

액체 로켓엔진의 연소 안정성 평가

손채훈* · 김영목**

Stability Rating of Liquid Propellant Rocket Engine

Chae Hoon Sohn* · Young-Mog Kim**

ABSTRACT

Stability rating of KSR-III rocket engine is conducted based on stability rating tests in the course of development of KSR-III rocket engine. Rocket engine is approved to have combustion stabilization ability when it can suppress the external perturbation or pressure oscillation with finite amplitude and recover the original stable combustion. Rocket engine in flight may be perturbed with unexpectedly large amplitude and thus a designer should not only assure combustion stabilization ability of the engine but also quantify the stabilization capacity. For this, several quantitative parameters and their evaluation are introduced. To verify dynamic stability of KSR-III rocket engine, five stability rating tests have been conducted. Based on these test results, such parameters are quantified and thereby, the stabilization capacity of KSR-III rocket engine is evaluated.

초 록

액체 로켓엔진 개발과정에서 수행되는 여러 가지 시험 중 연소 안정성 평가 시험을 통해, KSR-III 로켓엔진의 연소 안정성을 평가하였다. 안정성 평가시험에서, 엔진이 외부 교란에 의한 압력 진동을 감쇠시켜 본래의 안정한 연소로 회복되는 경우, 그 엔진은 연소 안정화 능력을 가지고 있다고 판정할 수 있다. 로켓엔진은, 교란의 크기를 예측하기 어려운 외부 섭동에 노출될 수 있으므로, 엔진의 연소 안정화 가능 여부를 확인하는 것과 더불어 엔진이 갖고 있는 연소 안정화 능력을 정량화하여 파악하는 작업이 필요하다. 이를 위해 몇 가지 인자를 도입하였고, 이를 평가하는 방법을 검토하였다. 성공적으로 완료된 KSR-III 로켓개발과정에서 로켓엔진의 안정성 확보를 위해 5회의 안정성 평가 시험이 수행되었다. 이를 토대로, 앞서 언급한 안정화 능력의 정량화 방법을 KSR-III 엔진에 적용하여 그 엔진의 안정화 성능을 분석하였다.

1. 서 론

액체 로켓엔진 개발과정에서 빈번히 발생하는 고주파 연소 불안정은 과거의 거의 모든 로켓엔

* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University)

** 한국항공우주연구원 추진제어그룹(Korea Aerospace Research Institute)

진의 개발에 큰 장애요소가 되어왔다[1]. 고주파 연소 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 따라서, 빈번히 음향 불안정이라고 불리기도 한다. 이로 인해, 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 능력을 확보해야 한다.

로켓엔진이 정상적(normal)으로 작동하더라도 연소실내에는 내재적으로(intrinsically) 항상 어느 정도 크기의 압력 섭동이 존재한다. 통상 연소실 압력의 $\pm 5\%$ 이내 진폭의 압력 섭동이 존재한다면 안정한 연소장이라고 할 수 있다[3]. 이를 정적(static) 안정성이 확보되었다고 말할 수 있다. 그러나, 로켓엔진 연소실은, 동적 시스템으로서 외부에서 상당한 진폭의 교란이 유입될 수 있으므로, 정적 안정성외에 외부 교란을 감쇠(안정화)시켜 안정한 연소를 유지할 수 있는 동적(dynamic) 안정성 여부를 확보하여야 한다.

로켓엔진 개발시 연소 안정성 평가 시험(stability rating test; SRT)을 수행하는 목적을 크게 두가지로 분류할 수 있다. 한가지는 외부 교란을 감쇠시켜 연소 안정화를 이룰 수 있는지의 여부를 확인하는 것과 다른 한가지는 동적 안정성 여부와 연소 안정화 성능(capacity)을 평가하는 것이다. 전자는 시험의 결과로서 쉽게 파악될 수 있지만, 후자는 수학적인 분석기술을 필요로 한다.

본 연구에서는, 연소 안정성을 평가하기 위한 하나의 지침(guide)과 안정화 성능의 정량화에 대해 고찰하고, 그 결과를 KSR-III 로켓엔진[4]에 적용하여 엔진의 연소 안정화 성능을 평가하였다.

