

# 마하4 초음속 공기 흡입구 유동 특성에 관한 실험적 연구

이형진\* · 정인석\*\* · Shigeru Aso\*\*\*

## Experimental Study on the Supersonic Air Intake at Mach 4

Hyoung-Jin Lee\* · In-Seuck Jeung\*\* · Shigeru Aso\*\*\*

### ABSTRACT

Ramjet engine have been usually operated on Mach 1.5~3 as the vehicle of supersonic cruising engine and studied about the higher performance above Mach 4. The research of Dual mode Scramjet engine which have dual operating mode of ramjet/Scramjet are in progress actively nowadays. This paper suggests the effect the flow characteristics and the effects of back pressure, angle of attack, angle of yaw on the supersonic air intake on mach 4 through the Schlieren/Oil flow visualization, and pressure measurement on experimental model.

### 초 록

초음속 순항 추진기관인 램제트 추진기관은 1.5~3 정도의 비행마하수를 가지는 비행체에 적용되어 왔고, 마하수 4 이상의 고성능 램제트 추진기관에 대한 연구도 다수 이루어져 왔다. 현재는 극 초음속 비행을 위한 램제트-스크램제트 엔진의 작동모드를 가지는 듀얼모드 스크램제트 엔진개발 연구가 활발히 이루어지고 있다. 본 연구에서는 고성능 램제트와 듀얼모드 스크램제트 엔진에 필요한 마하 4에서의 공기흡입구 유동에 대한 연구로서 배압, 받음각, 요각의 변화에 따른 초음속 흡입구에서의 유동 특성을 Schlieren 가시화, Oil 가시화, 압력 측정 등을 통해 파악하였다.

Key Words: Ramjet, Supersonic Air Intake,

### 1. 서 론

초음속 공기 흡입구는 초음속 유동의 공기를 감속/압축시켜 아음속으로 엔진에 공급하는 역

할을 한다. 추진 시스템이 높은 효율을 얻기 위해서는 가능한 작은 전압력 손실을 통해 공기를 감속시키는 것이 필수적이다.

공기흡입부에서 수직충격파의 위치는 연소실의 압력이 낮을 때는 수직충격파가 연소실 가까이 있어 전압력 회복률은 낮지만, 공기흡입부 선단의 충격파에는 영향을 주지 않기 때문에 유량에는 변화가 없다. 연소실의 압력이 높아지면

\* 서울대학교 기계항공공학부  
\*\* 서울대학교 기계항공공학부  
\*\*\* 규슈대학교 항공우주공학과, 일본  
연락지자, E-mail: aaplus1@snu.ac.kr

아음속 확산부의 수직 충격파는 점점 공기흡입부 선단으로 접근하다가, 초음속 확산부를 벗어나게 되고 유입 유동은 모두 아음속으로 변환 상태에서 공기흡입부로 들어오게 되어 유량은 감소하고 저항은 증가하게 된다. 따라서 연소실의 압력이 유량과 전압력 회복률에 매우 큰 영향을 미친다. 또한 실제의 비행에 있어서 비행 마하수는 대기조건 변화나 비행체의 기동 등에 의해 일정하게 유지 될 수 없으므로 연소실 내의 연소조건 변화뿐 아니라 받음각, 요각의 변화 등 외부 비행 조건에 따른 변화도 피할 수 없다. 이렇듯 연소실 압력, 외부 유동 마하수, 받음각, 요각 등의 변화에 따라 흡입구의 외부 충격과 형상 및 전압력 회복률이 달라져 흡입구의 성능이 달라지며, 공기흡입구의 형태에 따라서도 다른 결과를 보인다. 따라서 램제트 엔진의 흡입구 유형은 용도 및 요구조건에 따라 결정되어야 한다[1, 2].

