 유동이 정상적으로 형성되었다. 또한 최초 시험 모델 형상(Fig. 8 (a))에 대해 점성 효과를 고려한 압축성 유동 해석 프로그램인 Eilmer3[4]를 이용하여 사전 계산한 결과, 흡입구 유동이 정상적으로 발달되는 것이 확인되었다[5]. 그러나 실제 흡입구 유동 가시화결과, 유동 질식에 의하여 흡입구 유동이 정상적으로 발달되지 않는 것이 관찰되었다(Fig. 8 (b)).

시험 유동 시동 여부는 노즐 출구 면적과 시험 모델의 면적비(폐색율)에 큰 영향을 받는 한편, 본 연구에서 사용된 시험 모델은 기존 연구 [1, 2]에서 사용한 시험 모델에 비해 더 큰 폐색

율을 가진다. 이를 바탕으로 시험물의 하단부 및 카울 상단부의 면적을 축소하고 결과를 확인하였다. Fig. 9 (a)는 변경된 시험 모델을 나타낸다. 본체 하단 각도를 10° , 높이를 37 mm 변경하였으며, 카울 전단을 평평하게 변경하였다. 변경 결과 카울 전단부 상단 면적 대비 카울 상단 면적이 $b/a=0.5$ 에서 $b^*/a^*=0.88$ 로 증가하였으며, 본체 전단 하단 면적 대비 본체 하단부 면적이 $d/c=0.87$ 에서 $d^*/c^*=0.95$ 로 증가하였다. 또한 폐색율은 0.63에서 0.47로 감소하였다. 형상 변경 결과, Fig. 9 (b)와 같이 흡입구 유동의 정상적인 시동이 확인되었다. 정상적으로 시동되는 시험 유동에 대하여 흡입구 유동장은 입사 충격파가 시험 모델 전단부에 도달한 직후부터 0.5 ms 동안 안정화 된 후 정상 유동 상태에 도달한다. 정상 유동 상태는 약 1.2 ms의 시간동안 유지되며, 이후 비정상 유동 상태가 되어 충격파 구조가 사라진다.

3.2 격막 파편에 의한 유동 교란

정상 시동되는 흡입구 유동장의 가시화 결과, 입사 충격파 도달 이후부터 약 5 ms 동안 약 25 mm 크기의 이물질들이 발견되었으며 Fig. 10의 빨간 점선(Fig. 10 (a))은 이를 나타낸다. 도달 시간으로 미루어 보았을 때, 이물질들은 3차 격막의 파편으로 추정된다. 이상적인 격막은 파열될 때 파편이 떨어져나가지 않도록 파열되면서 격막 중앙을 기준으로 완전히 개방되어야 한다. 이와 같은 격막의 파열 패턴은 격막의 재질, 두께 그리고 파열 당시 압력에 영향을 받는다. 격막의 두께가 파열 당시 압력에 비해 너무 두꺼울 경우, 인장 응력이 격막 전체에 골고루 작용하여 미세 파열이 격막 중앙에서 일어나지 않고, 파열된 격막이 완전히 개방되지 않을 수 있다. 완전 개방되지 않은 격막의 파열 조각은 시험 유동을 교란시킬 뿐만 아니라, 시험 유동에 의해 뜬겨져 나가 시험부로 유입될 수 있다.

3차 격막은 낮은 파열 압력이 요구되므로 구 입 및 가공이 용이한 폴리에스터 재질의 격막을 사용하였다. 또한 한 가지 유동 조건에 대하여

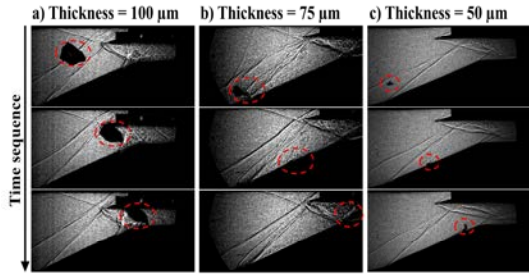


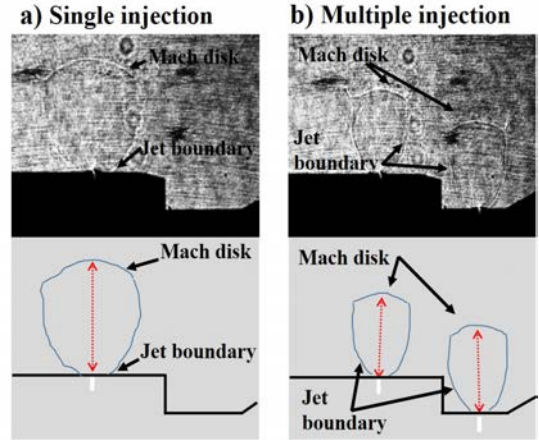
Fig. 10 Effects of diaphragm debris impact.

