

## 램제트탄의 공기역학적 특성 연구

박순중\* · 신필권\* · 이택상\* · 김경련\* · 박종호\*\* · 김윤곤\*\*\*

### The Study of Aerodynamic Characteristics for the Ram-jet Projectile

S. J. Park\*, P. K. Shin\*, T. S. Lee\*, K. R. Kim\*, J. H. Park\*\*, Y. G. Kim\*\*\*

**Key Words** : SFRJ(고체연료램제트), AoA(받음각), projectiles(탄)

#### Abstract

The SFRJ(Solid Fuel Ram-Jet) propulsion is attractive for projectiles because of the combination of high propulsive performance and low system complexity more than conventional projectiles. The Objective of this research was to characterize the inlet aerodynamic characteristics (centerbody & pitot type) in SFRJ. Diffuser static pressure & combustion chamber pressure was tested and the AoA was changed  $0^\circ$  and  $4^\circ$  at Mach number of 3.0 for performance estimate. The performance study of inlet was carried out with the Schlieren system and Supersonic cold-flow system. A Computational fluid dynamic solution is applied internal flow of inlet and the solutions are compared with experimental results.

#### 1. 서론

램제트 기관은 공기흡입 추진기관으로 높은 비추력과 추력 증량비를 가지고 있어 기존의 로켓 엔진에 비해 4~5배의 성능을 낼 수 있으며, 초음속 장거리 비행에 적합하다. 무기체계의 추진체로서 램제트 기관은 각종 유도미사일 체계를 중심으로 다양한 영역에 응용되고 있으며 최근 들어서는 재래식 포탄의 종말속도 및 사거리를 증가시키는 방편의 하나로서 연구가 진행 중이다.<sup>[1]~[5]</sup> 대표적인 예로 스웨덴의 FOA에서는 1970년대 이후 지대공 무기체계로써 고체연료 램제트탄의 성능개선 연구를 수행하여 설계개선으로 램제트탄의 항력을 반으로 감소시킬 수 있다는 것을 보여주었으며, 탄도 전구간을 통해 일정 포구속도의 유지가 가능하게 되므로 적의 미사일, 헬기 및 항공기에 대한 명중률을 5배정도 개선했다고 한다.<sup>[6]~[8]</sup> 국내에서는 국방과학연구소 등에서 1996년부터 운동에너지탄의 종말속도 증대를 목표로 연구가 수행되어 왔다.<sup>[9]~[10]</sup>

본 연구에서는 최적설계를 통해 제작된 고체 램제트탄의 공기역학적 특성을 초음속 유동실험장치 및 슈리렌 이미지 등을 이용하여 분석하였으며 실험적 방법의 보완 및 검증을 위해 상용유동해석 소프트웨어인 Fluent 5.3을 사용하여 탄 내부의 유동 특성을 규명하였다.

#### 2. 실험장치 및 방법

##### 2.1 실험모델

본 연구에서 원뿔형의 Centerbody형과 Centerbody가 없는 Pitot

형의 공기흡입구에 대해 실험을 수행하였다. Center body형은 경사충격파가 Cowl lip에, 수직 충격파가 목(throat)에서 형성되는 임계조건을 가정하여 각각 1개의 경사충격파와 수직충격파가 생성되도록 설계되었다. Pitot형은 입구에 1개의 수직충격파만 형성되도록 설계하였다.

Table. 1 및 Fig. 1에 실험에 사용된 램제트 탄의 설계조건과 개략도 및 내부 압력 측정부를 나타냈다. 공기흡입구 내부의 정압은 Cowl 벽면을 따라 12점에서 측정하였으며 연소실 내부의 전압 및 정압이 측정되었다.

