

## 액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용에 관한 연구

손채훈<sup>\*</sup>·문윤완<sup>\*\*</sup>·류철성<sup>\*\*\*</sup>·김영목<sup>\*\*\*\*</sup>

### Application of Combustion Stabilization Devices to Liquid Rocket Engine

Chae-Hoon Sohn<sup>\*</sup>, Yoon-Wan Moon<sup>\*\*</sup>, Chul-Sung Ryu<sup>\*\*\*</sup>, and Young-Mog Kim<sup>\*\*\*\*</sup>

**Key Words :** Combustion Stabilization Devices(연소 안정화기구), Baffle(배플), Acoustic Cavity(음향공), Stability Rating Test(연소 안정성 평가시험)

#### Abstract

Application of combustion stabilization devices such as baffle and acoustic cavity to liquid propellant rocket engine is investigated to suppress high-frequency combustion instability, i.e., acoustic instability. First, these damping devices are designed based on linear damping theory. As a principal design parameter, damping factor is considered and calculated numerically in the chambers with various specifications of these devices. Next, the unbaffled chambers with/without acoustic cavities are tested experimentally for several operating conditions. The unbaffled chamber shows the specific stability characteristics depending on the operating condition and has small dynamic stability margin. The most hazardous frequency is clearly identified through Fast Fourier Transform. As a result, the acoustic cavity with the present design has little stabilization effect in this specific chamber. Finally, stability rating tests are conducted with the baffled chamber, where evident combustion stabilization is observed, which indicates sufficient damping effect. Thrust loss caused by baffle installation is about 2%.

#### 1. 서 론

액체 로켓엔진에서 빈번히 발생하는 고주파 연소 불안정 (high-frequency combustion instability or acoustic instability)은 지난 수십년 동안 거의 모든 로켓엔진 개발 과정에 큰 장애요소가 되어왔다[1]. 고주파 연소 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열 방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 따라서, 빈번히 음향 불안정이라고 불리기도 한다. 이로인해, 분사기면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 그로인한 열손상, 연소실의 극심한 기계적 진동, 불규칙한 추력 변동 등의 부정적 결과가 초래되는 것으로 알려져 있다[2, 3]. 따라서 로켓엔진 개발시 연소실의 음향 안정성 여분 (margin)을 확보해야 한다.

로켓엔진의 연소 안정성을 확보하는 방안을 크게 두가지로 분류할 수 있다. 하나는 연소장을 의도에 따라 조정(control)하여 음향장과의 연계성(coupling)을 피하는 방법이고, 다른 하나는 연소장의 변화없이 수동제어기구(passive control device)를 사용하여 음향장 특성을 변화시키는 방법이다. Fig. 1에 수동제어기구의 하나인 배풀이 장착된 연소실을 나타내었다.

로켓엔진 개발시 연소실의 연소 안정성을 평가하는 방법을 크게 두가지로 분류할 수 있다. 하나는 설정된 엔진 작동조건을

중심으로 그 조건으로부터 인위적으로 작동조건을 변화시켜가며 반복적으로 자발적인 연소 불안정의 발생여부를 확인하는 방법이며, 다른 하나는 인위적으로 큰 진폭의 외부교란(주로 압력섭동)을 연소실에 부가하여 연소 불안정이 야기되는지를 확인하는 방법이다. 전자를 자발적 연소 불안정 확인 방법(spontaneous instability method)이라 부르고, 후자를 인위적인 연소 불안정 기폭 방법(artificial initiation method)이라 부른다[2].

본 연구에서는, 연소 안정화기구의 적용 관점에서 먼저 대상 로켓엔진 연소실에 적합한 배풀과 음향공을 설계하고, 다양한 조건에서 수행된 연소 시험 및 연소 안정성 평가시험을 토대로, 설계된 배풀과 음향공의 연소 안정화 효과를 평가하고자 한다.

