

# 램젯 엔진의 압력과 섭동에 따른 흡입구 거동 특성 해석

신동신\* · 강호철\*\*

## Characteristics of the inlet with pressure perturbation in the ramjet engine

Dongshin Shin\* · Hochul Kang\*\*

### ABSTRACT

The effect of pressure perturbation in the ramjet engine on the characteristics of the inlet is studied via numerical simulation. The frequency and amplitude of the pressure perturbation are assumed to be 500Hz and 20% of the exit back pressure, respectively. The simulation shows the characteristics of the normal shock in the inlet according to the pressure perturbations. The relation between the captured mass flow rate and downstream pressure perturbation is studied. The mass flow rate decreases when the downstream pressure perturbation starts.

### 초 록

램젯 공기 흡입구에 연소실의 압력과 섭동이 미치는 영향에 대해 살펴보았다. 연소실의 압력과 섭동은 500Hz의 주파수를 가지며, 출구 배압의 20%의 진폭으로 가정하였다. 계산결과는 흡입구 내에서 섭동압력에 의한 수직충격파의 거동의 특성을 보여주었으며, 섭동압력과 목부분의 수직 충격파는 약 180도의 위상차를 가지고 있었다. 이러한 해석 결과로부터 하류 섭동파와 흡입구 유입 유량의 상관 관계를 살펴보았다. 충격파가 카울 앞으로 이동된 상태에서는 아임계상태가 되며, 설계유량보다 작아졌고, 매 주기 하류 섭동이 시작되는 시점에서 급격한 유량 감소를 볼 수 있었다.

### 1. 서 론

램젯 흡입구의 설계점은, 수직충격파가 흡입구 카울 끝단에 걸친 상태가 전압력 손실이 가장 작게 되는 임계(critical) 상태이고 이보다 상류에 수직충격파가 서는 아임계(subcritical) 상태와 하류에 생기는 초임계(supercritical) 상태로

나누어 질 수 있다. 설계점에서 아임계(subcritical) 영역으로 갈수록 공기 유입 단면적이 줄어 연소에 필요한 유량확보가 어렵고 반대로 초임계(supercritical)로 전이되면 전압력 회수율이 낮아져 연소에 필요한 압력비를 얻기가 어렵다. 램젯은 운항 중 다양한 유동조건 즉 속도, 영각, 또한 연소실 배압 등을 경험하므로 각각

\* 홍익대학교 기계시스템디자인공학과(Mechanical System Design Engineering Dept., Hongik University)

\*\* 홍익대학교 대학원(Hongik Graduate School)

의 설계점과 탈설계점에서 의 조건에 따른 성능 분석이 설계에 필요하다. 공기 흡입 엔진의 음향 불안정성은; 연소 과정 중에 발생하는 열 방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파와 상호 작용하여 음향파이 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 이로 인해, 연소실 벽면의 과도한 열전달 및 기계적 진동, 추력 변동을 야기하는 것으로 알려져 있다<sup>(1)</sup>. 특히 램젯 엔진의 램젯 천이 과정 중에 연소실과 입구의 비정상 거동은 연소 불안정을 야기하고 때로는 작동 불능 상태에까지 이를 수 있다. 이는 연소실에 도달한 음향파가 상류로 전파되어 충격파를 교란시키면서 입구 부분 벽면 경계층에 영향을 주고 이로 인한 충격파-경계층 간섭 특성은 경계층을 타고 하류로 전달되어 연소실의 유동장을 교란시킨다. 이 교란된 속도와 압력 섭동은 다시 상류로 전달되는 파를 형성하여 입구 충격파에 영향을 주게된다. 음향 안정성을 평가하는 방법으로는 자발적인 음향 불안정의 발생 여부를 확인하는 방법과 인위적으로 큰 진폭의 교란을 부가하여 영향을 확인하는 방법이 있다. 전자에 해당하는 연구로, Pong-Jeu Lu는<sup>(2)</sup> 출구가 닫혀 있을 때와 출구 압력비 조건에서의 흡입구 충격파의 비정상 거동에 대해서 주기적인 충격파의 위치변동과 이로 인한 유량 변동 및 외부 유동 변화를 살펴보았다. 본 연구에서는 후자의 방법으로 설계 마하수 2.5와 탈 설계점인 마하수 2.0, 3.0에 대해서 연소실의 압력과 섭동을 가정하여 가진 주파수에 따른 유동장 내의 음향파 응답을 알아보았다. 수치계산 방법으로는 비정상 유동의 계산을 위해 이중시간 전진 기법을 이용하였고 복잡한 형상을 구조형 격자를 통해 구현하기 위해 다중블럭 격자를 이용하였다. 대류항 계산은 HLLC(Harten, Lax, vanLeer) 방법을 고차정확도를 위한 MUSCL기법과 결합해 적용하였고 난류모델은  $k-\epsilon$  모델과  $k-\omega$  모델의 장점을 합친 형태의  $k-\omega$  SST 모델을 사용하였다. 널리 사용되고 있는 Roe의 FDS<sup>(3)</sup>(Flux-Difference Splitting)는 초음속 유동에서 엔트로피 보정을 하지 않을 경우 정체