Type	Design Mach No	Inlet Dia	Combustor Dia	Length	Cone Angle	Cowl angle
Center body	3.0	15mm	40mm	200mm	30.5°	34°
Pitot	3.0	15mm	40mm	191mm	-	15°

Table. 1 Design factors of two type of air inlet

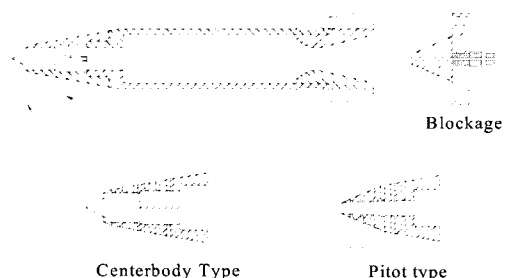


Fig. 1 Schematic Diagram of Ram-jet Projectile

##### 2.2 실험장치 및 방법

초음속 유동장치는 공기를 가압 저장하였다가 순간적으로 일

\* 충남대학교 기계공학과대학원 jhpark@cnu.ac.kr

\*\* 충남대학교

\*\*\*국방과학연구소

정 압력의 유동을 분출시켜 시험부 주위에서 발생하는 압력, 온도등을 측정하는데 사용된다. 본 연구에 사용된 초음속유동장치는 Fig. 2와 같이 압축기, 건조기, 저장용기, 압력조절기, 저압 챔버와 노즐, 실험모델 고정부, 그리고 제어패널로 구성되어 있다.

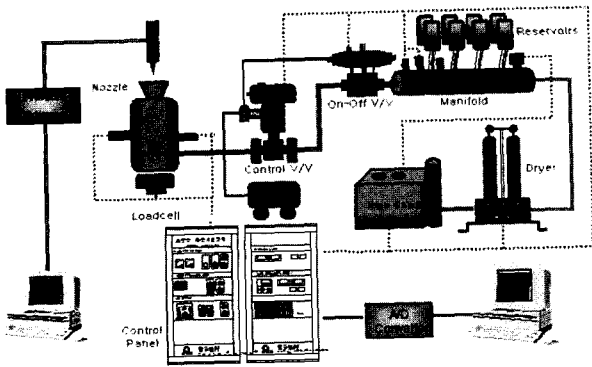


Fig. 2 Experimental apparatus

유동 모사를 위한 노즐은 출구 마하수 3.0, 노즐 목 직경 23.8mm, 출구직경 40.25mm 이며 Fig.3과 같이 저압챔버와 일체형으로 제작되었다. 또한 챔버내의 압력을 측정하기 위해 압력센서 2개(각각 200 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup> 및 100 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup>)를 노즐 입구 및 저압 챔버에 설치하였다. 저장용기에 공기를 가압하기 위한 압축기는 최대압 350 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup>, 작동압력 200 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup>, 송출량은 475 l/min 이며 압축방식은 왕복형이다. 흡입구 선단부의 유동간섭의 가시화는 슈리렌장치(Schlieren system)를 이용하였으며, Digital camera 을 사용하여 이미지를 얻었다. 압력 Data는 100meas/sec의 16채널 Pressure Scanner에 의해 LAN Card를 통해 PC로 저장된다.

### 3. 실험결과

Mach 3 의 유동조건에서 Table. 2의 유동면적비로 연소실에 형성되는 배압을 변화시켜가며 축방향으로 Cowl 벽면의 압력변화를 관찰하였다. Fig. 5는 Centerbody형, Fig. 6은 Pitot형 Cowl 벽면 정압분포이다. 그래프에서 X축은 Centerbody의 꼭지점을 기준으로 Cowl 벽면을 따라 축방향으로의 거리를 나타내며 Y축은 자유류 전압(P<sub>∞</sub>)에 대한 벽면의 정압(P<sub>s</sub>)비를 무차원화시켜 나타냈다.

유동면적비(A <sub>0</sub> /A <sub>1</sub> )	4%	6%	8%	9%	38%	70%	100%	
연소실 정압 ( kg <sub>f</sub> /cm <sup>2</sup> )	Center Body	15.5	13.4	10	9.4	7.7	7.5	7.2
	Pitot	9.1	7.8	7.2	5.5	4.3	4.1	4.0

Table. 2 Relations between combustor static pressure and flow area ratios

Centerbody형의 정압 분포를 살펴보면 100%~38%에서는 압력변화가 없었으며 9%일 때부터 연소실 입구(X=40mm)부근의 압력이 서서히 상승하여 6%일 때는 흡입구 내부에 거의 균일한 고압이 형성됨을 볼 수 있다. 이로부터 Centerbody 형은 배압조건이 9%(9.4kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup>)일 때 연소실에서 Strut 부로 수직축경과가 형성되며, 배압이 높아짐에 따라 Cowl 쪽으로 밀려나와 수직축경과 뒤쪽은 높은 압력이 균일하게 형성됨을 알 수 있다.

