

초음속 공기흡입식 엔진 연소기의 연소불안정 발생 및 분석

황용석* · 이종근** · 최호진* · 길현용* · 변종렬* · 윤현걸* · 임진식*

Occurance and Analysis of Combustion Instability in Supersonic Airbreathing Engine

Yongseok Hwang* · Jongguen Lee** · Hojin Choi* · Hyunyong Gil* · Jongryul Byun* · Hyungull Yoon* · Jinshik Lim*

ABSTRACT

Ramjet engine is weak for low frequency combustion instability because of their long air flow passage. A model combustor which has fuel injector and V-gutter shaped flame holder was designed and fabricated in order to simulate a combustion mechanism of ramjet engine, and it could demonstrate combustion instability which might occur in ramjet combustor. The frequency of the instability was very similar to that of acoustic resonance frequency of combustor, and it proved that a typical combustion instability by thermo-acoustic coupling occurred.

초 록

램제트 엔진은 다른 공기흡입식 엔진에 비해 상대적으로 매우 긴 유로를 지니고 있음으로 인해 저주파 연소불안정에 취약한 단점을 지니고 있다. 본 연구에서는 램제트 엔진에서 발생하는 연소 현상과 동일한 메카니즘을 모사할 수 있는 연료분사장치 및 V-gutter 형태의 화염안정화장치를 장착한 소형 연소기를 설계/제작하여, 램제트 연소기에서 발생할 수 있는 연소불안정 현상을 시현하였다. 이 연소기에서 발생한 연소불안정은 연소시스템의 음향학적인 공진 주파수와 유사하게 나타남을 확인하였으며, 이를 통해 thermo-acoustic coupling에 의한 전형적인 연소 불안정이 발생하였음을 확인할 수 있었다.

Key Words: Combsution Instability(연소 불안정), Active Combustion Instability Control(연소불안정 능동 제어), Fuel Injection(연료 분사), Flame Stabilization(화염안정화), Ramjet(램제트)

1. 서 론

* 국방과학연구소 1본부-5부
** Advanced Propulsion Research Center,
Pennsylvania State University
연락처, E-mail: hpolaris@hanmail.net

항공 우주용으로 사용되는 추진기관의 연소불안정 문제는 오랜 시간에 걸쳐 탐구되어 왔음에도 불구하고 현상 자체에 내제되어 있는 물리적

메카니즘의 복잡성으로 인해 완전히 모델링하는 것이 불가능하다. 그러나 새턴 로켓의 F-1 액체 추진기관에서 일어났던 유명한 연소불안정 문제에서부터 최근에 저공해 엔진을 개발하기 위한 연소 불안정 문제에 이르기까지 실제 추진기관의 개발에서 있어서 이 문제는 지속적으로 발생되어 왔고, 많은 실험적, 수치적 연구가 이루어져 왔다.[1]

연소 불안정 현상에 대한 모델링 연구로는 D.H.Lee와 T.Lieuwen의 연구가 대표적이다. [2,3] 실험적인 연구로는 J.G. Lee와 B.Pang의 연구가 잘 알려져 있다. [4,5] 최근에는 불안정 연소 시스템에 대한 동역학적인 접근을 통해 시스템에서 발생하는 불안정 현상을 이해하고 이를 능동적으로 제어하는 기법이 연구되었다. [6,7] 본 연구에서는 램제트 엔진과 같은 초음속 공기 흡입식 엔진에서 발생할 수 있는 저주파 연소 불안정 현상을 발생시키고 이를 분석하여 능동 제어하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 이번 논문에서는 램제트 엔진과 유사한 연소 환경을 구성하고 이러한 환경에서 연소불안정 현상의 발생과 이에 대한 분석을 다루겠다.

