

연소 안정성 평가 시험을 통한 배플 길이의 안정성 여분 평가

김홍집*, 이광진**, 서성현***, 김승한****, 한영민*****, 설우석*****

Stability Rating Tests for Stability Margin of Axial Baffle Length

Hong-Jip Kim*, Kwang-Jin Lee**, Seong-hyeon Seo***, Seung-Han Kim****,
Yeoung-Min Han*****, Woo-Seok Seo*****

Abstract

To optimize and limit the axial length of baffle in KSR-III engine, stability rating tests using pulse gun as one of artificial disturbance devices have been done. Decay time and other parameters for the evaluation of stabilization ability of engine to external perturbation have been analyzed to quantify stabilization capacity of engine, in other words, dynamic stability margin. If baffle does not cover flame zone enough which can be considered as collision region of injector, it wasn't be able to suppress external perturbation sufficiently. The limit of combustion stability margin of engine is assumed to be 50 mm length baffle.

초 록

수동제어기구로서 사용되는 배플의 축방향 길이의 최적화 및 한계를 평가하기 위하여, 축방향 길이를 작동인자로 하여 연소 안정성 여분을 평가하였다. 외부 교란 발생 장치로서 2번의 기폭이 가능한 펄스건을 사용하였다. 외부 교란에 대한 연소실에서의 응답 특성을, 감쇠 시간과 진폭비와 같은 인자를 도입하여 정량화하였다. 설계점과 탈설계점에서 시험을 수행하였으며, 분사기의 충돌점으로 생각할 수 있는 화염 영역을 감싸지 못하는 경우에는 배플의 충분한 감쇠 능력을 보장할 수 없음을 확인하였다. 따라서 연소 안정성의 여분의 경계는 50 mm 정도의 배플인 것으로 판단되었다.

키워드 : 안정성평가시험(stability rating test), 연소불안정(combustion instability), 축방향배플길이(axial baffle length), 외부교란(external perturbation), 펄스건(pulse gun), 감쇠시간(decay time)

1. 서 론

연소실에서 연소장과 음향장의 상호작용에 의

하여 발생하는 연소 불안정 현상은 성능의 저하 및 심한 경우 엔진의 파괴를 야기하여 발사체의 임무 수행에 있어 커다란 장애 요인이 되고 있다

* 엔진그룹/khongjip@kari.re.kr

*** 엔진그룹/sxs223@kari.re.kr

**** 엔진그룹/ymhan@kari.re.kr

** 엔진그룹/lkj@kari.re.kr

**** 엔진그룹/detokim@kari.re.kr

***** 엔진그룹/wsseo@kari.re.kr

[1-5]. 이러한 불안정을 해결하기 위하여, 연소장을 조정하거나, 음향장을 조정하여 서로간의 coupling을 피하는 방법이 채택되고 있다. 후자의 방법으로서 수동제어기구가 널리 이용되고 있으며, 실제 KSR-III의 주엔진의 경우에는 90 mm의 1-hub/6-blade 형태의 내열재 방식 배플을 장착하여 연소 불안정 현상을 해결하였고, 상당히 큰 안정성 여분을 가짐을 확인하였다[6]. 그러나 배플이 설치될 경우 상대적으로 추력이 감소하거나, 배플의 내구성을 확보하기 위하여 별도의 냉각 시스템이 필요하게 되어 시스템 전체의 작동조건이 변화되는 문제가 생기기도 한다. 이에 배플의 형상과, 추력 및 냉각의 문제와 밀접한 관련이 있는 축방향 길이에 대한 최적화가 필요하다.

로켓엔진이 정상상태(steady state)로 작동하더라도 연소실내에서는 내재적(intrinsic)으로 압력 섭동이 존재하게 된다. 일반적으로 압력의 섭동량이 연소실의 평균 압력 대비 $\pm 5\%$ 의 크기를 가지면 정적으로 안정적(statically stable)이라고 한다[1,2]. 그러나 로켓엔진은 운전 중 중력이속도 등의 외기 조건의 변동으로 인하여 작동 조건 변화의 가능성을 가지고 있으며, 또한 연소장과 음향장의 상호작용으로 인하여 정적으로 안정적이라고 할 수 있었던 진폭이 증폭되기도 한다. 이에 대한 영향과 최종적인 검증을 위하여 특히 교란에 대한 안정성 평가는 매우 중요하다[1-5].