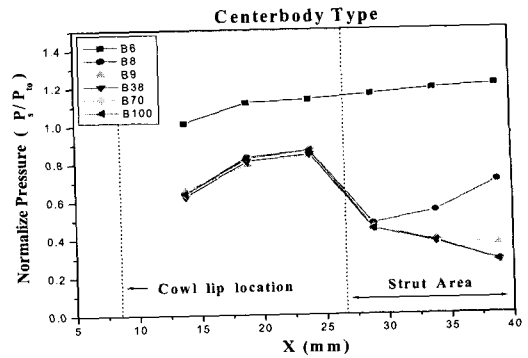


Fig. 5 Static pressure distribution at cowl internal surface(Axial direction)

Pitot형도 100%~38%까지는 확연한 압력변화가 없었으며 9%부터 서서히 변화가 나타나 6%일 때는 Centerbody 형과 비슷한 수준의 고압이 형성됨을 볼 수 있다. Centerbody형에서 Strut 부의 급격한 압력저하는 공기유동방향에 대해 직각단면으로 설계된 Strut 형상 및 크기 그리고 Strut 사이의 유로 단면적도 관련이 있다고 생각되며 이 부분은 추가 실험을 통해 규명할 예정이다.

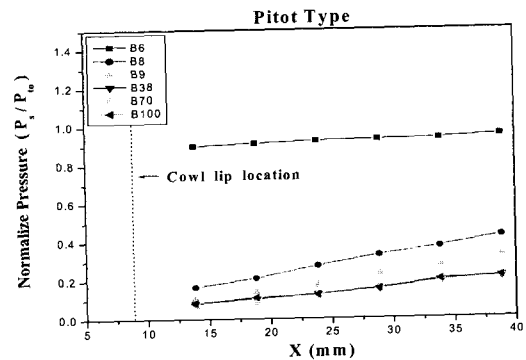


Fig. 6 Static pressure distribution at cowl internal surface(Axial direction)

Fig. 7, Fig. 8은 유동면적비가 38%, 받음각(AoA)이 4°일 때 X축을 따라 Cowl의 원주방향의 정압분포를 나타낸다.

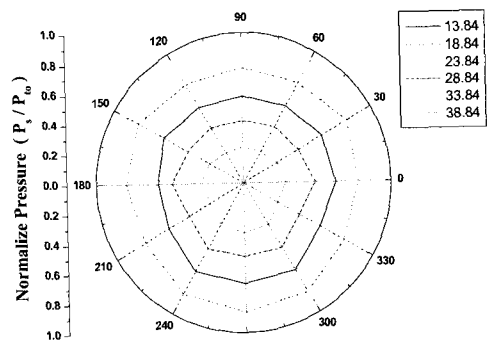


Fig. 7 Static pressure distribution at cowl internal surface(circumference direction)

Centerbody 형에서는 받음각이 있을 때 하부( $180^{\circ} \sim 0^{\circ}$ )의 압력상승을 확인할 수 있으나 Pitot 형상에서는 뚜렷한 변화가 없었다. Cowl 내부의 정압분포와 함께 연소실에서의 전압력 회복율을 비교해 보면 받음각의 영향을 더욱 명확하게 알 수 있다.