2. 연소장치의 음향학적 특성 분석 및 시험장치 설계

2.1 연소 불안정 발생을 위한 설계 및 음향특성 분석

램제트 엔진 연소기를 모사하기 위해 다음과 같은 조건을 사용하여 연소실과 연료분사장치, 화염안정화장치를 모사하는 연소장치를 설계하였다. 램제트 엔진의 경우, 공기흡입식 엔진인 터보제트 엔진과는 달리 연소실의 공기 유입구가 비행체의 공기 흡입구와 직접적으로 연결되어 있다. 이로 인해 연소 시스템은 상대적으로 길이가 매우 긴 특성을 가지게 된다. 이러한 형상 특성은 thermo-acoustic 시스템의 자생적 진동으로 표현되는 연소불안정 시스템의 음향 특성을 터보 엔진에 비해 저주파 영역으로 옮겨 놓는 역할을 한다. 따라서, 램제트 연소 시스템에서는 저주파 연소불안정 특성이 지배적인 것으로 나타난다. 이러한 저주파 특성을 모사하기

위해 설계된 연소기는 4.8m 길이의 유로를 가지도록 설계되었다. 유로의 상류 경계는 초킹 오리피스를 사용하여 공급유량을 조절하고 음향학적 hard boundary의 역할을 한다. 유로의 하류 경계는 소닉 노즐이 설치되어 있으며, soft boundary의 역할을 하게 된다. 연료 분사장치 및 화염안정화장치는 상류의 초킹 오리피스에서 각각 2.8m, 3.4m 하류에 위치한다. 따라서 시스템의 차가운 영역과 뜨거운 영역의 경계는 오리피스로부터 3.4m 하류에 위치한다.

이와같이 설계된 시스템의 음향학적 압력장과 속도장은 다음과 같이 모델링 되었다.

$$p(x,t) = A_+ e^{i(k_+x - wt)} + A_- e^{i(k_-x - wt)}$$

$$v(x,t) = \frac{A_+}{\rho c} e^{i(k_+x - wt)} - \frac{A_-}{\rho c} e^{i(k_-x - wt)}$$

여기서, 하첨자 $+$, $-$ 는 각각 상류와 하류로 진행하는 파동을 의미하며, k 는 파동수(wave number)이다. 시스템의 음향학적 특성은 화염안정화 장치를 기준으로 나뉘어진 2개의 시스템의 합으로 계산하였으며, 각 시스템 내부에서 발생하는 온도 구배 등은 무시하였다. 또한 각각의 시스템 내부에서 온도 및 밀도 차이에 의한 마하수의 차이를 고려하여 계산하였다. [8] 위와 같은 방식을 통해 예측한 시스템의 음향학적 특성은 표 1과 같이 나타난다.

Table 1 주파수 예측 결과

	Frequency
Fundamental	111 Hz
2nd derivative	168 Hz
3rd derivative	234 Hz
4th derivative	311 Hz

2.2 연료분사장치와 통합형 연료분사장치의 설계

연소장치에 사용된 주 연료분사장치는 10개의 연료 분사 구멍을 가지고 있는 spray bar 형태를 취하고 있다. 5개의 구멍은 spray bar의 윗면에 있고, 나머지는 아랫면에 위치하고 있으며, 약 0.6m 하류에 위치한 화염안정화장치로 균일한 연료 분포를 제공해 줄 수 있도록 설계되었다. 화염 안정화장치는 60°의 각도를 가지는

V-gutter 형태를 취하고 있다. 또한 화염안정화 장치에는 2차 연료를 분사할 수 있는 spray bar를 추가로 장착하였으며, 이를 통해 능동제어 시에 불안정 연소 압력 진동에 대해 상변환(phase-shift)된 열방출 진동을 줄 수 있도록 설계하였다. 그림 1은 설계된 연료분사장치와 화염안정화장치의 개념도이다.

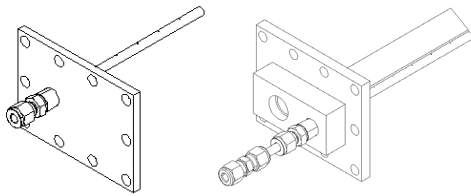


Fig. 1 연료분사장치 및 화염안정화장치 개념도

2.3 시험 장치의 구성 및 시험 조건

그림 2는 앞절에서 설명한 시험장치에 대한 개념을 종합하여 표현한 것이다. 시험장치는 폭 120mm, 높이 90mm의 단면을 가진다.

