

실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성에 대한 시험적인 고찰

이광진* · 서성현* · 강동혁* · 송주영* · 임병직* · 한영민*

Experimental Study on the Combustion Stability of Full Scale Rocket Combustor

Kwang-Jin Lee* · Seonghyeon Seo* · Dong-Hyeuk Kang* · Ju-Young Song* ·
Byoungjik Lim* · Yeoung-Min Han*

ABSTRACT

A series of combustion tests of a 30-tonf-class full scale liquid rocket thrust chamber under development has been carried out to verify its design. The test results revealed decent performance in the aspects of efficiency. The combustion stability is one of the most important parameters of liquid rocket engine in addition to the efficiency. Assessment tests of combustion stability must be accomplished to confirm the possibility of combustion instability due to spontaneous or external disturbances. The combustion stability rating tests of the full scale thrust chamber with temporary baffles made of stainless steel were carried out utilizing pulse guns to estimate combustion stability characteristics. The tests results show highly stable combustion stability characteristics. The outcome acquired from the present experimental study will be used to design an actively cooled baffle that can survive for the life time operation of the thrust chamber.

초 록

현재 개발 중에 있는 30-tonf-class 실물형 액체로켓연소기는 이미 설계검증을 위해 수차례의 연소시험이 이루어졌으며 그 결과 높은 연소효율을 얻었다. 연소성과 더불어 액체로켓연소기의 중요한 또 하나의 요소는 바로 연소안정성이다. 연소안정성에 대한 평가시험은 개발하고자 하는 액체로켓연소기의 연소불안정 발생 빈도를 파악하는 시험으로서 액체로켓연소기 개발시 꼭 확인해야하는 시험이라 할 수 있다. 펄스건을 이용한 스테인레스 스틸 재질의 임시 배플이 장착된 실물형 연소기의 연소안정성 평가시험은 성공적으로 수행되었으며 그 결과 우수한 연소안정성 특성을 얻었다. 시험결과는 다음 호기의 실물형 연소기 배플 설계에 활용될 예정이다.

Key Words: Liquid Rocket combustor(액체로켓연소기), Combustion performance (연소성능), Combustion stability rating test(연소안정성평가시험), Pulse gun(펄스건)

* 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락처, E-mail: lkj@kari.re.kr

액체로켓엔진은 연소기, 터보펌프, 가스발생기 또는 예연소기(preburner) 그리고 추진제어 시스템등으로 구성되는 복잡한 구조를 가지고 있으며 이를 구성하는 어느 단품 하나 개발하고 제작하는데 있어 시행착오 없이 단기간 내에 이루어지는 것이 없을 만큼 액체로켓엔진의 구성품을 개발하는 것은 많은 비용과 시간 그리고 개발자의 피담 어린 노력이 필요하다고 하겠다. 현재 한국항공우주연구원에서는 액체로켓엔진을 구성하는 각 단품들에 대한 개발이 이루어지고 있으며 많은 부분에 있어서 큰 성과를 보여 주고 있다. 본 논문에서는 액체로켓엔진을 구성하는 많은 단품 중에서 연소기분야만을 다루고자 하며 현재 연소기 개발측면에 있어서 많은 부분이 가시화 되어가고 있다. KSR-III 액체로켓엔진 개발을 경험으로 현재 개발하고자 하는 연소기는 30-tonf-class로 재생냉각형 연소실과 노즐을 가지며 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 연소기이다. 한국항공우주연구원에서는 시제작된 연소기를 가지고 수차례의 연소시험을 통한 설계검증을 수행하였다. 이에 대한 시험결과는 참고문헌에 자세히 나타나 있다.[1]~[3] 액체로켓 연소기의 개발과정에서 설계에 대한 검증 못지않게 중요한 부분이 있으니 바로 연소안정성 평가에 관한 시험이다. 액체로켓 연소기는 기존의 추진기관에 비하여 높은 연소 에너지 밀도를 가지며 에너지 감소 및 분산이 다른 연소시스템에 비해 상대적으로 낮다. 이와 같은 특성으로 연소장 내의 열 발생 현상과 연소실 내 음향장 사이에 에너지 전달 및 교환기구가 형성되어 연소가 불안정해 질 수 있는 취약성을 가지고 있다. 이러한 커플링에 의해 발생된 연소불안정은 연소기 자체와 전체 비행체시스템의 작동에 치명적인 손상을 일으킬 수 있다. 이러한 연소불안정 현상을 방지하기 위해서는 연소실 내부 유동장의 압력 및 속도의 섭동을 증가시키지 않도록 하여야 한다.[4]-[6] 앞서 언급한 연소안정성 평가 시험(stability rating tests : SRT)은 개발하고자 하는 액체로켓 연소기의 불안정한 연소 현상 발생 빈도를 파악하는 시험으로서 주요 목적은