2. 안정성 평가 방법 및 인자

2.1 연소실 사양 및 시험 방법

연소 안정성을 평가할 대상 엔진은, KSR-III 로켓 개발과정에서 사용된 로켓엔진이다. 이 연소실의 기하학적 형상과 크기는 기존의 문헌[4]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다. KSR-III 로켓엔진으로 6회의 연소 안정성 평가시험이 수행되었고, 그 중 4회는 연소 안정화 기구인 배플이 장착되지 않은 상태에서 시험이 수행되었으며, 2회는 배플을 장착한 상태에서 수행되었다. KSR-III 로켓엔진에 장착된 배플의 사양과, 수행된 연소 안정성 평가 시험 방법 및 측정 기법에 대한 내용은 이전의 연구[4]에 상세히 기술되어 있으므로, 여기서는 간단히 기술하겠다.

연소 안정성 평가시험시 연소 구간중 설정된 순간에 인위적으로 연소실내부에 압력교란이 인가된다. 이를 위한 압력교란 장치로서 펄스 건이 연소실벽에 장착되었다[2, 5]. 펄스 건의 장착위치는 분사기면의 중심을 원점으로 하여 (r, θ, z) 좌표계로 나타냈을 때, (210mm, 240°, 96mm)이다. 연소 및 안정성 평가시험시 발생하는 고주파의 압력 섭동을 측정하기 위해, 25kHz의 분해능(resolution or sampling rate)을 갖는 압력센서(FCC1, FCC2)가 연소실벽에 장착되며, 그 위치는 각각 (210mm, 50°, 96mm), (210mm, 275°, 96mm)이다.

2.2 시험 조건

로켓엔진의 작동조건을 나타내는 대표적인 인자는 연소실 압력과 산화제/연료의 질량유량비(O/F 비)이다. 본 시험에서 사용된 추진제로서 산화제는 액체산소(LOX), 연료는 케로신(kerosene) 계열의 RP-1이며, 각 추진제가 F-O-O-F 형태의 충돌형 분사기를 통해 연소실 내로 분사된다. 기준 설계조건으로 1.38MPa의 연소실 압력과 2.34의 O/F비를 선정하였다. 이러한 설계조건을 기준으로 주위의 탈설계조건을 설정하였다.

2.3 안정성 평가 인자

본 연구에서 동적 안정성 여분 또는 안정화 성능(capacity)을 파악하기 위해 사용된 인자들은 다음과 같다[2, 6].

- (1) 연소불안정 구간에서 섭동하는 첫번째 peak의 크기와 안정 연소 구간의 평균진폭의 비, $A_{f/n}$
- (2) 감쇠시간, τ_e : 진폭이 최대진폭의 1/e로 감쇠하기까지 소요된 시간
- (3) 싸이클 당 감쇠율(decay rate/cycle) : 감쇠시간의 역수를 관심있는 주파수값으로 나눈 값이다.

2.4 안정성 판단을 위한 기준(criterion)

연소 안정성 평가 시험에서 안정성의 판단 기준(criterion)으로는 다음의 두 가지를 고려할 수 있다.

$$\tau \leq [\tau_r] \quad (2)$$

$$A_1 < A < A_2 \quad (3)$$

여기서 τ 는 진동이 감쇠되는 데 걸리는 시간(damping time) -본 연구에서는 이를 τ_e 로 정한다 -, $[\tau_r]$ 는 기준값, A_1 은 인위적으로 가해지는 진폭의 최저 값(연소 안정성 평가 시험으로서 의미있는 최저값), A 는 교란이 감쇠되는 경우 측정된 진폭 신호에서의 최고 진폭, A_2 는 연소실 손상 방지를 위한 진폭의 상한을 나타낸다. 위 기준은 모두 압력파가 감쇠되는 경우에만 적용가능한 것이지, 연소 불안정이 발생한 경우에는 위 기준을 적용하는 것이 무의미하다. 또한, $[\tau_r]$ 과 A_1 , A_2 의 값은 시험전에 미리 설정할 수 있는 것이 아니라 대상 엔진에서의 많은 예비시험을 통해 데이터베이스를 축적한 후, 제시될 수 있다. 주로 RP-1을 연료로 사용하고, 고압 고추력의 러시아 엔진의 경우 통상 $[\tau_r]=15ms$, $A_1=0.1atm$, $A_2=10atm$ 이며, 특정 엔진에 따라 조금씩 다르고, A_2 는 주로 연소실

Table 1. Results of stability rating tests.