실험하였기에 격막 파열 당시 압력은 일정하다. 따라서 폴리에스터 재질의 격막 두께를 바꾸기로 결정하였다. Fig. 10은 폴리에스터 재질의 3차 격막 두께에 따라 변화하는 흡입구 유동의 가시화 결과이다. 격막의 두께가 얇아짐에 따라 시험 구간으로 유입되는 이물질의 양이 줄어드는 것이 확인되며, 유동 교란 역시 완화되는 것이 확인된다.

3.3 다중 분사에 따른 연료 제트 미발달

Fig. 11은 연료 분사 모델 1과 2 (Fig. 5 (a))에 대하여 다중 분사에 따른 연료 제트 발달을 확인한 결과다. 연료 제트 유동 가시화 결과와 모식도 및 사용 분사 시스템을 나타낸다. 단일 분사 결과(Fig. 11 (a))와 다중 분사 결과(Fig. 11 (b))를 비교하면 연료 제트 발달에 차이가 나타난다. 최초에는 Fig. 11 (c)처럼 단일 분사 포트에서 세 개의 솔레노이드 밸브로 나뉘어져 연료를 분사하였지만 다중 분사를 실시할 경우, 연료 제트가 발달되지 않았다. 연료 제트가 과소팽창하기 위해서는 충분히 낮은 시험부 압력 및 연료 폴리넘의 압력의 비율, 연료 폴리넘에서의 질식 조건이 요구된다. 즉 연료 제트 미발달은 연료 탱크 압력 부족, 파이프 내에서의 압력 손실, 그리고 공급 연료 유량의 부족 때문이다.

단일 분사에 대하여 연료 제트는 발달하였으므로, 다중 분사에 따른 공급 연료 유량 부족을 원인으로 규정하고, 이를 해결하기 위하여 연료 분사 시스템을 수정하였다. Fig. 12은 수정된 연료 분사 결과 및 분사 시스템을 나타낸다. 최초 연료 분사 시스템에서 연료는 단일 3/8" 직경



c) Fuel injection system before modification

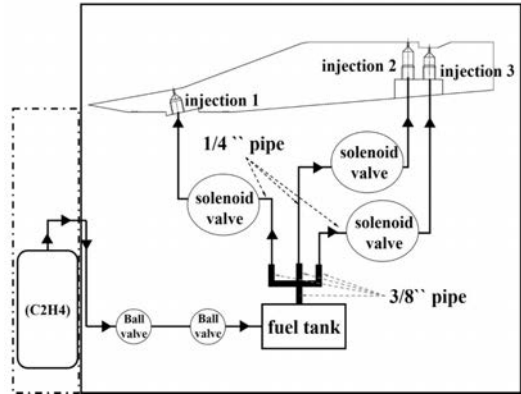


Fig. 11 Fuel injection system of model 1, 2 before modification.

스테인레스 파이프에서 갈라져 나와 3개의 1/4" 스테인리스 파이프를 통해 각각의 솔레노이드 밸브를 거쳐 모델 표면으로 분사되도록 구성되었다. 이를 수정하여 각각의 솔레노이드 밸브가 1/4" 스테인리스 파이프를 통해 직접적으로 연료 탱크로부터 연료를 공급받을 수 있도록 하였다(Fig. 12 (c)). 결과적으로 다중 분사를 실시할 경우, 공급 연료 유량은 약 1.3배 늘어났다. 수정 후 다중 분사에 대한 연료 제트를 가시화한 결과, 단일 분사와 동일 수준의 마하 디스크 높이 및 제트 경계면이 확인되었다 (Fig. 12 (a), (b)). 하지만 두 연료 제트가 서로 겹치는 부분이 발견되었으며, 해당 부분에서 제트 경계면과 마하 디스크가 약해지는 것이 관찰되었다.