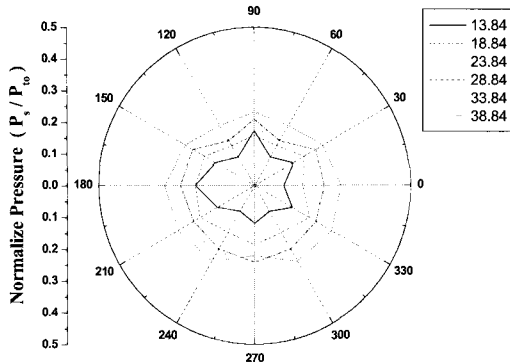


Fig. 8 Static pressure distribution at cowl internal surface(circumference direction)

Fig. 9는 유동면적비에 따른 전압력 회복율을 나타낸 것이다. Centerbody 형은 40%~100% 사이에서 받음각 영향이 크게 나타났고 Pitot 형은 거의 변화가 없음을 알 수 있다.  $4^{\circ}$  이상의 받음각에서는 Pitot에 대해서도 받음각 영향이 나타나리라 예상되며 이것은 추가 실험을 통해 살펴볼 예정이다.

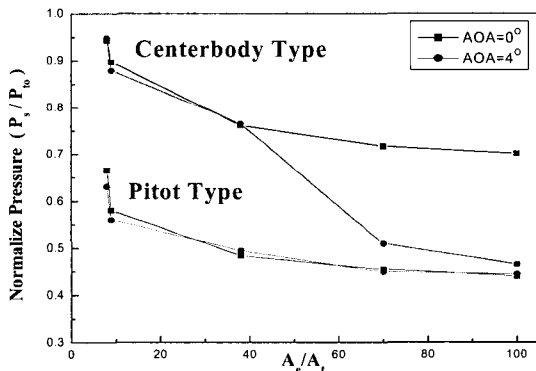


Fig. 9 Total Pressure Recovery for different Area Ratios and AoAs

Fig. 10은 100%, 38%, 4%일 때 공기흡입구 주변의 유동을 슈리렌 장치(Schlieren system)를 이용하여 가시화한 것이다. 100%, 38%일 때는 Fig. 5, Fig. 6의 실험결과에도 나타났듯이 내부압력변화가 거의 없으므로 흡입구 주변의 충격파 구조도 거의 유사하게 나타남을 알 수 있다. 4%일 때, Centerbody형에서는 수직충격파가 cowl lip 전방까지 밀려나온 것을 볼 수 있으나 Pitot 형에서는 이러한 이탈 충격파를 관찰할 수 없었다.

#### 4. 수치해석

Centerbody형과 Pitot형 램제트탄에서 받음각  $0^{\circ}$ 인 경우에 대해 유동해석을 수행하였다. 유동은 정상상태 3차원 및 2차원 압축성 유동으로 난류모델을 적용하였다. Centerbody형의 유동장

은 축대칭구조이므로 상부 1/4만을 해석대상으로 고려하여 3차원 유동장 계산, Pitot 형은 wedge형으로 2차원으로 가정하여 계산을 수행하였다.

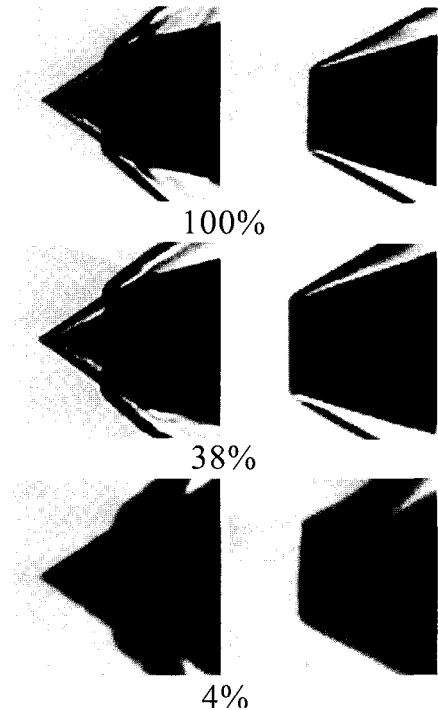


Fig. 10 Schlieren Photography of SFRJ inlet at Mach number 3.0

그러므로 Unstart Condition을 고려한다면 6~7%의 배압조건 일때 초임계(supercritical)상태가 유지됨을 알 수 있다. Fig.5의 실험결과에서 나타난 바와 같이 100%~38% 일 때는 배압이 변화해도 압력분포는 큰 변화가 나타나지 않았는데 수치해도 동일한 결과를 나타냈다. Fig. 11은 4%, 8%, 38% 일 때 실험결과와 수치해의 결과를 비교한 것이며, 실험데이터와 비교적 정확히 일치함을 볼 수 있다.