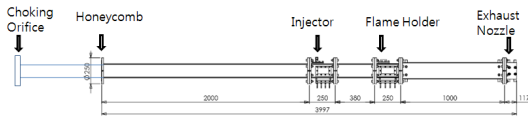


Fig. 2 시험장치 구성도

시험조건은 일반적인 램제트 엔진의 예상되는 운용범위 중에 시험장치에서 구현가능한 조건을 선정하였으며, 다음과 같다.

$$T_{in,tot} = 617 \text{ [K]}$$

$$\dot{m}_{air} = 0.85 \text{ [kg/s]}$$

연료로는 JetA를 사용하였으며, 시험에 사용한 당량비 조건은 다음과 같다.

$$\phi = 0.65, 0.76, 0.86, 0.94, 1.08$$

3. 시험 결과 분석

3.1 당량비에 따른 연소 불안정의 발생 주파수 분석

2장에서 제시한 당량비 조건에 대해 연소시험

을 수행하였다. 그림 3은 당량비 0.65일 경우에 대한 압력 진동의 RMS 값이다.

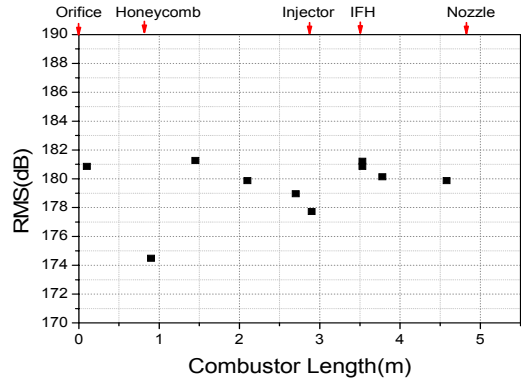


Fig. 3 당량비 0.65일 때, 압력진동강도 분석

압력 진동 패턴은 인젝터와 화염안정화장치 사이에 노드가 존재하고, 허니컴이 장착되어 있는 부분에 또 다른 노드가 존재하는 것을 보여 준다. 이와 같은 경향은 그림 4에서 볼 수 있는 바와 같이 모든 당량비 조건에서 동일하게 나타났다.

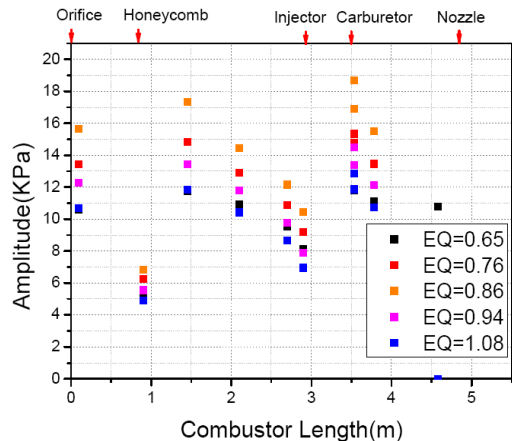


Fig. 4 당량비에 따른 압력진동강도 분석

다만 압력 진동의 차이는 존재하는데, 당량비가 증가함에 따라 커지다가 0.86 근처에서 최고 점을 이루고 이후 다시 감소하는 경향을 보인다.

그림 5는 모든 당량비 경우에 대해 화염안정화 장치가 장착되어 있는 압력 데이터를 기준으로 다른 위치의 압력 데이터가 가지는 위상차이를 분석한 결과이다.

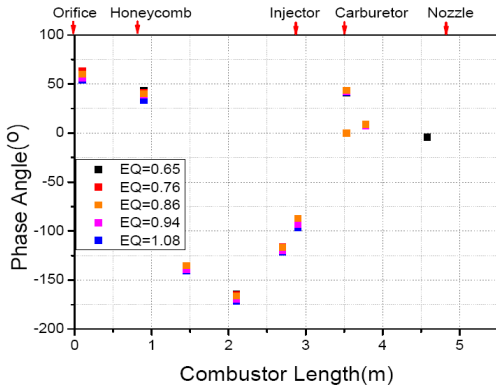


Fig. 5 당량비에 따른 위상정보분석

계측된 압력 신호의 위상 정보는 각 당량비 조건에 따라 비교적 큰 차이 없이 반복적인 결과를 보여주는 것을 알 수 있다. 압력 신호의 위상 정보를 바탕으로 연소기에서 일어나는 압력 진동은 2개의 노드를 가지는 1L 모드의 standing wave 형태를 보이는 것을 확인할 수 있다.