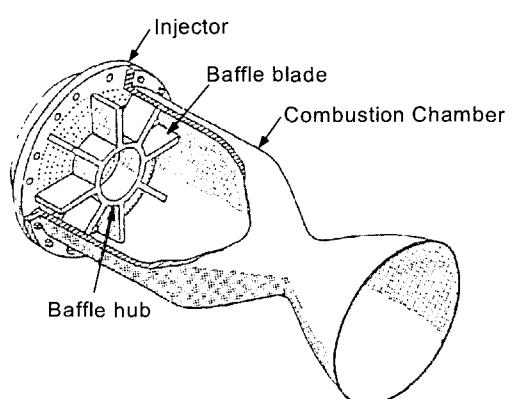


Fig. 1 Schematic diagram of baffled combustion chamber.

\* 한국항공우주연구원, 로켓엔진연구그룹, chsohn5@kari.re.kr

\*\* 한국항공우주연구원, 로켓엔진연구그룹, ywmoon@kari.re.kr

\*\*\* 한국항공우주연구원, 로켓엔진연구그룹, csryu@kari.re.kr

\*\*\*\* 한국항공우주연구원, 로켓엔진연구그룹, ymkim@kari.re.kr

## 2. 연소 안정화 기구 설계

### 2.1 대상 연소실

연소 안정화기구를 적용할 대상으로 축대칭 로켓엔진 연소실을 선정하였고, 대표적인 치수로서 분사기면의 직경은 420mm, 노즐목 직경은 310mm, 분사기면으로부터 노즐목까지의 길이는 452mm, 노즐출구까지의 길이는 880mm이다.

### 2.2 음향공 설계

고전적인 음향학적 동조(tuning) 방법을 따르자면, 연소실내 음향진동을 감쇠시키기 위해서, 감쇠시키고자 하는 음향파의 주파수에 음향공의 주파수를 동조시켜야 한다[2-4]. 본 연구에서는 Helmholtz 공명기 형태의 음향공을 채택하였다. 이 경우, 음향공의 동조주파수,  $f_0$ 는 다음의 식으로 표현된다[4].

$$f_0 = \frac{c_{AC}}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{V(l + \Delta l)}} \quad (1)$$

여기서,  $c_{AC}$ 는 음향공내 유체의 음속,  $S$ 는 오리피스 단면적,  $V$ 는 음향공의 체적,  $l$ 은 오리피스의 길이,  $\Delta l$ 은 질량보정인자로서 근사적으로  $0.85 d$  ( $d$ 는 오리피스 직경)로 나타낼 수 있다. 본 연구에서는 제 1 접선방향 음향모드를 억제하고자 음향공의 동조주파수를 설정하였다.

### 2.3 배플 설계

기존의 여러 연구를 통해 허브-블레이드 배플(Fig. 1 참고)의 연소 안정화 효과가 가장 크다고 알려져 있으므로[2, 5], 본 연구에서는 한 개의 허브와 여섯 개의 대칭적인 블레이드로 구성된 배플을 적용하였다. 기존의 연구[5]에서 수행된 배플 장착 연소실의 음향해석을 통해, 배플에 의한 음향장 변화와 공진주파수 이동 및 감쇠인자(damping factor)의 증가효과를 파악할 수 있었다. 설계된 배플의 연소 안정화 성능을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Resonant frequencies and damping factors in unbaffled and baffled chambers.

		unbaffled	hub-blade baffle
natural frequencies	1T	496.8 Hz	430.5 Hz (13% ↓)
	2T	811.8 Hz	621.0 Hz (24% ↓)
damping factor	1T	0.93 %	1.561 % (68% ↑)
	2T	0.7 %	1.238 % (77% ↑)

음향해석을 통해 최종적으로, 배플 블레이드와 허브의 축방향 길이는 90mm로 하고, 두께는 6mm로 하였으며, 허브의 내경은 162.8mm(∴ 블레이드의 반경방향 길이는 122.6mm)로 설계되었다.