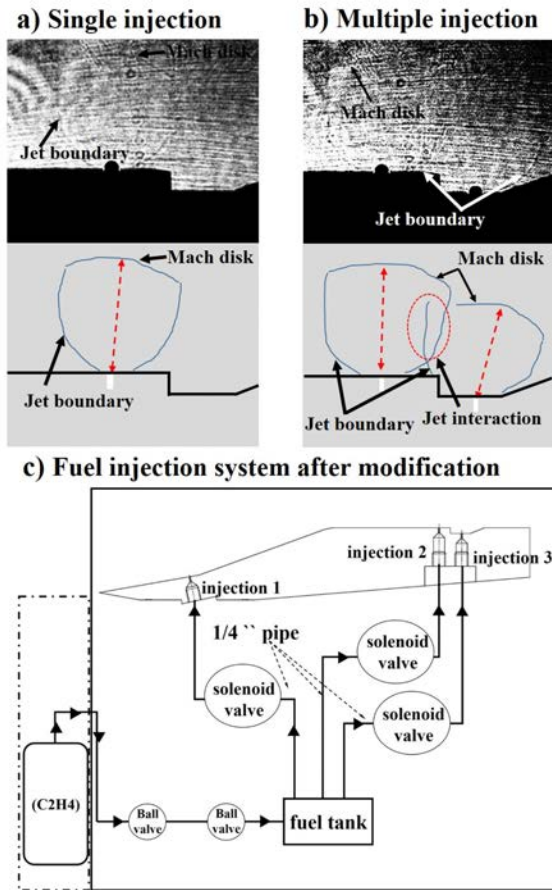


Fig. 12 Fuel injection system of model 1, 2 after modification.

Fig. 13 (a), (b), (c-1)은 연료 분사 모델 3 (Fig. 5 (b)) 대한 다중 분사에 따른 연료 제트 발달 실험 결과와 마개 배치도를 나타낸다. Fig. 12 (c)의 분사 시스템을 이용하여 연료 제트를 비교한 결과, 단일 분사 (Fig. 13 (a))와 이중 분사 (Fig. 13 (b))에 대해서는 마하 디스크의 높이 및 제트 경계면의 크기가 동일하였지만, 삼중 분사를 실시할 경우 연료 제트가 발달하지 않았다 (Fig. 13 (c-1)).

앞선 분사 시스템의 경우와 동일하게 공급 연료 유량 부족을 원인으로 규정하고, 연료 분사 시스템을 Fig. 13 (d)와 같이 수정하였다. 삼중 분사에 따른 연료 유량을 충족시키기 위하여 두 개의 솔레노이드 밸브를 동시에 이용하여 2배의

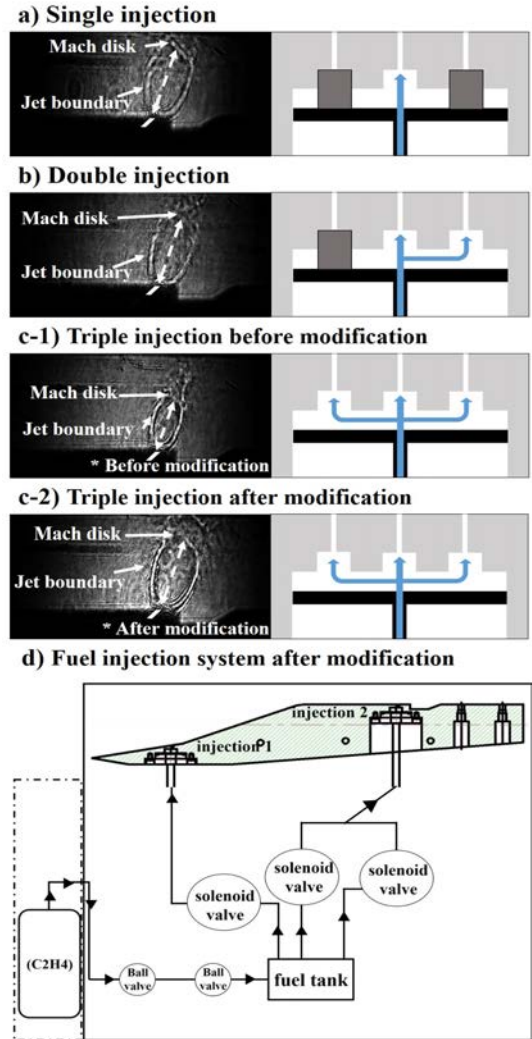


Fig. 13 Fuel injection system modification of model 3.

연료를 공급하였다. 그 결과 Fig. 13 (c-2)와 같이 단일 분사 및 이중 분사와 동일 수준의 마하 디스크 높이 및 연료 제트 경계면이 관찰되었다.

3.4 짧은 시험 시간

이론적인 충격파 터널의 시험 시간은 입사 충격파 도달 직후부터 접촉면과 반사 충격파의 상호 작용으로 발생한 파동이 도달하는 시점까지이다. 이를 바탕으로 본 연구에서는 충격파 관측을 통해 접촉면의 도달 시간을 물리적으로 지연시키고 이에 따른 시험 시간 변동을 실험적

Table 2. Pressure filling and geometry details.