| | | Test No. 1 | Test No. 2 | Test No. 3 | Test No. 4 |
|----------------|------|----------------------|-------------------------|-------------------------|--------------------|
| 산화제 유량 [kg/s] | | 37.5 | 48.21 | 47.29 | 42.42 |
| 연료유량 [kg/s] | | 17.4 | 24.25 | 24.77 | 18.33 |
| 연소실 압력 [MPa] | | 1.27 | 1.68 | 1.57 | 1.33 |
| O/F 비 | | 2.15 | 1.99 | 1.91 | 2.31 |
| 폭약량 [g] | | 1.4, 1.8 | 0.6, 1.0 (압력파 감쇠 장치 삽입) | 0.6, 1.0 (압력파 감쇠 장치 삽입) | 1.0, 1.4 |
| 폭발시각 | | 종료 2초전 1초전 | 종료 1초전 0.5초전 | 종료 1초전 0.5초전 | 종료 0.6초전 0.3초전 |
| 연소시간 [sec] | | 8 | 8 | 4 | 4 |
| 초기 압력 진폭 [MPa] | FCC1 | 1.2 | 0.6 | 감지할 수 없음 | 최대 진폭 0.933, 0.985 |
| | FCC2 | 0.35 | 감지할 수 없음 | 감지할 수 없음 | 최대 진폭 0.834, 1.346 |
| 연소 안정성 특성 | | pulse gun에 의한 불안정 발생 | pulse gun에 의한 불안정 발생 | 안정 | 큰 펄스 발생후 안정화 |

의 구조 강도적 측면에서 결정되는 값으로 그 설정 범위가 상당히 폭넓다[6].

3. KSR-III 엔진의 연소 안정화 성능

3.1 SRT 시험 결과

KSR-III 로켓엔진으로 수행된 6회의 연소 안정성 평가시험[4] 중 대표적인 4회의 시험 결과를 table 1에 나타내었다. 이 표에서 볼 수 있듯이, 시험번호 1과 2의 경우 펄스 건에 의해 연

Table 2. Summary of combustion stabilization capacity of KSR-III engine.

| | | FCC1 | | FCC2 | | |
|------------|------------------------------------|----------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|--------------------------|
| | | 첫번째 폭약폭발 | 두번째 폭약폭발 | 첫번째 폭약폭발 | 두번째 폭약폭발 | |
| 최대진폭 | without filtering | A | 0.933 MPa (연소압의 70%) | 0.985 MPa (연소압의 74%) | 0.834 MPa (연소압의 63%) | 1.346 MPa (연소압의 101%) |
| | | A_{fn} | 28.4 | 30.0 | 20.2 | 32.7 |
| | filtered (1000~2000Hz 구간) | A | 0.157 MPa | 0.161 MPa | 0.080 MPa | 0.126 MPa |
| | | A_{fn} | 83.5 | 85.6 | 13.6 | 21.4 |
| decay rate | damping time (τ_e) | 1.83 ms | 1.45 ms | 13.2 ms | 11.4 ms | |
| | decay rate /cycle (1,700 Hz) | 0.321 | 0.406 | 0.045 | 0.052 | |

소실내로 유입된 압력 섭동에 의해 큰 진폭의 압력 진동이 발생하였고, 이러한 진동이 안정화 되지 못한 채 결국 연소 불안정이 야기되었다. 시험번호 3의 경우에는 연소 안정화가 이루어졌으나, 초기의 압력 진동 진폭이 너무 작아 센서에 의해 감지되지 못했다. 즉, 이는 펄스 건에 장착된 압력과 감쇠 장치에 의해 극히 작은 섭동이 연소실내로 유입되었기 때문이다. 시험번호 4의 경우는, 큰 진폭의 교란이 야기되었고, 그 교란이 안정화되어 결국 안정한 연소가 회복된 경우이다.

앞에서 언급한 연소 안정성 평가 인자들로 연소 안정화 성능을 정량화하기 위해서는 시험번호 4의 경우처럼 교란이 안정화되어야 한다. 총 6회의 시험중 두 번의 시험에서만 연소 안정화를 달성하였고, 그 중에서도 단 한번만이 연소 안정화 성능 정량화에 사용될 수 있었다.

3.2 연소 안정성 평가

시험번호 4에서 측정된 신호를 토대로 KSR-III 엔진의 연소 안정성을 평가하겠다. 모든 주파수 값을 갖는 압력 섭동이 적분된 신호를 토대로 한 최대 진폭과 1000~2000Hz의 주파수 대역으로 bandpass 필터링된 신호만을 취

하여 구한 교란의 진폭을 table 2에 나타내었다. 2.3절과 2.4절에서 제시한 인자들을 토대로 연소 안정성 평가 시험의 유효성과 엔진의 연소 안정화 성능을 논의하겠다.