가능한 한 적은 수의 시험을 통하여 연소불안정성 발생 현상이 가장 적은 연소기를 선정하는 것이다. 이와 더불어 연소안정성 향상을 수반하는 수동제어 기구(음향공, 배플)의 효과를 검토하여 최적화된 액체로켓 연소기의 형상을 결정하는데 있다. SRT를 수행하는 방법에는 여러 가지[4]-[6]가 있으나 본 논문에서는 펄스건을 이용한 방법을 사용하였으며 이 방법은 인위적인 교란 시점을 제어할 수 있는 장점을 지니고 있다.

2. 시 험

본 시험에 사용된 연소기는 현재 한국항공우주연구원에서 개발중에 있는 액체로켓엔진용 연소기로서 대표적인 성능인자는 Table 1에 자세히 나타나있다. 이와 같은 성능인자를 목표로 시제작된 연소기는 수차례의 연소시험을 거쳐 설계 검증을 수행하였으며 Table 2와 같은 조건 하에서 SRT를 수행하고자 하였다. SRT를 수행하는데 있어서 수동안정화 기구인 배플을 임시로

Table 1. Performance Parameters of Combustor

chamber pressure	5.25	MPa
stagnation pressure	5.18	MPa
combustion gas temperature	3616	k
combustion gas density	4.02	kg/m ³
total flow rate	88.80	kg/sec
oxidizer flow rate	62.98	kg/sec
fuel flow rate	25.82	kg/sec
o/f ratio	2.44	
C^* efficiency	93.70	%
C^* design	1650.46	m/s

제작하여 연소기 헤드에 장착하였으며 SRT를 거쳐 최종적으로 결정된 배플의 형상은 다음 호기의 실물형 연소기에 적용될 예정이다. 이러한 방식의 시험은 지난 KSR-III의 액체로켓엔진에 사용되었던 연소기에도 적용한 방식으로 임시로 제작된 배플을 연소기 헤드에 장착하여 SRT를 수행한 후 최종적으로 연소기 헤드의 형상을 결정하고 비행용 액체로켓엔진에 사용하여 성공적

인 발사를 하게 되었다. Table 2에서 알 수 있듯이 SRT에 적용된 임시 배플의 길이는 70 mm와 50 mm로써 KSR-III에 적용되었던 90 mm의 경험을 바탕으로 선정하였으며 시험에 적용된 분사기는 외부 혼합을 갖는 분사기로 271개를 배열하여 EM#1을 제작하였다. Table 2에 제시한 연소압력의 단위는 bara이고 유량의 단위는 kg/s이다.

Table 2. Objective conditions of combustion stability rating tests

시험번호	06-143	07-144	08-145	09-146	10-147
시험종류	SRT	SRT	SRT	SRT	SRT
시험조건	DP	DP	DP	OD1	OD3
분사기	14N	14N	14N	14N	14N
연소기	EM#1	EM#1	EM#1	EM#1	EM#1
S.B.Length	70mm	70mm	50mm	50mm	50mm
연소압력	52.5	52.5	52.5	44.6	60.5
산.유량	62.98	62.98	62.98	50.82	76.37
연.유량	25.82	25.82	25.82	24.52	27.23

임시 배플을 갖는 연소기 헤드의 형상이 Figure 1에 나타나 있으며 적용된 배플은 1개의 허브와 6개의 블레이드를 갖는 구조로 되어있다. 이러한 구조는 1차와 2차 접선방향 불안정모드와 1차 반경방향 불안정모드 방지에 효과가 있으리라 판단된다.[4]~[6]

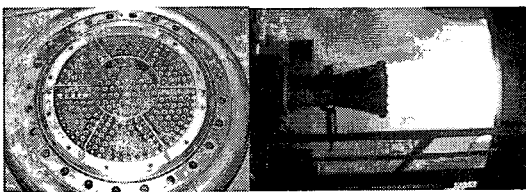


Fig.1 Full scale combustor head with baffle and Combustion stability rating test in design point

3. 결과

펄스건을 이용한 연소안정성 평가시험시 동일 연소압 조건이 형성된 모사 챔버에서 펄스건 기폭시험을 수행한 후 실제 연소시험에 적용하게 되는데 이는 비연소시험을 통하여 얻은 자료를 가지고 연소시험시 발생될 섭동의 크기를 예측