Figure 1은 램제트 추진기관의 운용고도와 비행 한계를 비행 마하수에 관한 관계로 나타낸 것으로 보통 램제트 추진기관은 비행 마하수 1.5~3에서 운용되지만 스크램제트 엔진으로는 운용 불가능한 비행 마하수 4의 경우도 그 운용이 가능하다[3]. 최근 활발히 연구되는 램제트/스크램제트 듀얼모드 엔진에 있어서 마하수 4의 비행 영역에서 램제트의 역할은 중요하다. 따라서 본 연구에서는 마하수 4에서의 배압, 받음각, 요각의 변화에 따른 초음속 흡입구에서의 유동

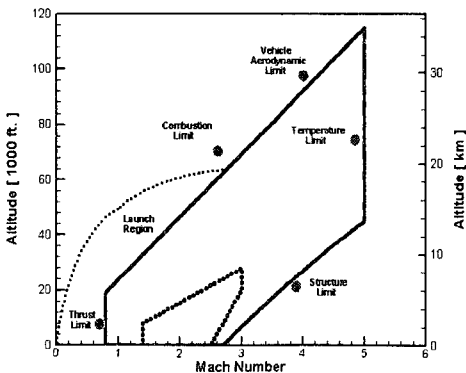


Fig. 1 램제트 추진기관의 마하수에 따른 운용 고도와 비행 한계

특성을 파악하기 위해 Schlieren 가시화, Oil 가시화, 압력 측정 등을 수행하였다.

## 2. 실험 장치 및 실험 모델

### 2.1 실험 장치

본 실험은 일본 규슈대학교 항공우주공학과와 의 불어내기식 초음속 풍동에서 수행되었다. 시험부 단면의 면적은 150mm×150mm이다. 실험 중 전방 Settling Chamber의 전압력은 gauge 압력 14 kgf/cm<sup>2</sup>을 유지하도록 하였고, 시험부의 설계 마하수는 4.0이나, 실제 형성되는 마하수는 3.8이다. 풍동의 초기 시동 시 발생하는 충격파에 의한 하중이 실험 모델에 걸리는 것을 방지하기 위해, 초음속 유동이 완전히 갖추어진 후 모델을 시험부로 올리는 공압식 Shooting 시스템을 사용하였다. 압력 데이터의 취득은 gauge 압력 2~50 kgf/cm<sup>2</sup>의 Straingage방식의 Kyowa 압력 센서를 이용하였다.

### 2.2 실험 모델

실험 모델은 마하수 4.0에 대해 설계되었으며, 배압과 받음각의 변화에 따른 실험에서는 내부 유동에 대한 Schlieren 가시화를 위해 강화유리가 삽입된 Sidewall을 사용하였고, 요각의 변화에 따른 실험에서는 Oil 가시화를 위해 알루미늄으로 제작된 Sidewall을 이용하였다. Fig. 2에 풍동에 장착된 모델을 나타내었다.

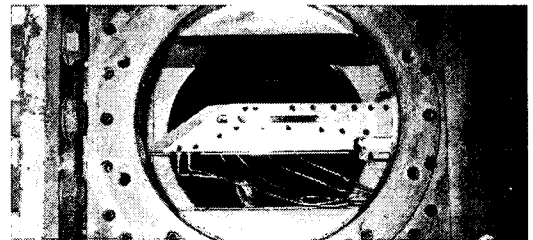


Fig. 2 풍동에 장착된 실험 모델

실험 모델은 2차원형 모델로서, 10°과 13°도의 2단 셰기를 갖는 초음속 확산부, throat, 5°각의

아음속 확산부로 이루어졌다. 모델의 전체 길이는 약 234mm이고 유동이 지나가는 폭은 30mm이다. 모델은 adapter를 통하여 풍동의 Shooting System에 지지된다. 연소실의 압력 변화를 모사하기 위하여 썬기형 blockage adjuster를 제작하여 모델의 후반부에 체결하고, 1mm간격으로 밀어가면서 후방 면적비율을 변화시켰다. 정압력은 두 번째 썬기에 2점, 목에서 1점, 아음속 확산부에서 1점을 측정하도록 하였으며, 전압은 흡입구 중단 후방에서 측정하였다.