연소 안정성 시험으로서 유효한 시험이 되기 위해서는 앞서 언급한 A 값이 의미있는 정도로 큰 값이 되어야 한다. 그 크기의 정도를 정확히 규정할 수 없기 때문에, 경험적으로 특정 크기를 받아들여야 할지의 여부를 판정할 수 밖에 없다. 본 연구에서는 결과 분석시 A 와 더불어 A_{fn} 을 인자로 채택하였다. Table 2에서 보듯이, 압력 측정 센서의 위치 및 폭발 차수에 따라 A_{fn} 이 달라지지만, $O(10)$ 의 크기에 달하므로 충분히 크기때문에, 해당 연소 안정성 평가 시험은 유효하다고 판정할 수 있다. 한편, 두 번째 펄스에 의해 야기된 교란의 크기가 첫 번째 펄스에 의한 것보다 크지만, 그 비율은 폭약량의 증가비율과 정확히 일치하지는 않았다.

감쇠 시간은 수 ms에서 십 ms 정도로 상당히 짧으며, 참고로 러시아 엔진의 개발 경험을 토대로 제시된 감쇠시간 기준값, [τ_e]=15ms에 비해서 짧았다. 이러한 감쇠시간을, KSR-III 엔진에서 가장 유해했던 음향모드인 제 1 접선 방

향 모드 압력 진동의 주파수, 1,700Hz로 나누어, 한 싸이클당 감쇠율을 계산하였고, $O(0.01 \sim 0.1)$ 의 값의 범위를 보였다.

이상의 연소 안정화 성능을 종합하면, 배플을 장착한 KSR-III 엔진은 충분히 큰 연소 안정화 성능을 갖고 있다고 판단된다. 그러나, 정량화를 위해 활용가능한 시험이 단 1회에 불과하여, 앞에서 언급한 여러 정량화 인자중의 하나인 연소 안정성 여분을 찾을 수는 없었고 통계처리를 통해 인자들의 값을 제시할 수 없었다. 그럼에도 불구하고, 안정 연소 구간의 압력 섭동 평균 진폭에 비해 상당히 큰 인위적인 교란을 감쇠시켜 연소 안정화를 이룬 점과 상당히 짧은 시간에 연소 안정화가 달성된 점에 근거하여 충분한 안정화 성능을 갖춘 것으로 판정할 수 있다.

4. 결 론

KSR-III 액체 로켓엔진 개발과정에서 수행된 연소 안정성 평가 시험을 통해, 로켓엔진의 연소 안정성을 평가하였다. 이를 위해 먼저, 연소 안정화 성능을 정량화할 수 있는 인자를 도입·정의하고, 이를 평가하는 방법을 검토하였다. 다음으로, 실제 시험결과를 토대로 정량화된 인자를 구하였다. 각 인자들이 특정의 값을 가질 때 해당 엔진이 연소 안정성을 보장할 수 있는지의 여부를 판정하는 것이, 연소 안정성 평가 시험 및 그 결과 분석의 궁극적인 목적이겠으나, 그러한 판정을 내릴 수 있는, 보편화된 절대적 기준을 얻기가 어려우며, 더구나 새로이 개발되는 엔진의 경우에는 데이터베이스가 없으므로 불가능하다. 따라서, 차선책으로 본 연구에서 제시한 인자들의 값은, 과거 로켓 개발 프로그램에서 경험적으로 얻은 하나의 기준값들과 비교되었다.

성공적으로 완료된 KSR-III 엔진 개발과정에서, 로켓엔진의 안정성 확보를 위해 6회의 안정성 평가 시험이 수행되었으며, 단 1회의 시험만이 안정화 성능의 정량화에 활용될 수 있었다.

이를 토대로, 본 연구에서 제시한 안정화 성능의 정량화 방법을 KSR-III 엔진에 적용하여 엔진의 안정화 성능을 분석하였다. 그 결과, 배플을 장착한 KSR-III 엔진은, 상당히 큰 인위적인 교란에 대해서 연소 안정화를 이룰 수 있고, 외부 교란을 상당히 짧은 시간에 감쇠시켜 본래의 안정한 연소를 회복할 수 있으며, 따라서 충분한 안정화 성능을 갖춘 것으로 판정되었다. 한편, 여기서 제시한 정량화된 인자들은, 향후 수행될 유사한 시험 및 분석 과정에서 유용한 기본 자료로 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

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. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992.
4. 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, "액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용 효과", 한국항공우주학회지, 제31권, 제6호, 2003, pp. 79-87.
5. 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.
6. 손채훈, 김성구, 문윤완, 김영목, "위성발사체 로켓엔진의 연소 불안정 억제/방지 기술," 한국항공우주연구원 연구보고서, 해외 첨단기술 정보조사(과학기술부), 2003.