로켓 엔진에서의 연소 안정성 응답 특성은, 일반적으로 Fig. 1에서 보이는 바와 같이, 아임계분기(subcritical bifurcation) 현상으로 설명될 수 있다. 이는 엔진의 작동조건을 나타내는 임의의 인자(작동 압력, O/F ratio 등)와 압력 섭동의 진폭과의 관계로 이루어진다[3]. S 곡선으로 표시되는 그림에서 실선으로 표시되는 부분은 물리적으로 도달 가능한 상태, 점선은 물리적으로는 도달할 수 없는 상태를 나타내며, 이는 현상학적인 안정/불안정과는 관계가 없다. 엔진의 특성과 작동조건에 따라 (1) 어떠한 외부 교란에 대해서도 절대적으로 안정적인 영역, (2) 특정 크기(threshold; 그림에서 A_{cr}) 이하에서는 안정화되지만 그 이상에서는 불안정해지는 영역, (3) 원래의

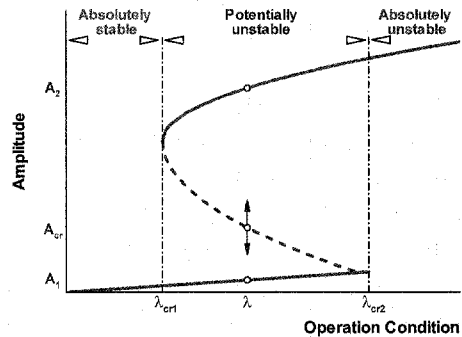


Fig. 1 Amplitude of Dynamic Pressure in Combustion Chamber with respect to Operation Parameters (Sub-critical bifurcation diagram)

작동조건이 절대적으로 불안정한 영역으로 대별될 수 있다. 거의 대부분의 현상은 두 번째의 영역과 같은 양상을 보이며, 이 때 불안정이 발생하지 않는 최대 진폭(그림에서는 A_{cr})이 바로 대상 엔진의 동적 안정성 여분(dynamic stability margin)이 된다. 이론적으로는 불안정을 제어하기 위해서 절대적으로 안정적인 영역으로 천이시키거나, 동적 안정성 여분(A_{cr})을 현실적인 상황에서 가능한 한 최대대로 하여 안정성을 확보하는 방안이 가능하다. 그러나 절대적으로 안정적인 영역에서의 운전은 이론적으로만 가능할 뿐, 사실상 불가능하다고 할 수 있다.

로켓엔진의 안정성을 평가하는 방법은 크게 두 가지로 대별할 수 있다. 한 가지는 여러 차례의 엔진 작동시험을 통하여 통계학적으로 자발적 연소 불안정의 발생을 예측하는 방법이다. 이를 자발적 연소 불안정 확인 방법(spontaneous instability methods)라고 하는데[1, 2], 이 방법은 많은 횟수의 연소시험을 필요로 하는 관계로 비용 및 시간이 많이 드는 단점이 있다. 실제의 엔진 개발과정에서 F-1 엔진만이 3200회의 연소시험을 거쳤다[5]. 이에 비하여 인위적으로 큰 진폭의 외부 교란을 연소실에 인가함으로써 연소 불안정이 야기되는지를 살펴보는 인위적 연소 불안정 기폭 방법(artificial initiation method)은 교란 발생 장치를 새롭게 개발해야하며, 연소실내의 추가 설치로 인한 제작상의 문제가 있으나, 적은

횡수의 시험으로도 동적 안정성 여분(dynamic stability margin)을 파악할 수 있는 장점이 있다 [1, 2].

외부 교란을 인위적으로 발생시키는 방법은 연소실 내에 밤(bomb)을 위치시키는 방법과 펄스건(pulse gun)을 이용하는 방법 등이 있다[1, 2]. 종래에 많이 사용되던 밤의 경우, 연소실의 연소장 내에 직접 설치되어 연소 과정 중에 고온/고압의 분위기에서 기폭계를 둘러싸고 있는 피복이 용융됨으로써 기폭된다. 따라서 피복제의 용융 시점을 정확히 예측하기 힘들기 때문에, 교란 시점을 제어하기 힘든 단점이 있다. 반면에 펄스건을 이용하는 경우에는 연소실의 외벽에 설치되어 고온/고압의 연소장과 직접 접촉하지 않아 폭발 전의 교란을 최소화할 수 있고, 일반적으로 전기 점화 방식을 사용하여 언제든 원하는 시간에 외부 교란을 인가할 수 있는 장점이 있다.

본 연구에서는 인위적 교란 발생 장치로서 펄스건을 이용하여 로켓 엔진의 안정성 평가 시험을 수행하여, 배플의 축방향 길이에 대한 안정성 여분을 평가하였다. 또한 이를 통하여 엔진의 안정성 평가 기법을 확립하고, 향후 고성능 엔진 개발 과정에서 안정성 평가에 필요한 절차를 수립하는데 목적을 두었다.