선(stagnation line)을 따라 미소한 불안정이 증폭되는 carbuncle이나 급속히 팽창될 때 비물리적인 팽창 충격파가 생긴다. 엔트로피 보정은 인위적인 수치점성을 더하는 것이므로 충격파가 두꺼워지고 경계층의 해도 정확성이 떨어진다. 적절한 보정 상수 값이 수렴성과 정확성을 동시에 충족시킬 수 있는데 본 연구의 계산에서는 이 값에 민감하여 어려움이 있었다. 엔트로피조건을 자동으로 만족하는 근사리만해법의 하나로 HLL (Harten -Lax-Leer) 방법이 있는데 이는 접촉 불연속면을 고려하지 않으므로 강건하나 수치점성이 많다. 여기서 HLL<sup>(4)</sup> 기법에 접촉 불연속면을 고려하여 수정한 HLLC<sup>(4)</sup>(HLL-contact surface)기법을 본 연구에서는 사용하였다.

## 2. 본 론

본 연소과정에서의 압력과 섭동에 의한 상류 유동장의 응답 특성을 알아보기 위해 마하수 2.0, 2.5, 3.0에 대해서 유동장 출구에서 인위적인 가진 방법으로 주파수  $f$ 를 500Hz로 고정하고 출구 배압의 20%를 정현파 형태로 다음과 같이 가진하였다.

$$p = p_{outlet} [1 + 0.2 \sin(2\pi ft)] \quad (1)$$

유동조건은 정압 0.171atm, 정온도 90K으로 고도 12.8km의 조건이다. 수직 충격파가 목에서 출구까지 길이의 1/3 지점에 놓이도록 배압을 조정하여 그 압력에서의 정상 상태를 초기 상태로 하여 비정상 계산을 하였다. 압력비는 마하수 2.0, 2.5, 3.0 각각에 대해 5, 8, 10이고 10, 15, 25cm 지점의 압력을 확인하였다.

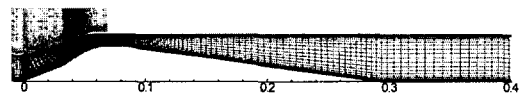


Fig. 1 Computational Grid

Figure 1은 계산에 사용된 격자계로 2 블록을

사용하였고 격자수는 영역 1에 212×41, 영역 2에 94×36의 격자를 사용하였다. 비정상 계산에 많이 시간이 소요되므로 걸리므로 횡 방향으로 격자를 많이 줄였으나 벽면 제 1 격자점은 1.E-5 m 이하로  $y^+$  값이 1 근처에 있게 하였다. 물리 시간단계는 주기(  $1/f$  )를 100 단계로 나누었다. Figure 2는 한 주기(T)동안의 압력 선도와 마하수 선도이다. 0.0T에서 목부분 바로 밑에 수직충격파가 선명히 자리잡고 있다. 0.2T가 되면 수직충격파가 앞으로 밀리는 듯 하면서 약해지고 출구 쪽에는 섭동압력에 의한 압력파가 형성됐음을 알 수 있다. 0.4T에서는 압력파가 center body에 걸치게 되고 0.6T와 0.8T에서는 점점 상류로 이동해 감을 알 수 있다.