### 3. 실험 방법 및 결과

#### 3.1 배압에 따른 유동 특성

Figure 3은 받음각 $0^\circ$ 의 경우, 아음속 확산부 출구에서 면적비율(blockage adjuster 면적/유로 면적)에 대한 Schlieren 가시화 결과이다.



Fig. 3 면적비율에 따른 Schlieren 가시화 (위쪽부터 48%, 51.5%, 55%, 58.4%, 63.4%)

실험 모델이 마하수 4.0에 최적화 되도록 설계되었기 때문에 마하수 3.8에서 수행된 실험에서 흡입구 선단부의 썬기들로부터 발생하는 경사 충격파는 cowl 위쪽에 보인다. cowl로부터 발생하는 충격파와 cowl 안쪽에서 발생한 박리 기포와 그로 인해 발생하는 충격파 및 반사 충격파와 아음속 확산부에서 중단 충격파를 볼 수 있다. 중단 충격파는 면적비율이 높아짐에 따라 높아지는 배압의 영향에 의해서 점차적으로 흡입구 앞쪽으로 이동하고, 면적비율 63.4%에서는 cowl 앞 썬기까지 밀리게 되어 유량의 spillage가 발생하고 최종적으로 unstart 현상으로 천이된 후 초음속 풍동의 질식현상을 유발시켰다. unstart가 되기 직전에 흡입구는 허용 가능한 최대 배압을 가지게 되는데 이 배압이 연소실에서 가질 수 있는 최대 압력이 되는데 Fig. 4의 압력 선도중 '\*\*\*\*'으로 표시하였다.

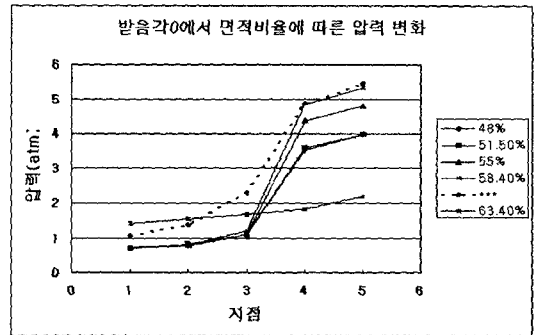


Fig. 4 받음각 $0^\circ$ 에서 각 지점의 압력

지점 1과 2는 두 번째 썬기 시작부분과 끝부분이고, 3은 목 중앙, 4는 아음속 확산부 중앙, 5는 아음속 확산부 끝에서의 전압을 나타내며 이하 압력 결과에서 표시하는 지점은 모두 같다.

Figure 4의 압력 선도로부터 면적비율 58.4%까지는 supercritical 모드로서, 아직 중단 충격파가 cowl까지는 밀려오지 않았음을 알 수 있다. 중단 충격파가 앞으로 밀리면서 전압이 점차적으로 증가하는데 63.4%에서 unstart로 천이되었기 때문에 그 사이의 면적비율에서 critical 모드가 있을 것으로 추정된다. Fig. 4의 '\*\*\*\*'으로 표

시된 최적 압력 선도에서 중단 수직 충격파가 cowl 앞으로 밀려 썰기인 1,2지점에서 압력 증가가 보이며 이때 전압이 최대이며 전압력 회복률은 약 36%정도이다.

### 3.2 받음각 변화에 따른 유동 특성

면적비율 48%에서 받음각  $-2^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ 에 대한 Schlieren 가시화 사진이 Fig. 5에 제시되었다.

