

研究論文

서로 다른 램제트 흡입구에 따른 공기역학적 특성 연구

박순종* · 박종호**†

The Study of Aerodynamic Characteristics of Ram-jet with Different Intake

Soonjong Park* · Jongho Park**†

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 (center-body & pitot type) in SFRJ. Diffuser static pressure & combustion chamber pressure was tested and the AoA was changed 0° and 4° 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. Under mach 3.0, the center-body showed twice higher total pressure recovering ratio than the pitot type. A Computational fluid dynamic solution is applied internal flow of inlet and the solutions are compared with experimental results.

초 록

고체연료 램제트 추진의 경우 간단한 구조에 비해 높은 성능과 추진력을 얻을 수 있는 매력적인 추진기관이다. 본 연구의 목적은 두가지 유형의(스파이크 & 피토) 흡입구에 대한 공기역학적 특성을 파악함에 있다. 마하수 3.0의 실험조건에서 연소실의 압력과 0° 와 4° 의 받음각의 변화에 따라 흡입구 벽면의 압력값을 측정하였다. 본 연구는 초음속 유동장치와 쉐리렌 시스템을 이용하여 수행되었으며 동일 실험조건에서 스파이크 형이 피토 형보다 약 2배 높은 전압력 회복율을 나타내었다. 전산유체 해석을 통하여 흡입구 내부흐름을 실험결과 값과 비교 분석하였다.

Key Words: AoA(받음각), Inlet(공기흡입구), Solid Fuel Ram-Jet(SFRJ - 고체연료램젯)

1. 서 론

접수일 2010. 6. 17, 수정완료일 2010. 10. 9, 게재확정일 2010. 10. 14

* 정회원, 충남대학교 기계공학과

** 종신회원, 충남대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: jhpark@cnu.ac.kr

램제트 엔진은 복잡한 터빈이나 압축기가 필요 없으므로 간단한 구조이며 제작비용이 저렴

하고 높은 중량대 추력비를 얻을 수 있는 장점이 있다. 1949년 Rene Leduc 등이 램제트 엔진의 비행을 통하여 기술적으로 실증하였으며 현재에 이르기까지 군사적 응용과 더불어 민간용으로는 차세대 초음속/극초음속 항공기의 엔진으로의 적용을 목표로 활발한 연구가 진행되고 있다.[1]

램제트 추진기관은 비행중에 공기를 산화제로 사용하기 때문에 압축기 및 산화제 자체의 질량을 줄일 수 있으므로 상대적으로 높은 비추력(1000~2000 sec)을 갖고 있어 기존의 로켓 엔진에 비해 4~5배의 성능을 낼 수 있으며, 초음속 장거리 비행에 적합하다.[2]

램제트 추진기관에서 엔진의 성능을 크게 좌우하는 것 중의 하나가 공기흡입구 설계이다. 램제트 공기흡입구 설계 시 정체압력 손실을 최소화 하면서도 흡입유량을 최대화하도록 설계하여야 하며 연소실로 유입되는 유동의 속도분포를 일정하게 유지시키는 것이 관건이다. 따라서 공기흡입구의 성능을 향상시키기 위해서는 전압력 손실을 감소시키고 수직충격파, 연소실 내부유동, 연소실 압력의 이상적인 상호작용을 고려해야만 한다.[3]

본 연구는 램제트 추진기관을 이용한 공기흡입구의 적용으로 근본적인 비교를 위해 두 가지 형식으로 설계되었다. center-body형의 장점은 전방부위와 후방부위간의 압력차를 추진에 이용한다는 점과 탄두 자체가 Pre-Penetrator로서의 기능을 가지므로 장갑관통력을 향상시키는 특징이 있다. 흡입구내의 충격파의 위치는 주어진 비행조건에서 연소실 압력에 의해 결정되므로 초기 점화시 연소실 압력의 급격한 증가로 공기흡입구가 아임계조건(subcritical condition)으로 가면서 램제트 모터가 시동이 되지 않는 조건(Unstart Condition)이 될 수 있기 때문에 흡입구 효율의 감소를 감수하더라도 초임계 조건(Supercritical condition)에서 작동될 수 있도록 여유를 주어야 한다.[4]