2. 실험

연소 안정성 평가를 위한 대상 엔진은, 연료와 산화제로 kerosene과 LOx를 사용하는 가압식 액체추진로켓이다. 연료와 산화제의 유량은 각각 18, 42 kg/s로서 O/F = 2.34, 연소압 13.8 bar가 nominal condition인 이 엔진의 기하학적 형상과 치수는 참고문헌에 제시되어 있다[7]. 분사기는 split-triplet(F-O-O-F) 형태의 충돌형 분사기이며, 분사기면은 Fig. 2와 같이 H 형태의 배열로, 총 228개가 분포하며, 중앙에 점화기용 분사기가 장착된다. 점화기용 분사기로는 hypergolic 형태의 triethylaluminum(TEA)이 연소 시험 초기에 공급된다. 설치된 배플의 사양은 Fig. 2에서 보이는

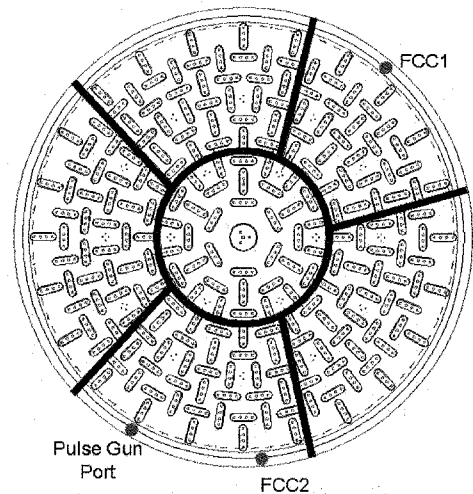


Fig. 2 Injector faceplate, installed baffle, and transverse location of pulse gun port and dynamic pressure sensors(FCC1, FCC2)

바와 같이 5개의 블레이드를 가지는 허브-블레이드 형태로, SUS 316L로 제작되었으며 기존의 분사기와 최대한 간섭이 일어나지 않도록 배치되어 있다. 축방향 길이는 연소실의 직경대비 12, 16.7, 20 %인 50, 70, 85 mm 세가지를 채택하였다. 인위적인 가진과 연소실의 응답 특성을 파악하기 위하여, 펄스건 port와 두개의 동압센서(PCB piezoelectronics, model 123A24)를 설치하였으며 그 위치는 분사기면에서부터 축방향으로 100 mm, 횡방향으로는 Fig. 2와 같이 x축 기준 시계 방향으로 각각 240°, 50°, 275°인 최외곽에 위치한다.

연소 안정성 평가 시험에서 얻어지는 데이터가 의미를 가지고, 제대로 안정성을 평가할 수 있기 위해서는 다음과 같은 두 조건을 만족하는 것이 필요하다. 먼저 $\tau \leq [\tau_c]$ 으로, 섭동에 의한 진폭이 감소되는 때까지 걸리는 시간인 감쇠 시간 τ 가, 다수의 시험을 통하여 경험적으로 제시되는 기준값 τ_c 보다 작아야 한다. 다음으로 $A_1 \leq A_2 \leq A_3$ 인데, 이는 외부 교란 장치에 의해 인가되는 진폭인 A_1 가 연소 안정성 시험이 의미를 가지기 위한 최소한의 진폭 A_1 보다 크며, 주

로 구조 강도에 의해 결정되는 연소실의 손상을 방지하기 위한 진폭의 상한선인 A_2 보다 작아야 한다는 것이다. 일반적으로 A_1 , A_2 의 선택은 대상 엔진에 따라 변한다고 할 수 있으며, 많은 시험을 통해 축적된 데이터베이스로부터 결정된다. 통상 A_1 은 신호잡음(noise)보다는 커야 하며, A_2 는 주로 구조 강도에 의해 결정되며 그 설정 범위가 매우 넓다[8]. 러시아의 고압 RP-1 엔진의 경우에는 $\tau_c = 15$ msec, $A_1 = 0.1$ atm, $A_2 = 10$ atm를 추천하고 있다. 그러나 값의 선택에 있어서는 자체적인 기준이 필요하다. 한 예로서, 최소한 외부 교란에 의해 인가되는 진폭이, 정상 상태에서 제측된 압력 섭동의 root mean square(rms)의 6배 정도는 감쇠시켜야 하는 필요 조건을 제시한다. 또 다른 의견으로는 정상 상태 압력 섭동의 최대값이 rms 값의 4~5배에 이르며, 이에 대하여 6배 정도의 진폭을 안정화시켜야 안정한 로켓엔진이라고 제안되기도 한다[8, 9]. 이러한 값의 설정은 일반화된 법칙이 정해져 있지 않으므로 엔진의 개발과정에 있어 개발자에 의해 합리적으로 결정되는 것이 합당하다. 물론 합리적 결정을 위하여 많은 데이터베이스가 확보되어야 함은 당연하다. 또한 위의 두 조건은 단지 가진된 압력파가 안정적으로 감쇠될 경우에만 의미가 있으며, 가진된 압력파에 의해 연소 불안정이 발생하게 되면 의미가 없어지게 된다.