Condition	Pressure [MPa]			Length [m]	
	Driver	Transition	Driven	Driver	Driven
A	3.1	1.5	0.04	2.1	10.0
B	2.9	1.3	0.04	2.1	11.5
C	2.9	1.3	0.04	4.1	11.5

으로 확인하였다.

Table 2는 충격파관 충전 조건 및 충격파관의 각 부분 길이를 나타내고 있다. 표에서 A는 연장 전 조건으로 이를 기준으로 삼았다. B는 저압관만을, C는 저압관과 고압관 모두를 연장한 조건이다. 한편 B와 C는 A 대비 고압관 및 천이관의 압력이 낮는데, 이는 각각의 충격파 진행 속도를 A와 맞추기 위함이다. 해당 충전 조건은 반복 실험을 통하여 설정하였다.

PCB piezoelectric 동압력 센서를 이용하여 충격파관 끝단 압력을 측정하고, 압력 변화 양상을 관찰하여 충격파관 끝단에서의 시험 시간을 측정하였다. Fig. 14는 해당 실험 결과이며, A의 시험 시간은 약 1.2 ms, B는 0.5 ms, 그리고 C는 3.5 ms로 측정되었다. 이러한 시험 시간 계산의 타당성 확보를 위하여 흡입구 유동 가시화 이미지에서 측정된 시험 시간과의 비교하였다. 조건 A에 대한 흡입구 유동 가시화 이미지(Fig. 9 (b))에서 시험 시간은 약 1.2 ms로 측정되었으며 이는 충격파관 끝단 압력 데이터로부터 계산된 시험 시간과 일치하는 결과이다. 따라서 시험부에서의 시험 시간과 충격파관 끝단에서의 시험 시간은 큰 차이를 보이지 않으며, 시험 시간은 최초 충격파 도달 이후부터 압력 변화 양상이 달라지는 지점까지로 계산 가능하다.

조건 별 시험 시간 비교 결과, 고압관과 저압관 모두를 연장한 C의 경우에는 시험 시간이 3.5 ms 수준으로 늘어났다. 하지만 저압관만 연장한 B의 경우에는 시험 시간이 오히려 0.5 ms 수준으로 짧아졌으며, 정상 상태 압력이 낮은 것이 확인되었다.

최초 저압관의 길이-직경 비율은 약 78이었다. Hournung[6]에 따르면 충격파관의 이상적인 구동을 위해 필요한 길이-직경 비율은 100 수준이

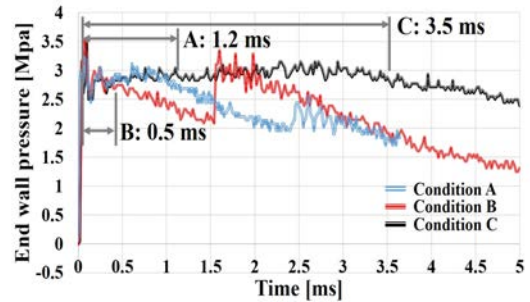


Fig. 14 Increase of test time after modification.

여야 한다. 따라서 B와 같이 저압관을 1.5 m 연장하여 길이-직경 비율을 90으로 변경하였다. Schemperg[7]의 연구 결과, 길이-직경 비율이 증가할수록 시험 시간 역시 연장되었지만 충격파관 벽면 경계층 역시 증가하여 입사 충격파의 속도가 감소하였다. 따라서 조건 B와 같이 저압관만을 연장할 경우, 벽면 경계층에 의한 감소로 인해 입사 충격파의 속도가 느려져, 입사 충격파 도달 시점과 접촉면 도달 시점 사이의 시간이 짧아져 시험 시간이 짧아지는 것으로 판단된다. 또한 충격파관 벽면 경계층으로 인한 입사 충격파의 세기가 약해져 유동 발달 역시 영향을 받는 것으로 판단된다. 하지만 C와 같이 고압관과 저압관 모두 연장할 경우, 고압관 끝에서 반사된 팽창파의 선두부 도달이 지연되는 동시에, 접촉면과 반사 충격파의 상호 작용으로 발생한 파동의 도달이 지연되어 시험 시간이 연장되는 것으로 생각된다.