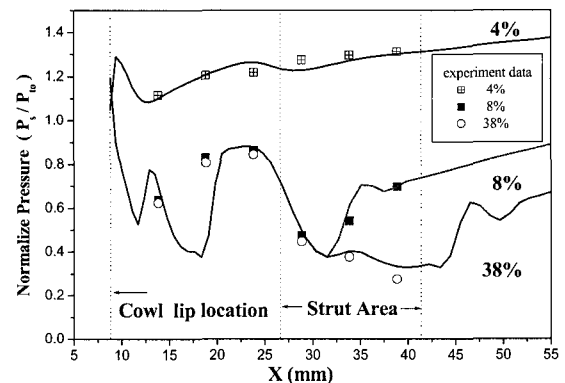


Fig. 11 Comparison of computed and measured static pressure distribution(centerbody type)

Fig. 12는 Pitot형에 대한 수치해석 결과 및 실험데이터와의 비교 그래프이다. Pitot형에서는 배압변화에 따라 cowl벽면에서의

급격한 압력변동은 없었으며 완만한 기울기로 변했다. 실험결과와 비교해보면 낮은 배압에서는 잘 일치했으나 배압이 높아질수록 실험치와 오차가 커졌다. 이것은 유동마개로 배압을 조절할 때 모형탄의 스케일문제로 4%~6%에서는 정확한 배압조절에 한계가 있어 수치해와의 오차가 커졌다고 생각된다. 이 부분은 실험장치를 보완하여 추가적인 실험을 통해 검증하고자 한다.

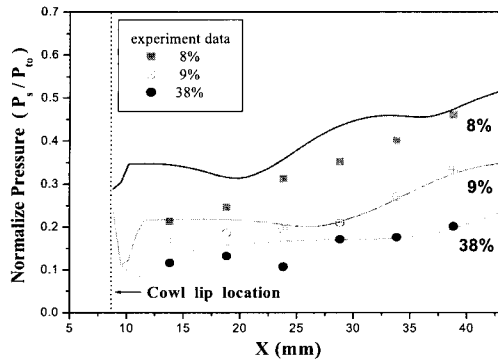


Fig. 12 Comparison of computed and measured static pressure distribution(pitot type)

Fig. 13은 배압변화에 따른 Centerbody형 흡입구 내부의 압력윤곽선 및 Pitot형에 대한 압력 윤곽선이다. 먼저 Centerbody형에서 보면 Strut 전면에서 15.5 kg/cm<sup>2</sup> 정도의 높은 압력의 형성되는 것으로 나타났다. 100%~6% 일 때 Cowl 선단으로부터 시작된 경사충격파가 2-3개의 반사파로 strut 방향으로 전파됨을 볼 수 있고 이러한 반사파의 영향은 Fig. 11에 나타난 바와 같이 일련의 압력 상승으로 나타난다. 또한 Pitot형의 경우는 Cowl에서 발생한 경사충격파가 중심선에서 교차되어 초음속 노즐의 플랩과 같은 모양의 연속적인 충격파 교차가 형성됨을 알 수 있다. 이와 같이 연속적인 충격파가 배압 4%일 때는 cowl 입구까지 밀려나와 강한 수직충격파로 나타나고 있다.

## 5. 결론

초음속 유동장치를 이용한 Centerbody형과 Pitot형 흡입구의 램 제트탄에 대한 공기역학적 특성연구를 통해 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. Centerbody형은 6~7%의 배압조건에서 초임계(supercritical)상태가 유지되었다.
2. 받음각 4° 조건에서 받음각 상부보다는 하부에서 높은 압력이 형성되었으며 Center body 형은 받음각에 민감한 변화를 보이는 반면 Pitot 형상은 크게 영향을 받지 않았다.
3. 마하수 3에서 Center body 형이 Pitot 형보다 약 2배 높은 전압력회복률을 나타냈다.
4. Cowl 벽면에서 측정된 압력 분포와 수치해석 결과는 비교적 잘 일치하였다.