따라서 두가지 형태의 램제트 공기흡입구를 제작하여 Cowl 벽면의 압력분포와 공기역학적

특성을 쉐리덴 이미지 등을 이용하여 분석하였으며 실험결과의 보충 및 비교검증을 위해 상용 유동해석 소프트웨어인 Fluent 6.2을 사용하여 내부의 유동특성을 규명하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험모델

본 연구에서 두 가지 종류의 공기흡입구에 대해 실험을 수행하였는데 원뿔형의 center-body형과 center-body가 없는 Pitot형이 되겠다. 두 모델 모두 마하수 3.0으로 설계되었고 center-body형은 경사 충격파가 Cowl lip에, 수직 충격파가 목(throat)에서 형성되는 임계조건을 가정하여 각각 1개의 경사충격파와 수직충격파가 생성되도록 하였다. Pitot형은 입구에 1개의 수직충격파만 형성되도록 설계하였다.

Table 1 및 Fig. 1에서는 실험에 사용된 램제트탄의 설계조건과 압력 측정부 및 배압조정매개를 보여주고 있다. 공기흡입구 내부의 정압은 Cowl 벽면을 따라 대칭으로 6점(총 12점)에서 측정하였으며 연소실 내부의 전압 및 정압을 측

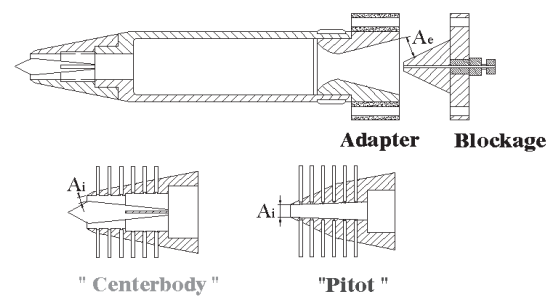


Fig. 1 Schematic diagram of ram-jet projectile

Table 1. Design factors of two type of air inlet

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

정하였다. 이때 보다 근사적이며 정확한 실험을 위해 탄의 노즐 출구에 단면적을 변화시켜 연소실 압력변화를 실제조건과 같도록 모사할 수 있는 Adapter를 제작하여 장착한 후 앞뒤로 이동이 가능한 유동마개(Blockage)를 제작하여 설치하였다.

2.2 초음속유동시험장치

본 연구에서 사용된 초음속 유동 시험장치는 순간적으로 일정한 압력의 유동을 분출시키는 장치로 공기를 가압하는 압축기는 최대압 350 kg_f/cm², 작동압력 200 kg_f/cm², 송출량은 475 l/min이며 압축방식은 왕복형이다. 고압으로 압축된 공기가 팽창 및 응축되어 생성되는 미세한 수분입자를 제거하기위해 흡착식 건조기와 비교적 큰 수분입자를 제거하는 냉동식 건조기, 그리고 가압된 공기를 모아주는 매니폴더와 공기를 저장하는 레저버로 구성된다. 저장용기의 경우 총용량 1170 l로 허용압력 120 kg_f/cm²인 68 l의 고압용기 16개와 허용압력 200 kg_f/cm²인 76 l의 탱크로 구성되어 있다. 고압으로 저장된 공기를 일정한 유량으로 조절해주는 컨트롤 밸브와 실험모델로 초음속 유동을 분사하는 챔버(길이 331mm, 내경 106mm)와 노즐이 있으며 시험에 사용된 모델을 고정하기위한 모델 장착부가 있다. 마지막으로 모든 시험을 제어하는 패널과 모델에서 발생하는 압력과 온도등을 측정할 수 있는 계측장비로 형성된다.

마하수 3.0의 초음속 유동을 모사할 수 있는 시험에 사용된 노즐은 목직경 23.8mm, 출구 직경 46.25mm이며 유입각은 60°로 설계하여 노즐로 유입되는 공기의 균일성을 확보하고, 충격파 및 유동 박리가 형성되지 않도록 하였다.

