

초음속 엔진의 흡입구 종말충격파와 연소실 화염의 상호간섭 동적연구

염효원* · 김선경* · 김성진* · 성홍계** · 길현용*** · 윤현걸***

Dynamic study on the Interaction between Terminal Shock train and Flame Fluctuation of Supersonic Propulsion System

Hyo-Won Yeom* · Sun-Kyeong Kim* · Seong-Jin Kim* · Hong-Gye Sung** · Hyun-Yong Gil*** · Hyun-Gull Yoon***

ABSTRACT

Unsteady numerical analysis of an entire supersonic propulsion system from intake to nozzle was performed to study dynamic interaction between terminal shock in the intake and flame in the combustor. Both acceleration and cruise flight-modes were considered. Acoustic mode of the entire engine for both flight-modes were investigated by detail analysis of pressure fluctuation at each location of engine.

초 록

초음속 엔진의 흡입구에서의 종말충격파와 연소실 화염의 상호간섭 연구를 위하여 초음속 엔진의 전 영역, 즉 흡입구에서부터 연소실과 노즐까지 통합하여 비정상 연소수치해석을 수행하였다. 초음속 엔진이 상승하는 가속모드와 순항모드에서 상호간섭의 동적현상을 연구하였다. 흡입구에서의 충격파거동과 주요 위치에서 압력거동을 분석하고 초음속 엔진 전영역에서의 음향모드를 분석하여 현 시스템의 동적 거동을 파악하였다.

Key Words: Supersonic Propulsion System(초음속 엔진), Unsteady Numerical Combustion Analysis (비정상 연소수치해석), Terminal Shock(종말충격파), Flame Fluctuation(화염섭동), Acoustic Pressure Mode(압력파)

1. 서 론

초음속 엔진은 외부공기를 산화제로 사용하며 디퓨저 형상을 이용한 흡입공기의 압축과정을 거치므로 별도의 압축 장치를 사용하지 않는다.

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
*** 국방과학연구소 1본부 5부
연락처, E-mail: hgsung@kau.ac.kr

또한 흡입구와 연소실간의 물리적인 분리장치가 없기 때문에 흡입구의 충격파와 연소실 화염 간에 밀접한 관계를 갖는다. 따라서 초음속 엔진의 작동 안정을 위해서 연소실의 연소안정화를 위한 흡입구 충격파와 연소실 화염의 동적 상호간섭을 이해해야한다.

본 논문에서는 초음속 엔진 흡입구의 종말충격파와 연소실 화염간의 상호간섭 동적연구를 위하여 가속모드와 순항모드에서 비정상 연소수치 해석을 수행하였다.

2. 수치 해법

지배방정식인 질량, 운동량, 에너지 그리고 N개의 화학종에 대한 보존 방정식에 시간평균 및 질량 가중 평균을 취하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} = \frac{\partial (\bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} u''_j u''_i)}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{E}}{\partial t} + \frac{\partial ((\bar{\rho} \bar{E} + \bar{p}) \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{\tau}_{ij} - \bar{\rho} h'' u''_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{q}_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_j \bar{Y}_k)}{\partial x_j} = \bar{\omega}_k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} D_k \frac{\partial \bar{Y}_k}{\partial x_j} - \bar{\rho} u''_j Y''_k \right) \quad (4)$$

$k = 1, \dots, N$

여기서 $\bar{\quad}$ 는 시간평균을 $\tilde{\quad}$ 는 질량 가중평균을 나타내며 $\rho, u, \tau_{ij}, q_j, E, Y_k$ 는 각각 밀도, 속도, 점성 응력텐서, 열유속 벡터, 단위 질량당 전 에너지(total energy) 그리고 화학종 k 에 대한 질량분율(mass fraction)을 나타낸다.