일반적으로 연소실에 순간적으로 인위적인 교란을 인가하면, 가진된 압력파는 소산되어 다음

과 같이 정현파적으로 감쇠하게 된다.

$$p(t) = p_{\max} e^{-at} \sin(2\pi f_0 t) \quad (1)$$

여기서 $p(t)$ 는 시간에 따른 비정상적인 압력 섭동의 진폭, p_{\max} 는 초기에 가진된 최대 진폭, a 는 감쇠율(decay rate), f_0 는 분석하고자 하는 압력 섭동의 주파수이다. 연소 안정성 평가를 위해 시험에서 획득되는 raw data를 여러 가지 기법을 통하여 다양한 인자로 정량화하는 작업이 필요하다. 본 연구에서는 비정상(transient) 상태에서 편리하게 정량화하는 방법으로 다음과 같은 인자를 사용하였다. 첫째, 정적으로 안정한 상태에서의 평균적인 압력 섭동량에 대한 인위적으로 가진된 최대 섭동량의 비인 $A_{n,\max}$, 둘째, 인위적 섭동량의 진폭이 최대 진폭의 $1/e$ 까지만 감쇠되는데 걸리는 시간인 감쇠 시간(decay time) τ , 셋째, 감쇠시간의 역수인 감쇠율을 분석하고자 하는 압력 섭동의 주파수 값으로 나눈 값인 사이클 당 감쇠율(decay rate per cycle)이다. 식(1)에 의하면 감쇠 시간(τ)과 감쇠율(a)은 서로 반비례한다. 감쇠 시간을 평가하기 위해서는 가진된 중지시킨 후 진폭의 감쇠 정도를 시간 역순으로 평가하는 것이 추천되고 있다[8,9]. 또한 사이클 당 감쇠율은 정의에 의하여 a/f_0 로 나타내어진다.

따라서 $A_{n,\max}$ 가 크다는 것은 인위적으로 가진된 압력 섭동량이 크다는 것을 뜻하며, 이론적으로는 임계값(A_{cr})보다는 클 수 있도록 외부 교란 장치가 설계되어야 안정성 여분을 평가할 수 있다. 대략적으로는 $O(10\sim 100)$ 정도의 값을 가져야 연소 안정성 평가의 의미를 지닌다고 알려져 있으며 연소 안정화가 이루어지는 경우, 최대값이 대상 엔진의 최대 동적 안정성의 여분을 의미한다. 그리고 감쇠 시간이 작을수록, 다시 말하면 감쇠율이 클수록, 외부의 가진으로부터 정상 상태로 회귀하려는 특성이 좋다고 할 수 있으며, 안정화 측면에서 우수하다고 말할 수 있다.

로켓엔진의 개발 시험은 개발비용이 매우 크며, 위험도 또한 크므로, 한번의 시험으로 여러 크기의 교란에 대한 연소 불안정 여부 및 정보를

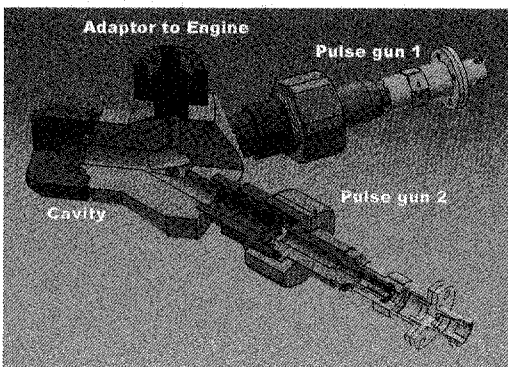


Fig. 3 Schematic of pulse gun, cavity and adaptor

언어내는 것이 비용과 시간을 줄일 수 있어 유리하다. 따라서 사용된 펄스건은 Fig. 3에 보이는 바와 같이 두개의 기폭부를 가지도록 설계하였으며, 중간에 설치된 동공(cavity)를 통해 폭발 가능성이 있는 powder를 연소실로 전달되지 못하도록 걸러지고, 충격파만이 수직으로 쬐여서 연소실로 인가된다[10].

3. 결 과

KSR-III 엔진의 개발과정에서 연소 불안정이 발생하였으며, 이 때의 유해 불안정 주파수는 1680 Hz로, 1차 접선방향의 음향 모드와 연소장과의 상호작용에 의하여 일어난 결과였다. 이 불안정 모드를 제어하기 위하여 본 연구에서는 1개의 허브와 5개의 블레이드를 가지는 배플을 채택하였고, 배플의 길이를 감소시켜 안정성 여분을

평가하였다. 따라서 주의 깊게 살펴볼 작동 인자는 배플의 축방향 길이, L_B 이다.