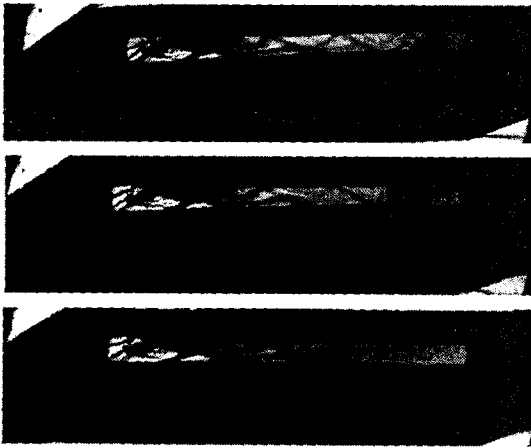


Fig. 5 받음각에 따른 Schlieren 가시화 (면적비율 48%에서 위쪽부터  $-2^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ )

같은 면적비율에서 받음각이 증가함에 따라 중단 수직 충격파도 앞으로 밀려오면서 같은 받음각에 면적비율을 높이는 것과 유사한 결과를 가져왔다.

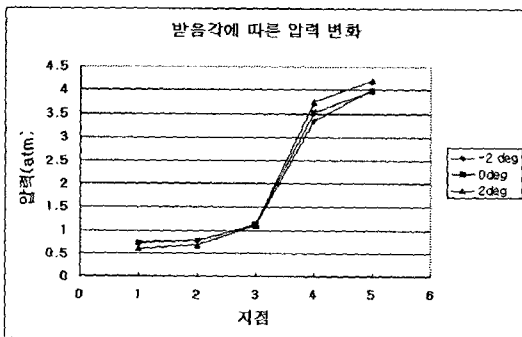


Fig. 6 받음각에 따른 각 지점의 압력 변화 (지점은 Fig. 4와 동일)

받음각이  $-2^\circ$ 인 경우 유입 유동의 썰기의 각이  $10^\circ$ 에서  $12^\circ$ 로 커지므로 더 큰 압축효과를

갖지만 Schlieren 결과로부터 예측할 수 있듯이 전압력은 가장 낮게 측정되었다.

### 3.3 요각 2.5에서 배압에 따른 유동 특성

Figure 7은 요각  $2.5^\circ$ 에서 면적비율에 따른 압력 변화를 나타내었다.

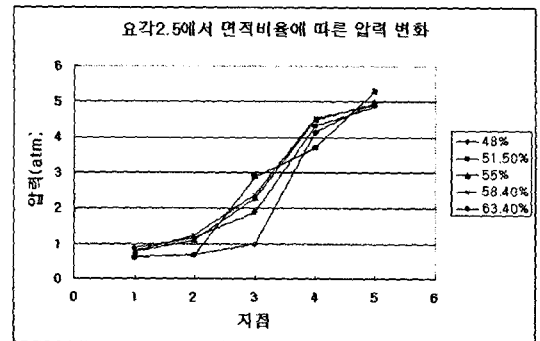
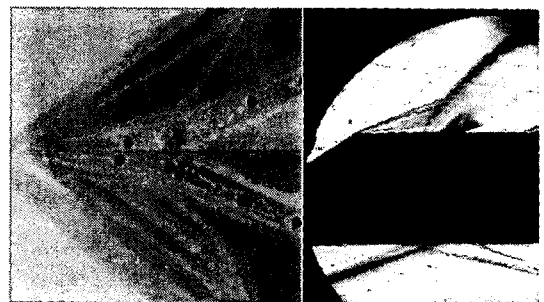


Fig. 7 요각  $2.5^\circ$ 에서 면적비율에 따른 압력 변화 (지점은 Fig. 4와 동일)

실험시 요각은 유동방향에 대해 좌측으로 주었다. 요각  $0^\circ$ 의 경우와 비교하여 썰기에서의 압력이 낮게 측정되었다. 면적비율 48%에서는 supercritical 모드로 목까지 압력 변화가 거의 없으나 51.5%에서 중단 충격파가 목 앞에 있음을 알 수 있다. 55% 면적비율부터 썰기에서의 압력값이 증가하고 전압력은 점차 감소하고 있으며 이런 경향은 63.4%까지 계속되고 있다. 따라서 51.5%와 55% 사이의 면적비율에서 전압력이 최대인 critical 모드가 있을 것으로 추정되며 55%이상에서는 모두 subcritical 모드이다. 실제