노즐 출구 앞에 연구모델의 지지를 위해 Fig. 2와 같이 노즐 반경방향으로 이송이 가능하도록 원형의 지지대가 설치되어 있으며 AoA(Angle of Attack)를 측정하기 위해 각도를 조절할 수 있는 홈이 파여져 있다. 시험모델의 Cowl벽면에서 취득된 압력은 Pressure Scanner(Pressure System 社)를 통하여 컴퓨터에 저장된다.

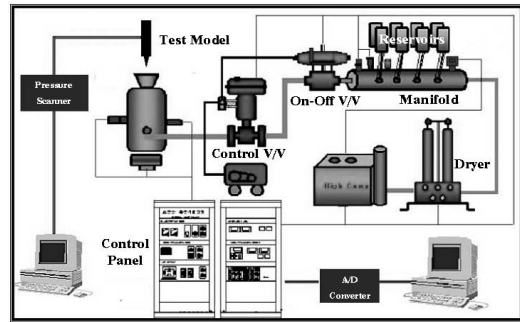


Fig. 2 Experimental apparatus

250~750 psi까지 측정할 수 있으며 최대 16개의 채널로 분당 6000개의 압력 Data를 동시에 취득할 수 있으며 LAN Card를 통해 PC로 저장된다. 흡입구 선단부의 유동간섭의 가시화는 쉐리렌장치(Schlieren system)를 이용하였으며, 디지털카메라를 사용하여 이미지를 얻었다.

2.3 시험조건

시험조건인 마하수 3.0 인 초음속 유동을 모사하기 위하여 고압압축기를 이용하여 100 kg_f/cm²로 압축된 공기를 저장한 후, 유량조절 밸브를 통하여 챔버 내부에 약 50 kg_f/cm²의 정체유동이 유지되도록 조절하였다. 실질적인 데이터 분석을 위한 취득 시간의 약 5초간의 분사과정에서 약 1초간의 압력의 상승구간을 지나서 일정하게 유지되는 조건에서 수행되었다. 이때 측정된 챔버 내부의 압력 변화는 2~3초 동안 안정적인 시험시간이 유지됨을 확인하였으며 모든 시험의 경우 총 8~9초간의 시험시간으로 수행되었다.

이와 같이 실험을 통해 측정된 공기흡입구 유동단면적(A_i)과 배기노즐 출구 단면적(A_e)비를 설계된 도면의 측정을 통해 백분율로 계산하였

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

유동면적비(A _e /A _i) %	4	6	8	9	38	70	100	
연소실 정압	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

으며 유동면적비에 따른 반복실험을 통해 도출된 연소실 정압을 Table 2에 나타내었다.

3. 실험결과

3.1 배압의 영향

Mach 3.0의 유동조건에서 Table 2의 유동면적비로 연소실에 형성되는 배압을 변화시켜가며 축방향으로 Cowl 벽면의 압력변화를 관찰하였다. Fig. 3은 center-body형과 Pitot형 Cowl 벽면 정압분포이다. 그래프에서 X축은 center-body형의 꼭지점을 기준으로 Cowl 벽면을 따라 축방향으로의 거리를 나타내며 Y축은 자유류 전압(P_{∞})에 대한 벽면에서 측정된 정압(P)비를 무차원화로 나타냈다.

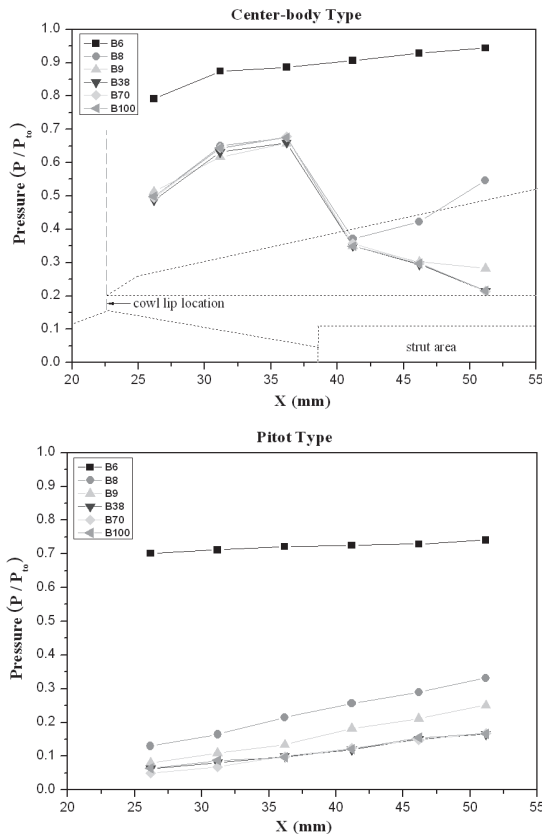


Fig. 3 Static pressure distribution at cowl internal surface(Axial direction)