$L_B = 85$ mm의 배플을 장착하여 외부 교란을 가하지 않은 상태에서 자발적 연소 불안정의 발생 가능성을 확인해 보았다. 몇 차례의 연소시험을 수행하여 시험 누적 시간이 230 sec 정도이며, 어떠한 연소 불안정 현상도 발견되지 않았다. 그러나 누적 시간이 충분하지 않은 관계로, 펄스건을 적용하여 연소 안정화를 확인하였다. 기폭전의 정상 상태에서의 연소실의 압력은 $\pm 3\%$ 미만의 섭동량을 가지는 정적으로 안정된 조건이었다. 사용된 기폭량은 1.0, 1.8 g으로, 연소시험 종료 전 1.0, 0.5초에 기폭되었으며, 그 결과를 Fig. 4에 도시하였다. Figure 4(a)는 raw signal이며 (b)는 유해 불안정 모드인 1T 모드의 주파수 범위(1000~2000 Hz)로 필터링하여 도시한 그림이다. 자발적 연소 불안정 확인 시험에서와 마찬가지로 특별한 유해 모드가 관찰되지 않는 것을 알 수 있다. 또한 두 번의 기폭에서 가진되는 진폭의 비, $A_{n, \max}$ 는 각각 150과 85 정도이며, 이는 신호 잡음(noise level)에 비하여 상당히 큰 값이므로, 의미가 있는 실험 데이터라고 생각된다. 이때의 감쇠 시간은 약 2 msec 미만으로 동적으로 안정성을 확보했다고 할 수 있다. 이를 통하여 85 mm의 배플은 화염 영역을 충분히 감싸고 있어 교란을 빨리 감쇠시키는 것으로 예상할 수 있다.

이번에는 배플의 길이를 50 mm로 줄여서 앞의 실험과 같은 조건인 nominal condition에서 시험을 수행하였다. 배플의 길이가 상대적으로 짧으므로 불안정의 발생 가능성이 높을 것으로 예상된다. 따라서 기폭량을 0.6, 1.4 g으로 줄이고, 불안정 발생 시 시험 시설에 대한 손상을 최소화하기 위하여 시험 종료 0.6, 0.3초 전에 기폭을 수행하였다. 시험에서는 기폭부의 전기적 문제로 인하여 첫 번째 교란만이 인가되었으며, 이에 따른 동압의 추이를 Fig. 5에 도시하였다. 섭동의 최대값은 기폭에 의하여 FCC1 센서에서 먼저 발생한 다음, FCC2에서 발생한다. 본 신호로부터 주파수 분석을 수행하면, Fig. 6에서 보이는 바와 같이 1200~1600 Hz에서 불안정 모드가 발

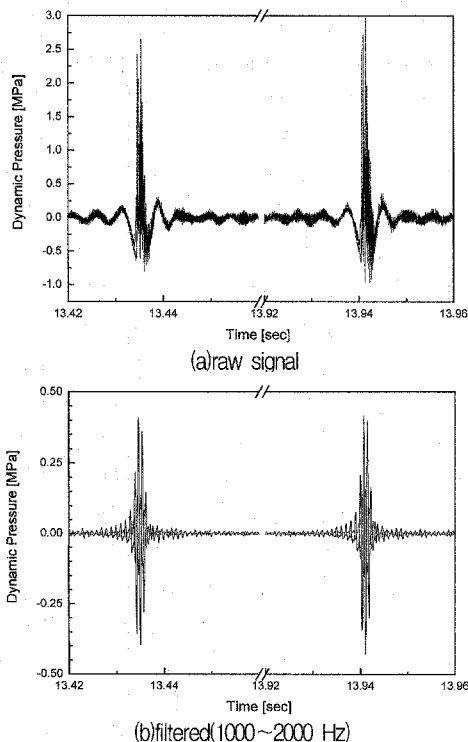


Fig. 4 Dynamic pressure characteristics of 85 mm baffled combustion chamber under nominal condition

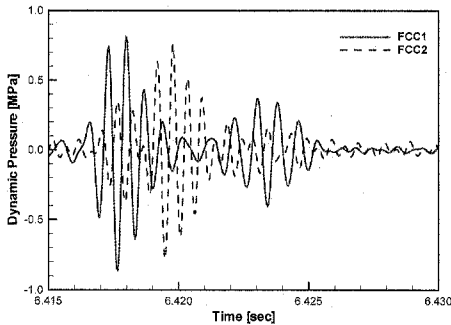


Fig. 5 Filtered dynamic pressure characteristics of 50 mm baffled combustion chamber under nominal condition