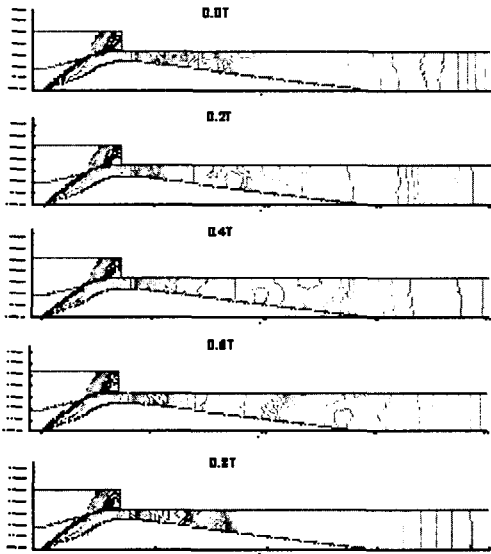


Fig. 2 Pressure Distributions,  $M=2$ ,  $P_o/P_i=5$ .

Figure 3은 비정상 시작되는 시간을 영으로 하여 10 주기 동안의 선단으로부터 10cm 위치의 응답압력을 나타낸다. 3 주기 이후부터는 균일한 정현파 응답을 나타내고 있다.  $x=15cm$  위치에서가 진폭이 제일 낮는데 이 부근에 압력 진폭이 0이 되는 압력 노달(nodal)지점을 예측할 수 있고 각 지점에서 주기적으로 수직충격파가 지나갔음을 알 수 있다.

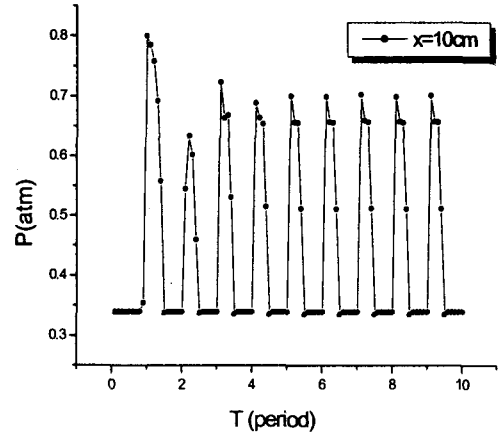


Fig. 3  $x=10cm$  pressure response,  $M=2$ ,  $P_o/P_i=5$ .

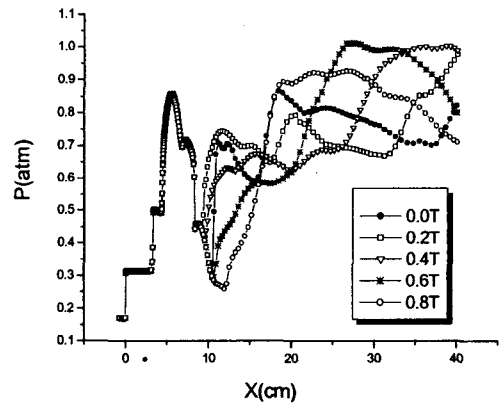


Fig. 4 Pressure distribution along the center line,  $M=2$ ,  $P_o/P_i=5$ .