Center-body 형의 정압 분포를 살펴보면 100%~38%에서는 압력변화가 없었으며 9%일 때 연소실 입구 부근의 압력이 서서히 상승하여 6%일 때는 흡입구 내부에 거의 균일한 고압이 형성됨을 알 수 있으며 center-body 형은 배압조건이 9%($9.4\text{kg}_f/\text{cm}^2$)일 때 연소실에서 Strut 부로 수직충격파가 형성되며, 배압이 높아짐에 따라 Cowl 쪽으로 밀려나와 수직충격파 뒤쪽에 높은 압력이 형성됨을 알 수 있었다. 이는 본 시험에 사용된 center-body형 모델의 경우 spike를 지지하고 있는 strut의 스케일에 따른 영향으로 사료되며 그 영향을 쉽게 파악하기 위해 그래프에 spike와 strut의 위치를 도시하였다. Pitot형의 경우 100%~38%까지는 확연한 압력변화가 없었으며 8%부터 서서히 변화를 보이기 시작하여 6%일 때는 center-body 형과 비슷한 수준의 고압이 형성됨을 볼 수 있다.

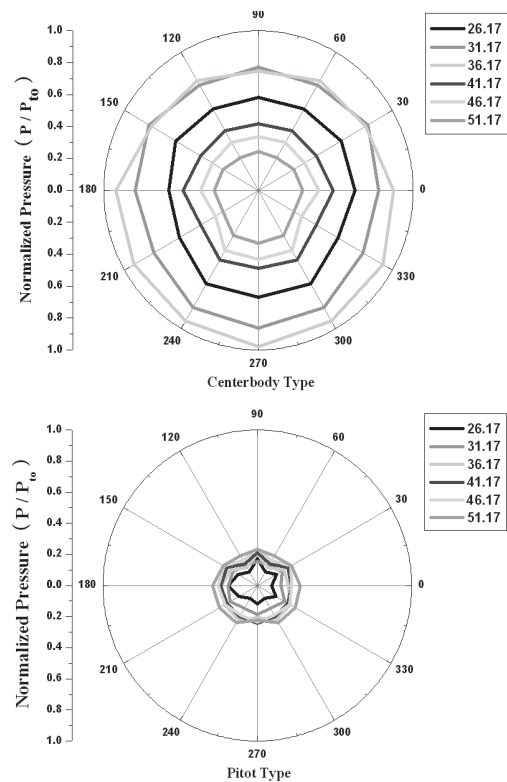


Fig. 4 Static pressure distribution at cowl internal surface ($A_0/A_r=38\%$, $AoA 4^\circ$)

각 흡입구 모델에서 유동면적비가 38%, 받음각(AoA)이 4°인 조건일 경우 X축을 따라 Cowli 벽면의 원주방향의 정압분포를 Fig. 4에 나타내었다. Pitot 형은 형상의 단순함으로 설계 및 제작의 용이성이 있지만 높은 마하수의 압력성능은 상당히 낮음을 알 수 있다. Center-body형에서 Strut 부의 급격한 압력저하는 공기유동방향에 대해 직각단면으로 설계된 Strut 형상 및 크기 그리고 Strut 사이의 유로 단면적과 밀접한 관련이 있다고 생각되며 이 부분은 수치해석을 이용하여 분석하였다. 받음각이 있을 때 하부(180°~0°)의 압력상승을 확인할 수 있으나 Pitot 형상에서는 뚜렷한 변화가 없었다.