2.1 수치 모델 및 기법

본 연구는 Navier-Stokes 방정식의 난류 문제를 해결하기 위하여 난류의 압축성 효과를 고려하는 Sarkar 모델[1]과 Yang & Shih 에 의해 제안된 저 레이놀즈수 $k-\epsilon$ 모델을 사용 하였다. 난류 연소모델은 hybrid kinetic/eddy-dissipation model을 적용하였다. 효율적인 계산을 위하여 계산영역을 다중블록으로 구성하였으며, 각 블록마다 MPI(Mass -age Passing Interface) 병렬 계산 기법을 적용하였다. [2]

3. 연구 내용

3.1 해석 대상 및 조건

가속모드와 순항모드 비행조건을 선정하였다.

초음속 엔진의 계산 영역은 흡입구 외부에 2개, 흡입구 내부와 디퓨저에 각각 1개, 보염기에 3개, 연소실 및 노즐에 1개의 block으로 구성하였다. 연료분사는 연소실 입구 보염기(flame holder) 전방에서 혼합된 공기/연료가 연소실로 유입된다고 가정하였다. 각 위치에서의 압력변동을 측정하기 위하여 다음과 같은 측정 위치를 설정하였다.

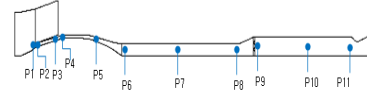
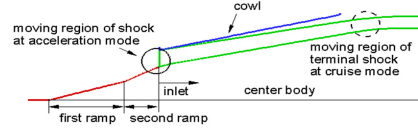


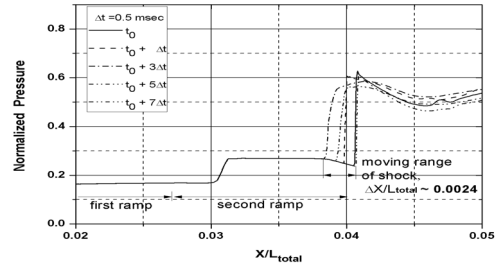
Fig. 1 The locations of pressure measurement

4. 결과 및 고찰

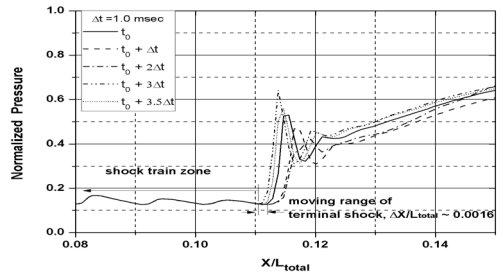
4.1 흡입구 종말충격파(terminal shock)의 동적거동



(a) Schematic of the engine inlet



(b) Normalized pressure of acceleration flight-mode : $\Delta t = 0.5 msec$



(c) Normalized pressure of cruise flight-mode : $\Delta t = 1.0 msec$

Fig. 2 Normalized pressure distribution at the inlet

연소실 화염의 압력변동으로 인하여 흡입구 충격파의 후방 압력이 증가/감소하게 되며, 충격파 전후의 흡입 공기의 모멘텀과 연소실 압력의 힘평형을 만족시키기 위하여 종말충격파는 진동한다. 가속모드의 경우(Fig. 2(b)), 흡입구 선단에서 X/L_{total} 약 0.0024, 순항모드의 경우(Fig. 2(c)), X/L_{total} 약 0.0016의 진동범위를 보인다.

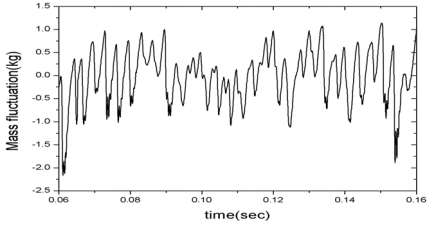


Fig. 3 Mass fluctuation at the inlet for acceleration flight-mode

가속모드의 경우 흡입구의 안/밖으로 이동하는 종말충격파는 흡입구로 유입되는 흡입 공기의 유량변동을 유발한다(Fig. 3).