생하는 것을 확인할 수 있다. 그림에서 보듯이 두 센서의 신호는 일정한 위상차(약 155°)를 가지

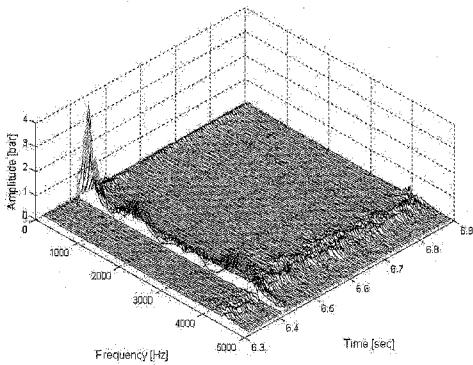


Fig. 6 Waterfall of FFT of Fig. 5

고 있는 것을 알 수 있으며, 모드 분석 결과 이는 1T 모드에 해당한다. 그런데 두 센서에서의 최대 동압 신호가 약간의 시간 차이를 보이고 있는 것을 알 수 있는데, 이는 횡방향으로 어떠한 모멘텀을 가지는 유동이 진동하고 있음을 보여주는 결과이다. 화염이 일정한 부상 높이를 가지고 있지 않으며, 동압의 섭동량이 잔류하는 10 msec 동안은 안정적이지 못함을 의미한다.

이러한 특징은 분사기에서 형성되는 화염의 높이를 기하학적으로 유추해 봄으로써 설명이 가능하다. 본 연구에서 채택한 F-O-O-F 형태의 충돌형 분사기에서 1차/2차 충돌점은 기하학적으로

로 약 29, 46 mm이므로, 50 mm의 배플은 화염 영역을 완벽하게 감쌀 수 있는 정도는 아니다. 더구나 배플의 안쪽에서는 횡방향 음향파의 종파화(longitudinalization) 현상이 일어나고, 배플 블레이드 팁에서는 다시 횡파로 바뀌면서 급격한 압력 구배가 발생한다.[11,12] 이로 인하여 압력 섭동의 구배를 급격하게 변화시키는 지역과 화염 지역이 인접하게 되고, 섭동량이 상호작용을 일으킬 수 있다. 그런 의미에서 50 mm는 2차 충돌점을 약간 넘어서는 수치이기는 하지만, 배플이 완벽하게 섭동량을 감쇠시키지 못하고 2차적인 진동 현상이 관찰된다.

동압의 측면에서 약간의 진동이 관찰되기는 하였으나, 감쇠 시간의 측면에서는 약 6 msec 정도로 선진국에서 채택하고 있는 15~25 msec보다는 작음을 확인하였다. 앞서의 동압 응답 특성을 고려해볼 때, 단순히 감쇠 시간을 비교함으로써 엔진의 안정성을 판단하기에는 무리가 있음을 알 수 있었다. 따라서 좀 더 불안정의 발생 가능성이 높은 영역에서의 안정성 평가 시험을 통하여 그 타당성을 확인해 보았다. 일반적으로 압력이 높아짐에 따라 연소 불안정의 발생 가능성은 높다고 할 수 있으며, kerosene의 경우 nominal condition에 비하여 저 O/F비는 과농의 소염 영역(fuel-rich near extinction regime)으로 이동하게 된다. 소화염 모델의 결과[13,14]에 의하면, 소염 영역 근처의 화염일수록 음향학적 증폭 특성이 증가하는 것으로 알려져 있다. 따라서 연소 불안정의 발생 가능성이 높은 영역으로 고압, 저 O/F를 선정하였다. 본문에서 언급하지는 않았지만, 다른 탈설계점에 대한 연소시험을 수행하여 OD4에 비해 상대적으로 연소 불안정의 발생 가능성이 적음을 확인하였다.

기폭량과 기폭시간은 앞의 시험과 동일하므로 앞서의 실험과 직접적인 비교가 가능하다. 실험 결과, 가장 unstable한 응답특성을 보였으며, 첫 번째 기폭에 의한 응답을 Fig. 7~8에 도시하였다. 약 60 msec동안 특정 주파수의 불안정 현상이 계속적으로 관측되고 있으며, 그 진폭 또한 상당한 크기를 유지하고 있다. 그러다가 어느 순간 갑자기 섭동이 소산되는 것을 확인할 수 있다.

이는 외부 교란에 의하여 화염이 다른 상황으로 전이되어 부상되었다가, 다시 안정적인 상황으로 회귀한 것으로 보인다. 두 번째 기폭에 의해서도 비슷한 양상을 보였으며, 감쇠 시간은 첫 번째에 비하여 상대적으로 짧았다. 이러한 응답 특성을

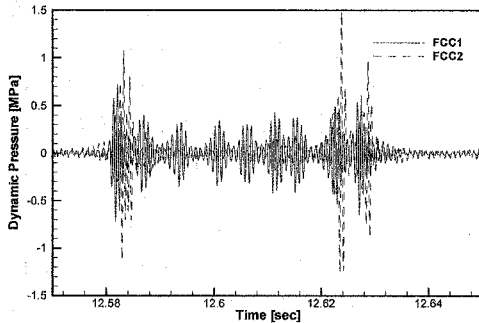


Fig. 7 Filtered dynamic pressure characteristics of 50 mm baffled combustion chamber under off-design condition