배플 장착은 연소 안정성 개선에 큰 효과가 있으나 성능 측면에서 보면 오히려 감소효과가 있을 수 있다. 보통 일반적으로 분사기의 배치를 할 때 추진제의 혼합을 극대화하고 분사기 면의 열손상 문제 등을 고려하여 설계한다. 만약 배플을 고려하지 않고 설계된 분사기 배열을 유지한 채 배플을 장착하면, 초기에

설계했던 최적의 분사기 배열이 엉클어져 추진제 혼합의 불균형으로 국부적인 고온 영역이 발생할 수 있으며 그로 인해 배플면과 분사기 면의 열적 손상을 심화시킬 수 있다. 그러나, 본 실험에서는 일차적으로 배플의 연소 안정화 효과에 초점을 맞추어 기존의 배열을 유지한 채로 배플을 장착하였다.

## 3. 실험 방법

### 3.1 시험조건

로켓엔진의 작동조건을 나타내는 대표적인 인자는 연소실 압력과 산화제/연료의 질량비(O/F 비)이다. 본 시험에서 사용된 추진제로서 산화제는 액체산소(LOX), 연료는 케로신(kerosene)이며, 각 추진제가 F-O-O-F 형태의 충돌형 분사기를 통해 연소실내로 분사된다. 계산을 위한 견본(sample) 기준 설계조건(nominal or design condition)으로 1.38MPa의 연소실 압력과 2.34의 O/F비를 선정하였다. 이러한 설계조건을 기준으로 주위의 탈설계조건을 정하였으며, 각각에 대한 구체적인 작동조건과 추진제 공급 설계유량을 Table 2에 나타내었다. 연소 안정성 평가시험(Stability Rating Test; SRT)시에는 통상 더 큰 작동조건의 변화폭을 두는 것이 일반적이지만, 설비의 제약도 감안해야 하며, 이를 고려하여 설정된 SRT를 위한 작동조건 인자들을 같은 표에 나타내었다.

분석에 사용될 시험의 횟수는 총 16회이며, 각각의 시험시 수동제어기구의 장착여부를 Table 3에 정리하였다.

Table 2. Operating conditions for firing tests (FT) and stability rating tests (SRT).

No.	chamber pressure [MPa]	O/F ratio	injected mass flow rate [kg/s]	
			LOX	RP-1
1	1.38	2.34	40.90	17.50
2	FT	1.17	2.00	33.7
	SRT	1.17	2.00	" "
3	FT	1.17	2.50	35.6
	SRT	1.17	2.60	36.0
4	FT	1.59	2.00	45.5
	SRT	1.72	2.00	49.3
5	FT	1.59	2.50	48.0
	SRT	1.72	2.60	52.7
				20.3

Table 3. Chamber and test specifications.

Test No.	Test Regime	duration time	Acoustic Cavity Installation		Baffle installation
			$V=52,000 \text{ mm}^3$	$V=36,000 \text{ mm}^3$	
1~8	Firing	8sec	Installed		
9~12	SRT	8sec	Installed		
13, 14	SRT	4sec			Installed
15	Firing	28sec			
16	Firing	19sec			Installed

### 3.2 연소 및 안정성 평가시험

연소 및 안정성 평가 시험에 대한 상세한 설명은 여러 문헌 [2, 6, 8]에 소개되어 있으므로, 여기서는 자세한 설명을 생략하겠다. 점화를 위해 분사기면 중심에서 접촉발화성 추진제인 TEAL(Tetraethyl Aluminum)과 산소가 분사되며, 이어 주위의 점화기에서 산소와 연료가 분사되어 수초간의 천이구간을 거쳐 정상상태에 도달한다. 연소시험시에는 설정된 연소지속시간 동안 계속하여 설정된 유량이 공급되다가 종료되며, 연소 안정성 평가시험시에는 연소 구간중 설정된 순간에 인위적으로 연소실내부에 압력교란이 인가된다. 이를 위해 압력교란 장치(*artificial disturbance device*)가 연소실벽에 장착된다. 연소 안정성 평가시험을 위한 압력교란의 목적으로 여러 가지 교란 장치가 사용되어 왔으며, 본 연구에서는 펄스 건(pulse gun) 장치를 사용하였다 [2, 8]. 1회의 시험시 다른 시간에 두 번의 펄스를 인가할 수 있으며, 교란의 크기는 펄스 건에 충진한 폭약량을 0.6~1.8g의 범위에서 변화시켜 조정하였다.