각각의 노드는 인젝터와 화염안정화장치 사이, 하니컴 직후에서 발생하는 것을 알 수 있다. 따라서 하니컴이 연소장치 음향특성에 미치는 영향은 제한적인 것으로 판단할 수 있다.

아래 그림 6은 당량비 1.08 조건에 대해 오리피스로부터 1.45m 하류에 장착한 센서에서 계측한 압력값을 주파수 분석한 결과이다.

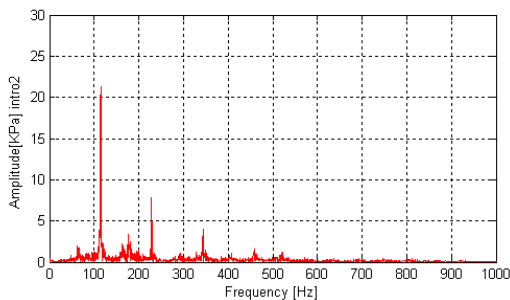


Fig. 6 압력신호의 주파수 분석(하류 1.45mm)

분석을 통해 파악된 연소불안정 주파수는 61.5 Hz, 114.5Hz, 163Hz, 175.5Hz, 228.5Hz, 343.5Hz 와 같다. 이중 114.5 Hz가 지배적인 주파수 인 것을 확인할 수 있다. 주파수 분석을 통해 획득한 데이터는 표1에서 나타난 주파수 예측 결과와 매우 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 이는 연소 장치에서 나타난 압력 진동이 연소장치의 음향특성과 잘 일치함을 의미하며, 잘 알려진 thermo-acoustic coupling이 일어났음을 방증한다.

4. 결 론

램제트 엔진에서 발생할 수 있는 저주파 연소 불안정을 모사하고 이를 능동제어하기 위해 연소장치를 설계하였다. 설계된 연소장치에 대해 유동 속도를 고려한 음향 특성을 분석하였으며, 해당 조건의 연소 시험에서 예측된 음향 특성과 매우 유사한 주파수 특성을 보임을 알 수 있었다. 이를 통해 thermo-acoustic coupling에 의한 전형적인 연소 불안정이 발생하였음을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. F.E.C. Culick, "Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems," AG-AVT-039, 2006
2. D.H.Lee and T.C.Lieuwen, "Premixed Flame Kinematics in a Longitudinal Acoustic Field," Journal of propulsion and power, Vol.19, no.5, Sep.-Oct., 2003, pp.837-846
3. T.Lieuwen, "Modeling Premixed Combustion-Acoustic Wave Interactions: A Review," Journal of propulsion and power, Vol.19, no.5, Sep.-Oct., 2003, pp.765-781
4. J.G.Lee and D.A.Santavicca, "Experimental Diagnostics for the Study of Combustion Instabilities in Lean Premixed Combustors," Journal of propulsion and power, Vol.19,

- no.5, Sep.-Oct., 2003, pp.735-750
5. B.Pang, K.H.Yu, "Characterization and Control of Vortex Dynamics in an Unstable Dump Combustor," AIAA 2004-1162
 6. T.Yi, E.J.Gutmark, "Adaptive Control of Combustion Instability Based on Dominant Acoustic Modes Reconstruction," *Combustion Science and Technology*, 180, 2008, pp.249-263
 7. H.Jain, N.Ananthkrishnan, and F.E.C. Culick, "Feedback-Linearization-Based Adaptive Control and Estimation of a Nonlinear Combustion Instability Model," AIAA 2005-5847
 8. T.J.Poinsot, et.al., "Vortex-driven acoustically coupled combustion instabilities," *Journal of Fluid Mech.* vol.177, pp.265-292, 1987