(a) 예 가시화 (b) 솔리덴 가시화

Fig. 8 면적비율 58.4%에서의 가시화 보고(요각  $2.5^\circ$ )

Schlieren 가시화와 Oil 가시화를 수행한 결과 58.4%와 63.4%의 면적비율에서 유량의 spillage 를 관찰 할 수 있었다. 결국 이상의 결과로부터, 58.4% 이상에서 critical 모드가 있을 것으로 예상되는 요각 $0^\circ$ 의 결과와 비교하면 요각에 의한 영향도 받음각과 마찬가지로 배압을 올리는 것과 같은 결과를 유발한다고 생각할 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구는 일본 규슈대학교 초음속 풍동에서 이루어진 마하4의 초음속 흡입구에 대한 유동 특성에 관한 것이다. 배압을 변화시키면서 각각의 경우에 대해 Schlieren 가시화, oil을 이용한 표면 유동 가시화가 이루어졌으며, 표면압력 측정이 수행되었다. 이를 통해 각 조건에서의 충격파의 위치와 흡입구에 대한 정성적인 특성을 파악할 수 있었다.

면적비율이 증가함에 따라서, 즉 배압이 증가함에 따라서 종단 충격파가 점차 앞으로 밀려나가는 것을 확인할 수 있었다.

같은 면적비율에서 받음각을  $-2^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ 로 다르게 함으로써 초음속 흡입구에 대한 받음각의 영향을 살펴보았다. 받음각이  $-2^\circ$ 인 경우 유입 유동에 대한 썸머의 각이 커져 더 큰 압축 효과를 가질 수 있으나 받음각  $2^\circ$ 의 경우와 비교해서 전압력이 더 낮음을 알 수 있었다. 즉 2차원형 실험 모델에서 받음각을 크게 하는 것은 배압을 키우는 것과 같은 결과를 가져오며 이는 흡입구가 정상적인 운용모드에서 unstart로 전이되는 배압의 범위가 더 작음을 나타낸다.

요각  $2.5^\circ$ 가 있는 경우, 요각의 영향으로 초기 썸머에서의 압력은 요각이 없는 경우에 비하여 더 낮았으나, 다시 말해서 요각의 영향은 흡입구 선단부에 더 작은 압축 효과를 가져오며 흡입구가 unstart로 가는 배압의 범위도 더 작음

을 나타낸다.

본 연구를 통하여 배압의 실제값 측정이 동시에 이루어지면 초기 압력과 배압의 비에 따른 임계점도 구해낼 수 있다. 이는 곧 연소실에서 가능한 최대 압력을 나타내는 것으로 최대 연소 용량을 결정하는 중요한 의미를 가진다. 또한 실제 마하4에서 운용되는 램제트 엔진에서 받음각과 요각이 있는 기동 특성을 고려한 공기흡입구의 설계에 있어서도 중요한 의미를 갖는다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소에 의해 지원된 연구과제 중의 일부이며 2005년 과기부 국가지정 연구실사업(NRL)과 서울대학교 BK21 기계 분야 사업의 지원으로 진행되었습니다.

#### 참 고 문 헌

1. Webster, F. F., "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review," 78-1108, AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, Nev., 1978
2. Webster, F. F., "Ramjet Development Testing: Which Way is Right?," Journal of Propulsion and Power, Vol. 5, No. 5, 1987, pp. 565-576
3. Dunsworth, L. C. and Reed, G. J., "Ramjet Engine Testing and Simulation Techniques," J. Spacecraft, Vol. 16, No. 6, 1978
4. John J. Mahoney, "Inlets for Supersonic Missiles" AIAA 1990
5. E. L. Goldsmith, J. Seddon, "Practical Intake Aerodynamic Design" AIAA 1993