실질적으로 측정된 구간은 30°도 간격으로 0°~30°~60°~90°로 총 4방향을 측정하였으며 모든 시험에서 180° 수직 방향의 동일 위치에서 반복 측정되었다. 유동면적비 8-9-38-70-100%에

따른 전압력 회복율을 Fig. 5에 나타낸 것으로 측정 위치의 경우 배압비를 조정하는 블록케이지와 모델의 연소실 중앙에 위치하고 있다. center-body 형은 40%~100% 사이에서 받음각 영향이 크게 나타났고 Pitot 형은 거의 변화가 없음을 알 수 있다. Fig. 6은 100%, 38%, 6%일 때 공기흡입구 주변의 유동을 쉐리렌 장치를 이용하여 가시화한 것이다. 100%와 38%일 때는 Fig. 3의 실험결과에도 알 수 있듯이 내부압력변화가 거의 없으므로 흡입구 주변의 충격파 구조도 거의 유사하게 나타남을 알 수 있으며 8%일 때, center-body 형에서는 수직충격파가 cowl lip 전방까지 밀려나온 것을 볼 수 있으나 Pitot 형에서는 이러한 이탈 충격파를 관찰할 수 없었다.

4. 수치해석

Center-body형과 Pitot형 램제트 흡입구에서 받음각 0°인 경우에 대해 수치해석을 수행하였다. 유동해석에 사용한 프로그램은 상용유동 해

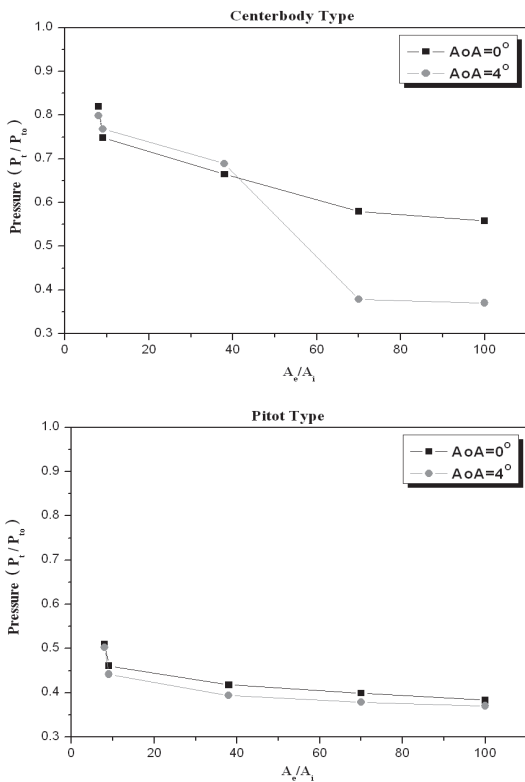


Fig. 5 Total Pressure Recovery for different Area Ratios and AoAs

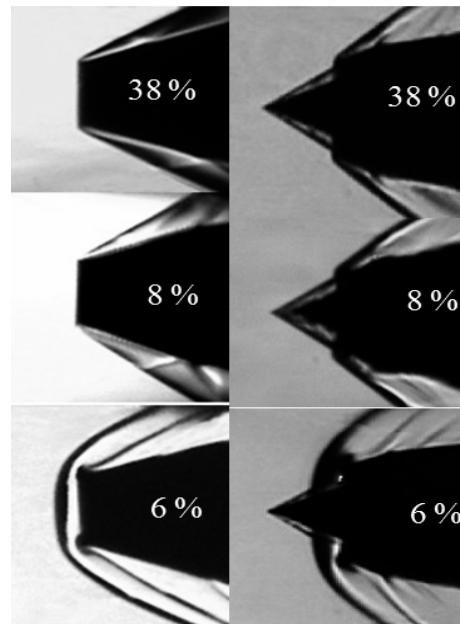


Fig. 6 Schlieren Photography of Mach number 3.0

석 프로그램인 Fluent 6.2를 사용하였으며 격자 생성은 Gambit 2.0을 이용하였으며 center-body 형은 약 86850개, (b)Pitot형은 10500개의 셀로 구성되었다. 사용된 격자의 경우 Fig. 7에 첨부하였으며 계산영역의 기하학적 형상은 시험모델과 동일하다.