Figure 4에 한 주기 동안의 하부 중심선의 압력 분포와 정상상태에서 비정상 상태의 압력을 뺀 섭동 압력을 1/5 주기 간격으로 나타내었다. 압력 분포도를 보면 섭동 압력파가 0.0T에서 시작하여 시간이 지나면서 뒤쪽에서부터 앞쪽으로 정현파 형태의 파형으로 이동해 감을 알 수 있고 이 섭동 압력파에 의해 수직충격파 위치가 0.0T일 때의 위치를 기준으로 시간에 따라 전후에 위치함을 알 수 있다. 입구 압력이 0.171기압

이고 5배의 배압에 1/5 압력을 가진 하였으므로 파동에 진폭은 0.171기압이 된다. 앞에서의 결과 들은 실험에 사용된 유동조건으로 압력수준이 전체적으로 낮아 각각의 압력비에서 섭동의 효과는 미약하게 나타났다. 실제 순항 고도에서의 압력 섭동 결과를 알아보기 위해 고도 2.5km의 유동조건을 사용하여 마찬가지로 계산을 수행하였고 하류 압력도 실제 연소 압력에 근접한 수치를 사용하였다. 정압 0.74atm, 정온도 271.91K 상태로 마하수 2.0, 2.5, 3.0에 대해서 하류압력은 4.5atm에서 10atm사이의 값을 사용하였다.

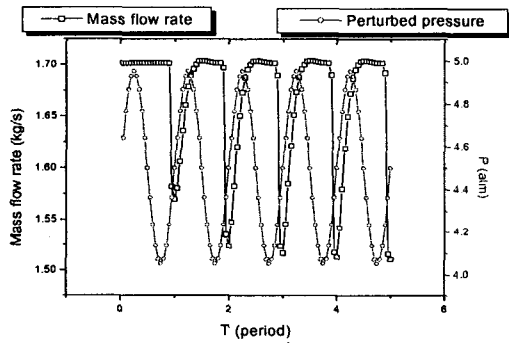


Fig. 5 Mass flow rate and perturbed pressure,  $M=2.0$ ,  $P_0=4.5atm$ .

Figure 5는 하류 섭동과 흡입구 유입 유량의 상관 관계를 나타낸다. 설계 유량은 마하수 2.0에서는 2.0 kg/s이나 충격파가 cowl 앞으로 이동된 아임계 상태이므로 설계 유량보다 작아졌고 매 주기 하류 섭동이 시작되는 시점에서 급격한 유량 감소를 볼 수 있다.

### 3. 결론

램젯 공기 흡입구에 연소실의 압력과 섭동이 미치는 영향에 대해 살펴보았다. 연소실의 압력과 섭동은 500Hz의 주파수를 가지며, 출구 배압의 20%의 진폭으로 가정하였다. 계산에 사용된

격자계는 2블록을 사용하였고, 격자수는 영역 1에 212×41, 영역 2에 94×36의 격자를 사용하였다. 비정상 계산에 많이 시간이 소요되므로 걸리므로 횡 방향으로 격자를 많이 줄였으나 벽면제 1 격자점은 1.E-5 m 이하로  $y^+$  값이 1 근처에 있게 하였다. 물리 시간단계는 주기를 100 단계로 나누었다. 계산결과는 흡입구 내에서 섭동압력에 의한 수직충격파의 거동의 특성을 보여주었으며, 섭동압력과 목부분의 수직 충격파는 약 180도의 위상차를 가지고 있었다. 이러한 해석 결과로부터 하류 섭동과 흡입구 유입 유량의 상관관계를 살펴보았다. 충격파가 카울 앞으로 이동된 상태에서는 아임계상태가 되며, 설계유량보다 작아졌고, 매 주기 하류 섭동이 시작되는 시점에서 급격한 유량 감소를 볼 수 있었다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비지원(TECD-413-021219)으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사 드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Harrje, D. J. and Reardon, F. H. " Liquid Propellant Rocket Instability", NASA SP-194, 1972.
2. Pong-Jeu Lu, Ling-Tzong Jain, "On the numerical investigation of inlet buzz flow", *J. Propulsion and Power paper*.
3. Roe, P. L., "Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes," *J. Comput. Phys.*, Vol. 43, pp. 357-372, 1981.
4. Toro, E. F., " Riemann Solves and Numerical Methods for Fluid Dynamics", Springer, 1997.