펄스 건의 교란 원리는 다음과 같다. 폭약이 충진된 펄스 건을 연소실벽에 장착한 후, 원하는 시각에 폭약을 전기적으로 점화·폭발시켜 발생하는 강한 압력파가 연소실내에 유입되어 연소장에 압력교란을 인가하게 된다. 펄스 건의 장착위치는 분사기면의 중심을 원점으로 하여 ( $r$ ,  $\theta$ ,  $z$ ) 좌표계로 나타냈을 때, (210mm, 240°, 96mm)이다. 연소 및 안정성 평가시험시 발생하는 고주파의 압력 섭동을 측정하기위해, 25kHz의 분해능(resolution or sampling rate)을 갖는 압력센서(FCC1, FCC2)가 연소실벽에 장착되며, 그 위치는 각각 (210mm, 50°, 96mm), (210mm, 275°, 96mm)이다.

## 4. 결과 및 논의

### 4.1 시험결과

먼저, 음향공의 감쇠효과를 파악하기 위해, Table 2에 명시한 여러 작동조건에서 음향공이 장착된 연소실의 연소시험 및 안정성 평가시험에 수행되었으며, 다음으로 배풀이 장착된 연소실의 안정성 평가시험에 수행되었다. 수행된 모든 시험의 실제 작동 조건과 Table 2에 명시한 작동조건을 Fig. 2에 나타내었다. 또한, 각 시험에서의 연소 불안정 발생 여부도 표시하였다.

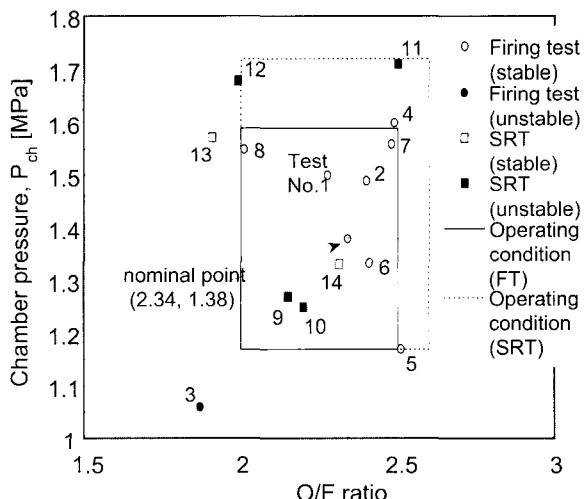


Fig. 2 Measured and specified operating conditions in firing and stability rating tests.

시험번호 1~8, 15~16(10회)은 연소시험, 시험번호 9~14(6회)는 안정성 평가시험에 해당한다. 시험번호 15에서는 음향공과 배풀 어느 것도 장착되지 않은 기본 연소실(또는 무배풀 연소실)에서의 시험이다. 시험번호 15~16의 경우, 설계점 조건에서 시험이 수행되었기에 Fig. 2에 표시하지 않았으며, 연소시험 중 연소불안정이 발생하였다.

### 4.2 연소 안정화 기구 장착의 효과

기본 연소실(수동제어기구가 장착되지 않은 연소실)에서 수행된 연소시험(시험번호 15)에서 연소불안정이 발생하였고, 음향공이 장착된 연소실의 경우, 연소시험들 중 일부와 모든 SRT에서 연소 불안정이 발생하였다. 연소 불안정 발생시 유해주파수는 기본 연소실에서는 약 1,730Hz로 계측되었다. 음향공 장착 연소실에서는 연소 불안정 발생시 유해 주파수가 약 1,680~1,690Hz로 계측되었다. 이는 제 1접선방향의 음향모드인 것으로 판단된다. 또한, 연소 불안정 발생시에는 항상 그 기본주파수(fundamental)의 harmonics가 계측되었다. 따라서, 본 대상 연소실에 장착된 음향공은, 균접한 주파수 동조를 이루었으나, 충분한 연소 안정화 성능을 갖추지는 못한 것으로 판단된다.