Center-body형의 공기흡입구에서는 실험에서 압력이 측정되는 위치에 격자를 밀집시켰으며 strut의 존재에 따른 유동장의 압력변화와 영향을 알아보기 위하여 반복적인 해석을 수행하였다. 정상상태 3차원 및 2차원 압축성 유동으로 K-ε 난류모델을 사용하여 점성유동으로 해석하였다. center-body 형의 유동장은 축대칭구조이므로 계산시간 및 메모리 단축을 위해 상부 1/4만을 해석대상으로 고려하여 3차원 유동장 계산, Pitot 형은 wedge형은 Strut의 영향이 없으므로 축대칭으로 해석을 수행하였다.

Center-body형에서 배압변화에 따른 Cowl 축방향의 정압 분포를 Fig. 8에 나타내었다. 배압

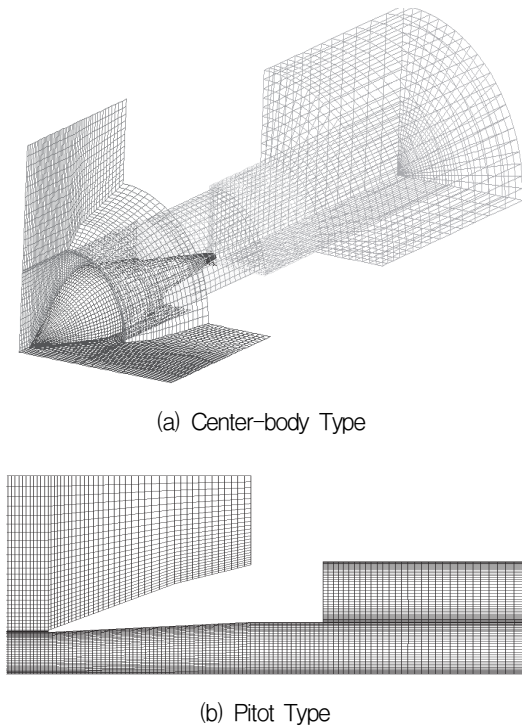


Fig. 7 Computational grid systems for intake

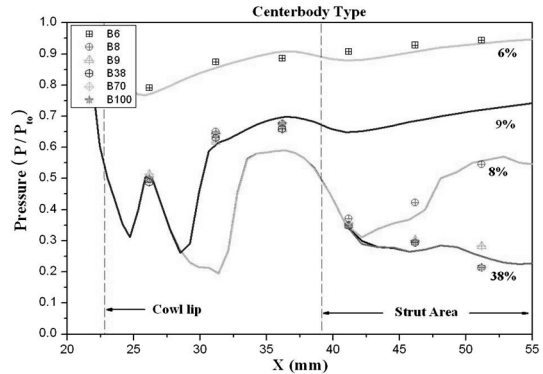


Fig. 8 Comparison of computed and measured static pressure distribution(centerbody type)

비가 100% 일 경우 Strut 후방에 위치해 있던 수직충격파가 배압이 증가할수록 점점 cowl lip 부분으로 밀려나가는 것을 알 수 있다. 6%일 때는 수직 충격파가 cowl 외부로 약간 밀려나간 아임계(subcritical) 상태이다.

그러므로 Unstart Condition을 고려한다면 6~7%의 배압조건일 경우 초임계(supercritical)상태가 유지됨을 알 수 있다. Fig. 3의 실험결과에서 나타난 바와 같이 100%~38% 일 때는 배압이 변화해도 압력분포는 큰 변화가 나타나지 않았는데 수치해도 동일한 경향의 결과를 보여주고 있다. Fig. 8은 6%-8%-9%-38%-70%-100%의 경우에서 center-body 형에 대한 실험결과와 수치해의 결과를 비교한 것이며, 실험데이터와 비교적 정확히 일치함을 볼 수 있다. Pitot형에 대한 수치해석 결과 및 실험데이터와의 비교 그래프를 Fig. 9에 도시하였다. Pitot형에서는 배압변화에 따라 cowl벽면에서의 급격한 압력변동은 없었으며 완만한 기울기로 변하고 실험결과와 비교한 그래프를 보면 낮은 배압에서는 잘 일치했으나 배압이 높아질수록 실험치와 오차가 있으나 이것은 배압조건에 따른 문제로 보여지며 전체적인 경향은 해석과 동일하였다.