하기 위함이다.[7][8] 그러나 이러한 예측은 연소 조건 및 내부 형상에 따라 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 또한 한번의 연소시험에서 2회 이상의 펄스건 기폭시험을 수행하기 위해 펄스건 캐비티라고 하는 아답터를 사용하기도 하는데 이는 연소안정성 평가시험의 비용과 기간을 단축시키는 장점을 가지고 있으나 펄스건의 섭동크기를 약화시키는 단점을 가지고 있다.[7][8] Table 3에 제시된 자료는 배플이 장착되지 않은 비연소 고압조건의 모사 챔버 내에서 펄스건 기폭시험 결과이다. 이 기폭시험에 적용된 펄스건 캐비티의 모델은 KARI-PG-C-03으로 2발의 펄스건을 한번의 시험에서 순차적으로 기폭할 수 있도록 설계된 장치이다. Table 3에 제시된 충전량은 펄스건의 주장약을 이루는 RDX의 무게이며, FCC1은 기폭된 펄스건의 크기를 측정하기 위해 펄스건과 170°의 각을 가지고 같은 축선상에 장착되었으며 사용된 센서는 PCB사의 123A24 모델이다. 압력은 모사 챔버내의 정압을 표시하며 p'_{peak}/P_c 의 값은 정압에 대한 기폭된 펄스건의 크기를 표시한다.

Table 4. Pulse gun explosion tests under cold condition

		충진량 (mg)	FCC1 (bar)	압력 (bara)	p'_{peak}/P_c (%)
1차	1	600	2.10	53.2	3.95
	2	1400	4.10		7.71
2차	1	1000	3.17	52.5	6.04
	2	1800	4.36		8.30

3.1 70 mm 배플을 갖는 연소기의 연소안정성 평가시험 펄스건을 장착한 연소기의 모습은 Figure 2에 잘 나타나 있으며 연소시험시 hot gas의 침투를 막고자 시험에 적용된 KARI-PG-C-03의 펄스건 캐비티는 연소압보다 6 bar이상의 정압을 유지하도록 하였다. 축방향 길이 70 mm인 스테인레스 스틸 재질의 배플을 장착한 SRT는 Table 2에 제시한 것과 같이 2회 수행되었으며 수행된 시험에서의 펄스건의 충전량은 Table 5와 같다. 시험결과 얻어진 연소실 압력은 Table 5에 제시된

51.72 bara와 52.20 bara의 정압을 얻었으나 펄스건 기폭에 의한 섭동은 분간하기 힘든 정도로 계속되었다. 시험번호 06-143에서 계속된 펄스건 캐비티내의 정압은 68 bara가 계속되었고 온도는 490 K의 값이 측정되었다.

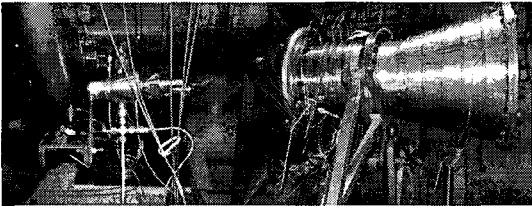


Fig.2 Full scale combustor with pulse gun

이를 통해 펄스건은 제시간에 기폭이 되었음을 알 수 있었고 펄스건의 충전량을 키워 재시험을 수행하였다. 재시험에서는 2발의 펄스건을 사용하였고 시험번호 07-144에서 계속된 펄스건 캐비티내의 정압은 1차 기폭시 74.7 bara, 2차 기폭시 78.4 bara가 계속되었고 펄스건 캐비티내의 온도는 1차 기폭에서 581 K, 2차 기폭에서 942 K가 계속되어 펄스건이 제시간에 기폭 되었음이 확인되었다. 그러나 앞선 시험번호 06-143처럼 연소실 내에서 계속된 펄스건 기폭에 의한 섭동은 미소한 값을 보였다. 이에 대한 것이 Figure 3와 4에 나타나있다.

Table 5. SRT under hot condition

시험 번호	기폭 순서	충진량 (mg)	압력 (bara)	P'_{peak}/P_c (%)
06-143	1	600	51.72	-
	2	x		-
07-144	1	1000	52.20	-
	2	1800		-

Figure 3은 펄스건 1차 기폭시 펄스건과 같은 축선상에 위치하며 170° 만큼 회전된 곳에 위치한 FCC1의 값과 35° 만큼 회전된 곳에 위치한 FCC2의 값 그리고 펄스건 캐비티 내부에 위치한 온도센서의 값을 보여주며 Figure 4는 펄스건 2차 기폭시 계속된 FCC1, FCC2 그리고 펄스건 캐비티 내부에서 계속된 온도변화를 보여준다. 위 시험결과는 비연소 고압조건에서 얻어진 FCC1의 값을 이용하여 예측한 결과와 많은 차

이를 보여 주었다. 이는 연소실로 가진되는 펄스건의 크기가 작거나 70 mm의 스테인레스 스틸 재질의 배플이 갖는 연소안정성 능력이 탁월하다고 볼 수 있다. 따라서 배플의 길이를 줄이고 연소실로 가진되는 펄스건의 크기를 증대시키기 위하여 변형된 펄스건 캐비티를 50 mm 배플을 갖는 연소기의 연소안정성 평가시험에 적용하였다.