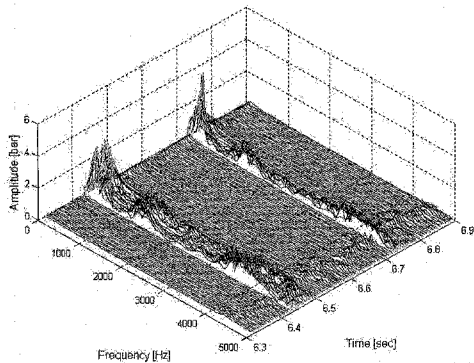


Fig. 8 Waterfall of FFT of Fig. 7

주파수 관점에서 고찰해보면, Fig. 8에서 보듯이 1200~1400 Hz의 고주파 섭동이 관측된다. 이 주파수 대역은 앞서의 실험에서 관측되었던 대역과 일치하지는 않는다. 이는 분사기의 동특성에 기인한 것으로 생각된다. 일반적으로 충돌형 분사기는 특성 주파수 대역이 상당히 넓은 것으로 알려져 있으며, 이러한 특징은 이전의 실험에 의해서 관측된 바 있다.[15] 따라서 이 상황은 meta-stable의, 매우 critical한 현상으로 보이며,

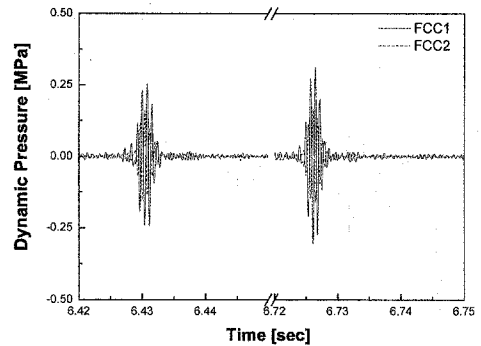


Fig. 9 Filtered dynamic pressure characteristics of 70 mm baffled combustion chamber under off-design condition

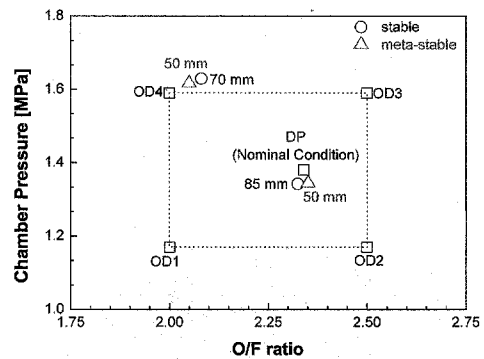


Fig. 10 Operating conditions in stability rating tests

절대적으로 안정적이라고 할 수 없을 것으로 판단된다.

위의 두 실험으로부터 축방향 길이 50 mm의 배플은 동적으로 불안정하다고 결론지을 수 있다. 이를 뒷받침하기 위하여 70 mm의 배플에 대하여 불안정 발생 가능성이 높은 고압, 저 O/F 조건에서 시험을 수행하였다. 앞서의 두 결과와 달리 교란에 의하여 유도되는 큰 진폭의 고주파 섭동이 관찰되지는 않는 것을 Fig. 9로부터 알 수 있다. 또한 감쇠 시간도 두 발의 기폭 모두 1.5 msec 미만으로 매우 짧은 시간내에 감쇠됨을 확인할 수 있었다. 이 실험 결과로부터 70 mm의 배플이 설치된 로켓엔진은 미리 설정된 working window 내에서는 안정적이라고 판단된다. 또한 85 mm의 경우에도 상당히 큰 안정성 여분을 가

지고 있는 것으로 예상할 수 있다.

앞서 언급한 모든 시험들을 O/F 비와 연소실 압력의 working window 상에 도시하여 Fig. 10에 나타내었다. 대상 엔진은 미리 설정한 working window 내에서, 축방향 길이 70 mm 이상에서는 상당히 큰 안정성 여분을 가지는 것으로 판단된다. 다만 50 mm의 경우에는 nominal condition 및 탈설계점에서 불안정의 발생 가능성을 보이는 응답을 확인할 수 있었다.

이로서 배플의 축방향 길이를 작동 인자로 하였을 경우의 동적 안정성 경계는 대략적으로 50~70 mm사이에서 존재한다. 더불어 외부 교란에 의한 연소장의 응답 특성을 같이 고려해보면, 그 경계는 70 mm보다는 50 mm쪽에 가까울 것으로 여겨진다.