Pitot 형에 대한 압력 분포도를 Fig. 10에서 보여주고 있다. Cowl에서 발생한 경사충격파가 중심선에서 교차되어 초음속 노즐의 풀림과 같은 모양의 연속적인 충격파 교차가 형성됨을 알 수

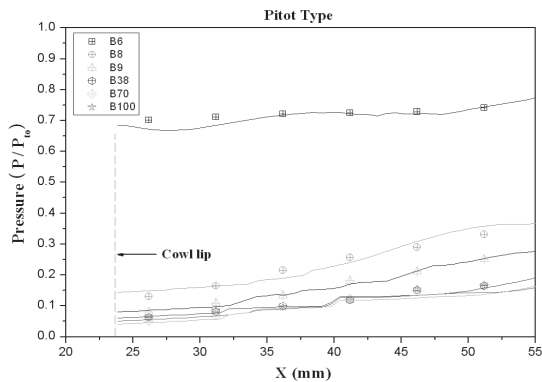


Fig. 9 Comparison of computed and measured static pressure distribution(pitot type)

있다. 이와 같이 연속적인 충격파가 배압 6%일 때는 cowl 입구까지 밀려나와 강한 수직충격파로 나타나고 있다.

배압변화에 따른 center-body형 흡입구 내부의 압력윤곽선 중에서 가장 특징적인 38%, 8%, 6% 일 때의 압력분포를 Fig. 11에 나타내었다. Cowl 선단으로부터 시작된 경사충격파가 2-3개의 반사파로 strut 방향으로 전파됨을 볼 수 있고 Strut 전면에서 $15.2 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 정도의 압력이 형성되는 것으로 나타났다. 배압비 38% 에서부터 흡입구 쪽으로 압력이 밀려나오기 시작하여 6% 일 때 흡입구 밖으로 완전히 밀려나오는 현상을