4.2 연소실 화염의 동적 거동

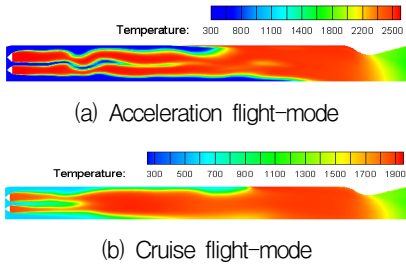


Fig. 4 Temperature distribution in a combustor

Figure. 4는 가속/순항모드 시 연소실의 온도 분포를 보여준다. 가속모드와 순항모드의 화염형태의 차이가 뚜렷함을 확인할 수 있다. 화염이 유지되는 wedge 후면의 재순환영역에서의 화염은 가속모드가 순항모드에 비하여 강성하나 상대적으로 좀 더 동적인 비대칭 주름이 생성되며, 불규칙적인 압력변동을 발생시킴을 확인할 수 있다(Fig. 4, 5).

가속모드의 연소실 전단(P9)에 비하여 연소실 말단(P11)에서의 압력변동 진폭이 순항모드의 진폭에 비하여 약 2배 크음을 확인할 수 있다.(Fig. 5) 순항모드의 연소실 전단(P9)과 말단(P11)의 압력변동은 $-0.15 \sim 0.2$ 범위에서 286.94 577.88 Hz가 나타났다.

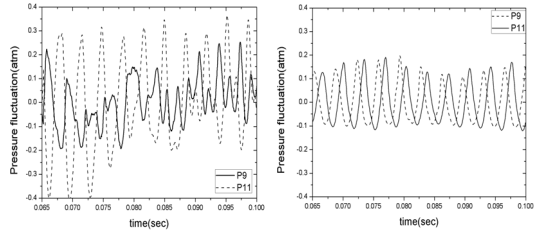


Fig. 5 Pressure fluctuation at P9 and P11 in the combustor : acceleration(left) and cruise(right) flight-modes

가속모드의 FFT 결과(Fig. 6)를 살펴보면, 다수의 저주파와 중주파가 존재함을 확인할 수 있다. 가속모드 시 흡입구 종말충격파의 카울 안밖으로의 동적 거동과 음파의 불규칙한 경계로 인하여 순항모드에 비해 가속모드가 복잡한 주파수 파형이 나타난다. 연소실기점으로 전후에서 가속모드 시 204, 605 Hz와 순항모드 시 285, 573 Hz의 종방향 2차 음향모드와 유사하다.

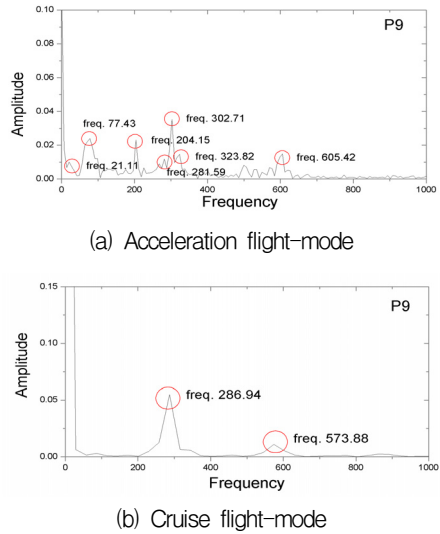


Fig. 6 Acoustic pressure fluctuation frequency at P9

4.3 종말충격파와 연소실 화염의 상호간섭

가속모드의 경우 wedge 사이의 주름진 화염(Fig. 4)으로 인하여 P10 위치에서의 압력변동이 ± 0.2 의 진폭변화를 보이며, 순항모드의 경우 wedge로부터 발생한 연소가스 그룹의 지속적인 유입으로 보다 안정적인 ± 0.05 의 연소 압력변동을 보인다(Fig. 7).

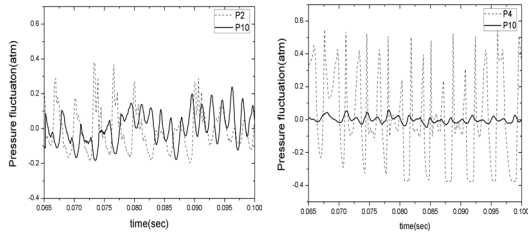


Fig. 7 Pressure fluctuation after the terminal shock(P2, P4) and in the middle of the combustor(P10) : acceleration(left) and cruise(right) flight-modes

Figure 8은 연소실의 중앙 위치(P10)에서 평균 압력에 대하여 압력변동을 보여준다. 연소가 안정적으로 유지될 수 있는 압력변동 $\pm 5\%$ 이내로 유지된다.