3.5 기술적 난제 극복 후 실험 결과

Fig. 15은 앞서 언급한 기술적 난제를 해결한 이후 모델 스크램제트 실험 결과이며, 분사 모델 3을 사용한 삼중 공동 전단 분사 실험 결과를 대표적으로 나타낸 것이다. Fig. 15 (a)는 흡입구 및 연소기 내부 유동 가시화 결과를 모델 표면에 맞게 겹쳐 나타낸 것이다. 유동 가시화 결과, 흡입구 유동 및 연소기 내부 유동은 각각 약 3.5 ms와 2.5 ms 동안 안정적으로 유지되었으며, 이 시간동안 격막 파편에 의한 유동 교란은 발견되지 않았다. 흡입구 유동과 연소기 내부 유동

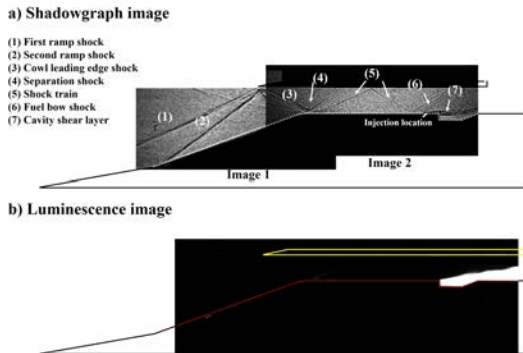


Fig. 15 Experimental data after modification.

의 정상 유동 유지 시간 차이가 보인다. 이는 연소기 내부 유동의 복잡한 충격파 구조 및 배압 증가에 따른 유동장 교란이 흡입구 유동에 비해 더 일찍 일어났기 때문으로 생각된다.

Fig. 15 (b)는 연소기 내부 화염 촬영한 결과이다. 화염 촬영 결과 에틸렌의 자동 발화가 관찰되었다. 즉 해당 유동 조건의 엔탈피가 충분히 높아 에틸렌 자동 발화가 가능한 것이다. 최초 화염이 공동 내부에서 발견된 후, 연소 영역은 공동 내부의 재순환 영역으로 전과되었으며 안정적으로 화염이 유지되었다. 또한 공동 내부 연료-공기 혼합물의 일부가 연소기 내부 유동을 따라 공동 후류부로 빠져나오면서 공동 후류부에도 화염이 유지되었다.

4. 결 론

본 논문은 충격파 터널을 이용한 모델 스크램제트 연구 수행에 있어 발생한 문제점 및 해결 방안을 제시하였다. 해당 문제점은 흡입구 유동 불안정, 격막 파편에 의한 유동 교란 및 모델 손상, 다중 분사에 따른 연료 제트 미발달, 그리고 짧은 시험 시간으로 구분되었다. 시험 모델 면적 축소, 격막 두께 조절, 연료 분사 시스템 수정, 그리고 충격파관 연장을 통하여 문제를 해결하고 개선된 시험 결과를 얻었다. 위와 같이 본 논문에서 명시한 기술적 난제의 해결 방안은 다른 충격파 시험 수행에 좋은 참고 자료가 될 것으

로 기대된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소에서 진행되는 초고속 공기흡입엔진 특화연구실 과제의 일환으로 수행되었습니다. 이에 감사드립니다.

References

1. Park, G.S., Park, C., Choi, H.J., Byun, J.Y. and Hwang, K.Y., "Ethylene Transverse Jets in Supersonic Crossflows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 3, pp. 773-788, 2015.
2. Chang, W.K., Park, G.S., Jin, Y.I. and Byun, J.Y., "Shock Impinging Effect on Ethylene Flameholding," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 5, pp. 1230-1239, 2016.
3. Lee, B.J., Lee, H.J., Kim, S.H. and Jeung, I. S., "Design/Construction and Performance Test of Hypersonic Shock Tunnel Part 1 : Design Method of Hypersonic Shock Tunnel," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 4, pp. 321-327, 2008.
4. Jacobs, P.A., Gollan, R.J., Denman, A.J., O'Flaherty, B.T., Potter, D.F., Petrie-Repar, P.J. and Johnston, I.A., "Eilmers Theory Book: Basic , Models for Gas Dynamics and Thermochemistry," Univ. of Queensland Rept. 2010-09, 2010.
5. Jin, S.W., Choi, H.J., Hwang, K.Y., Park, D.C., Chang, W.K., Yang, S.M. and Park, G.S., " The Free-jet Test Using a Shock Tunnel Facility," 46th KSPE Spring Conference, Jeju, Korea, pp. 681-690, May 2016.

-
6. Hounung, H., "Experimental Hypervelocity Flow Simulation, Needs, Achievements and Limitations," 1st Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, Tainan, Taiwan, pp.1-10, December 1993.
 7. Schemperg, K. and Mundt, C., "On the free-piston shock tunnel at UniBwM," 26th International Symposium on Shock Waves, Gottingen, Germany, pp. 477-482, July 2007.