배풀 장착 연소실에서 수행된 두 번의 시험은 모두 SRT로 수행되었다. 펄스 건에 의한 교란에도 불구하고, 연소 불안정이 야기되지 않았으며 특히 15번 시험에서는 연소장내에 큰 압력섭동이 인가되었음에도 짧은 시간안에 안정화되어 본래의 안정한 연소 상태(state)로 회복되었다. 이로부터, 현 설계사양의 배풀은 충분한 연소 안정화 성능을 갖추고 있으며, 연소실의 동적 안정성 여분을 보장할 수 있는 것으로 판단된다.

다음은, 배풀 장착으로 인한 연소 성능 감소, 즉 추력 감소에 대해 조사하였다. 설계조건을 기준으로, 배풀이 없을 때의 비추력 213초에서 배풀을 장착하였을 때 208초로 약 2.35% 감소하였는데, 이것은 분사기 배열이 배풀이 장착됨에 따라 최적화되지 못한 때문이라고 생각되며 또한 배풀이 장착됨에 따라 연소실의 유효체적이 감소하여 발생하는 노출효율의 감소에 기인하는 것으로 볼 수 있다. 즉, 배풀이 장착되었을 경우, 성능의 감소는 분사기 배열의 최적화를 못한 것과 연소실의 유효체적이 감소한 것이 동시에 작용하여 연소압을 충분히 증가시키지 못하고 그로 인해 연소효율(특성속도효율)과 노출효율(추력계수효율)이 감소하여 발생한 결과라고 판단된다.

## 5. 결 론

로켓엔진의 연소 불안정 억제를 위해 연소 안정화기구로서 수동제어기구인 음향공과 배풀의 적용을 통한 연소 안정성(stability)을 조사하였다. 기본 연소실과 음향공 장착 연소실에서는 연소시험 중에도 작동조건에 따라 연소 불안정이 나타났다. 결국 기본 연소실(무배풀 연소실)은 안정한 연소를 보장할 수 없으며, 그 연소실에 음향공을 장착하더라도 연소 안정화 능력을 크게 개선되지 않음을 알 수 있었다.

한편, 배풀 장착 연소실은 연소 안정성 평가시험을 통해 큰 안정화 능력을 보여주었다. 즉, 인위적으로 연소장에 유입된 큰 외부교란을 감쇠시켜 안정한 연소를 유지하였다. 배풀 장착을 통한 추력 감소는 크지 않았으나, 추력 감소의 회복을 위해서 분사기의 재배열과, 연소실 압력의 변화를 예측하여 연소실에도 최적화를 적용하여야 할 것이다. 배풀 장착 연소실의 연소 안정화 능력을 나타내는 인자들은 향후의 분석과정을 통해 수치화될 것이다.

## 후기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 “KSR-III 개발사업”과 공공기술연구회의 정책연구과제인 “로켓엔진 연소기 핵심부품기술 개발”연구의 일부분으로 수행되었으며 이에 관계자 여러분께 감사드립니다. 또한, 직·간접적으로 시험 진행과 하드웨어 제작과정에서 애쓰신 많은 분들께 깊이 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, Vol. 147, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC (1992).
- [2] Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (Eds.), Liquid Propellant Rocket Instability, NASA SP-194 (1972).
- [3] Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, NASA SP-8113 (1974).
- [4] Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preclik, D., “Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities,” in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (V. Yang and W. E. Anderson, Eds.), Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC (1995), pp. 377-399.
- [5] 손채훈, “배풀이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석”, 대 한기계학회논문집 B, 제26권, 제7호 (2002), pp.966-975.
- [6] 하성업, 손채훈, 설우석, 한국항공우주연구원 Test Note 엔진-01-09 (2001).
- [7] 김승한 외 6인, “KARI 연소시험설비(RET)에서의 액체로켓 엔진 성능시험”, 제3회 우주발사체 심포지움, 2002년 3월.
- [8] Agarkov, A. F. et al., “Injector Flame Stabilization Effects on Combustion Instability,” in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (V. Yang and W. E. Anderson, Eds.), Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC (1995), pp. 281-305.