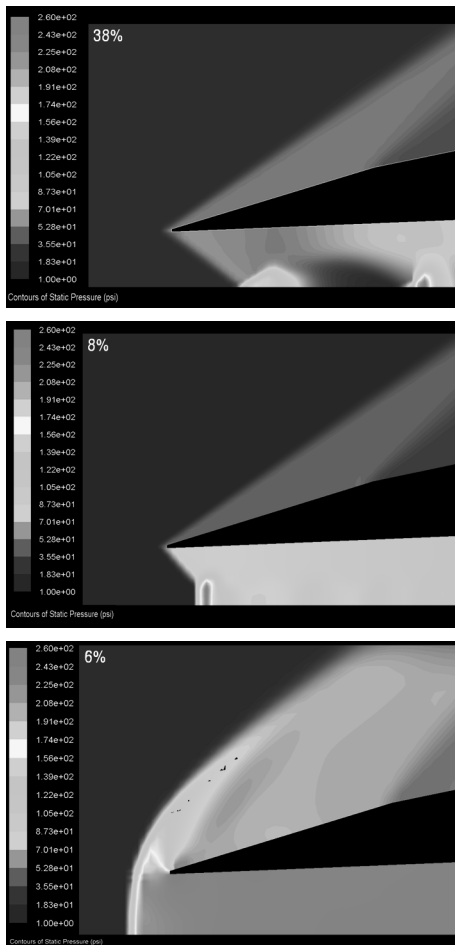


Fig. 10 Pressure contour of pitot type

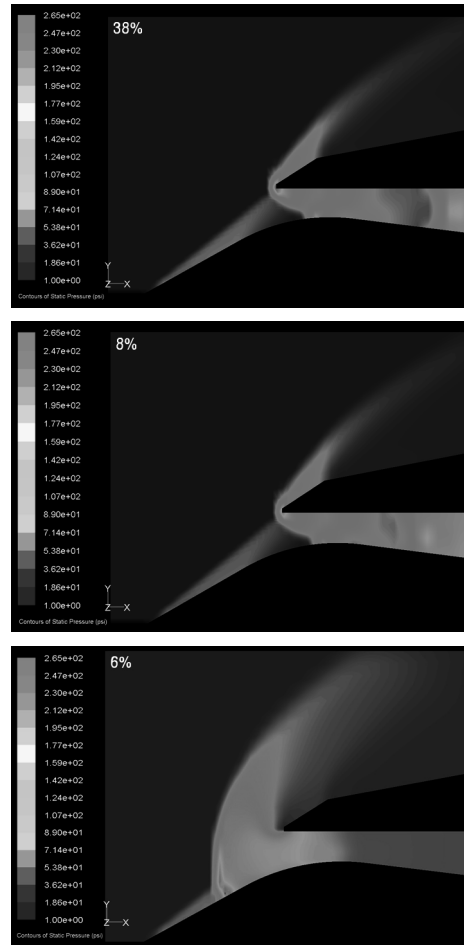


Fig. 11 Pressure contour of center-body type

보여주었다. 이는 실험에서 취득된 Data 값과도 유사하였으며 전체적으로 모든 시험에서의 경향과 일치함을 알 수 있었다.

5. 결 론

초음속 유동장치를 이용하여 마하수 3.0으로 제작된 램제트 공기흡입구의 형상 변화에 따른 정압분포 및 유동특성을 실험과 수치해석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. Center-body형은 6~7%의 유동면적비에서 초임계(supercritical)상태가 유지되었다.
2. 받음각 4°조건에서 받음각 상부보다는 하부에서 높은 압력이 형성되고 center-body형은 받음각에 따라 변화를 보이는 반면 Pitot 형상은 영향을 받지 않았다.
3. 두가지 형태 모두 38~100% 까지 초임계 상태의 배압이 형성되지 않았으며 6%~38% 사이에서 변화가 있음을 알 수 있었다.
4. 마하수 3에서 center-body 형이 Pitot 형보다 전압력 회복율을 좋음을 알 수 있었다.
5. 수치해석 결과를 바탕으로 center-body형에서 Strut의 벽면에 $15.2 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 압력이 형성됨에 따라 지지하는 Strut의 수량과 형상에 단면적의 영향이 있음을 알 수 있었다. 따라서 Strut의 최적설계가 필요하다.
6. 보이지 않는 공기흡입구 내부의 충격파의 형상 및 위치는 수치해석 결과를 통해 알 수 있었으며 CowI 벽면에서의 측정된 압력 분포와 비교하여 일치함을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 김윤곤, 김경무, "램제트 추진기관 기술 및 발전 동향," 한국추진공학회 제4회 학술강연

- 회 논문집, 1995, pp.43-55
2. Philip G Hill, and Carl R Peterson, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion," Addison-Wesley, New York, 1992
3. R. Monig and M. Moll, "Ramjet Propulsion for Advance Projectiles," AGARD Conference Proceedings 526 Airbreathing Propulsion for Missiles and Projectiles, AGARD-CP-526, 1992
4. J. T. Kegelman, R. C. Nelson, and T. J. Mueller, "The Boundary Layer on an Axisymmetric Body With and Without Spin," AIAA, Vol. 21, No. 11, 1983, pp.1485-1491
5. John J. Mahoney, "Inlet for Supersonic Missiles," AIAA Education Series, 1991
6. A. L. Holzman and R. O. Maclaren, "Application of Solid Fuel Ramjet Projectile Launched at Mach Number 4.3 form a Rifled Gun," United Technologies, Contract No DAAK 10-79-C-0269
7. Ronald G. Veraar and Pictor J. M. Elands, "Design study of a Ramjet projectile with a frangible penetrator," ISOB south africa, 1998
8. R. G. Veraar, "Ramjet Applications of the solid fuel combustion chamber," TNO Prins Maurits Laboratory, 1991
9. K. Andersson, "A simplified method to estimate the dimension of solid fuel ramjet motors for projectiles," National Defence Research Establishment(FOA), 1999
10. Peter Wimmerstrom, Yngve Nilsson and Nils-Erik Gunnars, "Initial study of a 40mm SFRJ Projectile" National Defence Research Establishment(FOA), 1993