## 참고문헌

[1] R. Monig and M. Moll, "Ramjet Propulsion for Advanced Projectiles", AGARD Conference Proceedings 526: Airbreathing Propulsion for Missiles and Projectiles, AGARD-CP-526. 1992  
 [2] Jerome T. Kegelman, Robert C. Nelson, and Thomas J. Mueller,

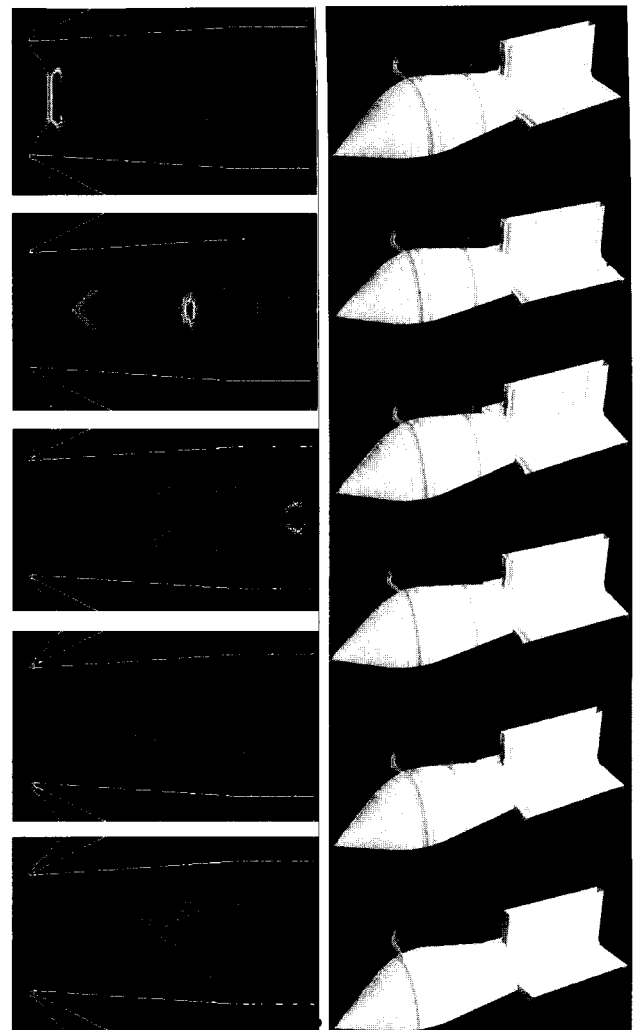


Fig. 13 Pressure contour of centerbody type & pitot type

"The Boundary Layer on an Axisymmetric Body With and Without Spin" AIAA-VOL 21, NO 11, November 1983  
 [3] J.J. Mahoney, Inlet for Supersonic Missiles, AIAA Education Series, 1991  
 [4] A. L. Holzman and R. O. Maclaren, "Application of Solid Fuel Ramjet Projectile Launched at Mach Number 4.3 from a Rifled Gun" United Technologies, Contract No DAAK10-79-C-0269  
 [5] Ronald G. Veraar and Pictor J. M. Elands, "Design study of a Ramjet projectile with a frangible penetrator", ISOB south africa, March 1998  
 [6] R. G. Veraar, "Ramjet Applications of the solid fuel combustion chamber", Prins maurits laboratory TNO. 7 1991  
 [7] K. Andersson, "A simplified method to estimate the dimensions of solid fuel ramjet motors for projectiles, National Defence Research Establishment(FOA), November 1999  
 [8] Mr. Peter Wimmerstrom, Mr. Yngve Nilsson and Dr. Nils-Erik Gunnars, "Initial study of a 40 mm SFRJ Projectile, National Defence Research Establishment(FOA), September 1993  
 [9] 김윤근, 김경무, "램 제트 추진기관 기술 및 발전동향", 한국 추진공학회지, 제 23권, 제5호 1995  
 [10] 김창기, 황준식, "탄속 증대를 위한 RAMJET 운동에너지탄의 성능평가", 국방기술연구, 1996