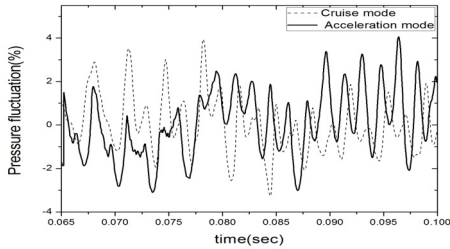
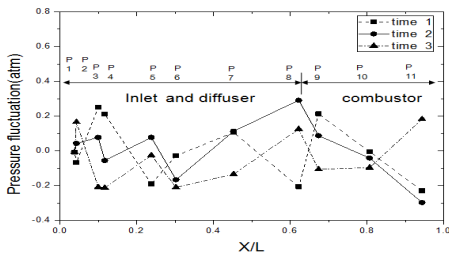
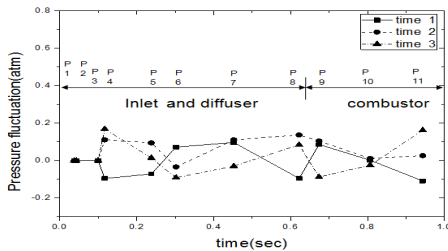


Fig. 8 Normalized pressure fluctuation at P10 based on mean pressure for acceleration and cruise flight-modes



(a) Acceleration mode : 302.71 Hz



(b) Cruise mode : 286.94 Hz

Fig. 9 Pressure fluctuation at each location

Figure 9의 time 1, 2, 3은 $302.71, 286.94 \text{ Hz}$ 의 $n\pi/2, n\pi, 3n\pi/2$ 에서의 음향모드이다. 가속 모드는 순항모드에 비하여 초음속 엔진 전체에 걸쳐 각 위치마다의 압력변동은 약 2배이다.

충격파의 음파감쇠로 인하여 충격파 전후에서 음파의 파형이 크게 바뀌고 진폭이 급격히 작아짐을 알 수 있다. 평균 온도가 큰 가속모드에서 디퓨저에서의 압력 진폭이 짧아진다. 연소실에서는 연소실 중간에서 node 점이 형성되고 있는데 순항모드에서 뚜렷한 1/2 종방향 음향모드가 나타나지만 가속모드에서 뚜렷하지 않다. 이는 순항모드에서는 종말 충격파가 흡입구내에 위치하여 유입공기양이 일정하고 안정된 음향경계가 형성되지만, 가속모드에서는 충격파가 카울 안밖으로 움직이므로 흡입공기 유량이 변화하고 음향경계가 불규칙하기 때문인 것으로 판단된다.

5. 결 론

초음속 엔진 전체에 대하여 가속/순항 비행모드의 비정상 연소수치해석을 수행하였다.

흡입구 종말충격파는 가속모드 시 X/L_{total} 약 0.0024, 순항모드 시 X/L_{total} 약 0.0016인 이동범위를 가진다. 가속모드 시 종말충격파가 카울 안밖으로 움직임으로 인하여 흡입공기 유량의 변동이 발생하고 음향경계가 불규칙하여 연소실 내 복잡한 유동특성을 야기 시키며 다수의 저주파가 발생된다. 그러나 순항모드에서는 일정한 공기 유입양과 안정된 음향경계가 형성되어 연소실에서 1/2 종방향 음향모드가 뚜렷하게 나타난다.

참 고 문 헌

1. Sarkar, S., Erlebacher, B., Hussaini, M., and Kreiss, H., "The Analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 227, 1991, pp.473~493.
2. 염효원, 김선경, 성홍계, 길현용, 윤현걸 "통합 수치해석기법으로 초음속 엔진의 가속과 순항 비행 시 추진체의 성능연구," 추진공학회 30회 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.299~302.