4. 결 론

KSR-III 액체추진 로켓에 대하여 세 가지 축방향 길이를 가진 배플을 적용하여 연소 안정성 평가 시험을 수행하였다. 로켓엔진에서의 연소 불안정 현상은 아임계 분기 현상에 기반하여 설명될 수 있는데, 이를 위하여 인위적 연소 불안정 기폭 기법으로서 외부 교란을 가질 수 있는 교란 장치인 펄스건을 도입하여 안정/불안정 현상을 규명하였다. 일반적으로 연소실의 직경 대비 배플의 축방향 길이는 약 20%가 추천되지만, 추력 손실 및 냉각의 문제와 관련하여 그 길이를 줄일 필요가 있다. 이에 배플 길이를 작동 인자로 하여 연소 안정성 여분을 평가하였다. 안정성 여분을 정량화하기 위하여 정상상태의 섭동량과 기폭시 유도되는 섭동량 최대값의 비인 $A_{n, max}$, 감쇠 시간 등을 이용하였다. 연소실의 직경 대비 12%인 50 mm의 배플의 경우, 배플의 축방향 길이가 대상 엔진에서 채택된 F-O-O-F 분사기의 기하학적 충돌점을 약간 상회하는 값이기는 하지만, 음압의 구배가 급격해지는 배플의 끝단과 분사기의 충돌점이 겹침으로 인하여, 음향장과 화염 영역과의 상호작용이 발생할 수 있다. 따라서 설계점 및 탈설계점 시험 모두에서 외부 기폭에

의하여 연소실에서 상당한 크기의 진폭을 가지는 불안정 모드가 상당 시간동안 지속되는 문제가 발생하였다. 이에 반해 연소실의 직경 대비 16.7%인 70 mm와 20%인 85 mm의 배플이 설치된 엔진은 외부 기폭에 대하여 감쇠 시간도 짧으며, 연소실의 응답 특성도 건전함을 확인하였다. 이를 통하여 70~85 mm의 배플이 설치된 엔진의 경우, KSR-III 엔진의 작동 범위(working window)에서는 안정적이며, 따라서 매우 큰 안정성 여분을 가지고 있음을 알 수 있었다. 또한 배플의 길이를 작동 인자로 하였을 때의 대상 엔진의 안정성 여분의 경계는 약 50 mm 정도인 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Harrie, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
2. Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R., and Preklik, D., "Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities," in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 377~399.
3. Agarkov, A. F., Denisov, K. P., Dranovsky, M. L., Zavorohin, I. A., Ivanov, V. N., Pikalov, V. P., and Shibanov, A. A., "Injector Flame Stabilization Effects on Combustion Instability," in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, 1995, pp. 281~305.
4. NASA, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113, 1974.
5. Oefelein, J. C. and Yang, V., "Comprehensive Review of Liquid-Propellant

- Combustion Instabilities in F-1 Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 5, 1993, pp. 657~677.
6. 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, "액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용 효과," 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 6호, 2003, pp. 79~87.
 7. 한영민, 고영성, 김승한, 이광진, 정용갑, 설우석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진에서 Pulse Gun을 이용한 연소안정성평가 시험," 제 4회 우주발사체 심포지움 논문집, 2003, pp. 33~37.
 8. 손채훈, 김성구, 문윤환, 김영목, "위성발사체 로켓엔진의 연소 불안정 억제/방지 기술," 한국항공우주연구원 연구보고서, 해외 첨단기술정보조사(과학기술부) 2003. *Journal*, Vol. 15, No. 4, 2001, pp. 510~521.
 9. Denisov et al., "KARI Combustion Chamber Firing Tests," Report under Contract No. KARI-01-032, Phase 4, NIICHIMMASH, 2002.
 10. 서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, "액체 로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력 교란 장치 특성 연구," 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 7호, 2003, pp. 94~99.
 11. Wicker, J. M., Yoon, M. W., and Yang, V., "Linear and Non-linear Pressure Oscillations in Baffled Combustion Chambers," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 184, 1995, pp. 141~171.
 12. Kim, S.-K., Kim, H. J., Seol, W. S., and Sohn, C. H., "Acoustic Stability Analysis of Liquid Propellant Rocket Combustion Chambers," *AIAA Paper*, 2004-4142, 2004.
 13. Sohn, C. H., Chung, S. H., Kim, J. S., and Williams, F. A., "Acoustic Response of Droplet Flames to Pressure Oscillations," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 9, 1996, pp. 1847~1854.
 14. Kim, H. J., Sohn, C. H., Chung, S. H., and Kim, J. S., "Nonlinear Acoustic-Pressure Responses of Oxygen Droplet Flames Burning in Gaseous Hydrogen," *KSME Int'l.*
 15. 한영민, 김승한, 문일윤, 김홍집, 김종규, 설우석, 이수용, 권순탁, 이창진, "충돌형 분사기 형태의 액체로켓엔진용 가스발생기 연소 성능시험," accepted in 한국추진공학학회지, 2004.