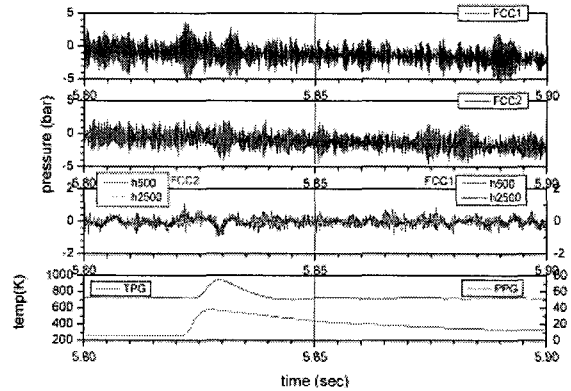


Fig. 3 Dynamic pressure in combustion chamber and temperature in pulse gun cavity

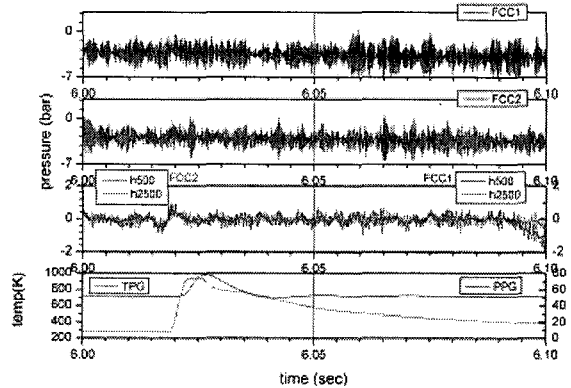


Fig. 4 Dynamic pressure in combustion chamber and temperature in pulse gun cavity

3.2 50 mm 배플을 갖는 연소기의 연소안정성 평가시험
 축방향 길이 50 mm인 스테인레스 스틸 재질의 배플을 갖는 연소기의 SRT는 Table 2에서 알 수 있듯이 3회 시험을 수행하였으며 배플길이 70 mm와 달리 더 큰 충전량을 갖는 펄스건과 다른 형태의 펄스건 캐비티인 KARI-PG-C-04-0°와 KARI-PG-C-04-30°을 사용하였다. Table 5는

시험에 사용된 펄스건의 충전량과 펄스건 기폭 시 계측된 FCC1의 최대값을 보여주고 있다.

Table 5. SRT under hot condition

시험 번호	기폭 순서	충진량 (mg)	압력 (bara)	p'_{peak}/P_c (%)
08-145	1	1800	52.82	47
09-146	1	1800	45.07	53
10-147	1	1400	59.55	27

펄스건 캐비티의 변경은 연소실로 유입되는 충격파의 크기를 키우기 위해서이며 시험에 적용된 펄스건 캐비티의 모습이 Figure 5에 나타나 있다. 시험번호 08-145와 09-146에 사용된 펄스건 캐비티는 Figure 5의 좌측에 제시된 직관형의 캐비티를 사용하였으며 시험번호 10-147에 사용된 캐비티는 Figure 5의 우측에 제시된 30°의 경사각을 갖고 있는 캐비티를 사용하였다. 직관형 캐비티의 경우는 펄스건이 장착되는 반대편 연소실 내벽에 펄스건 기폭시 손상을 주는 단점이 발생하였고 이를 보완 한 것이 30°의 경사각을 갖는 펄스건 캐비티이다. 이러한 형상의 펄스건 캐비티는 1회 연소시험시 1회의 펄스건 기폭만을 수행할 수밖에 없는 단점을 모두 안고 있다.

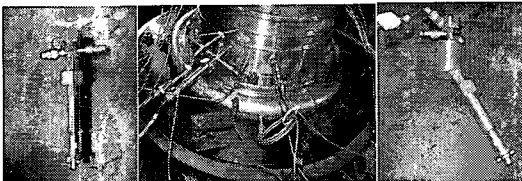


Fig.5 Full scale combustor with pulse gun

Table 2에서 제시한 목표 연소압과 Table 5에서 제시한 시험결과를 비교하면 연소안정성 평가를 위한 시험조건은 잘 맞추어 졌다고 볼 수 있다. 일반적으로 시스템에서 감쇠 능력을 평가하는 방법으로 bandwidth method와 decay time을 사용하는데 본 논문에서는 decay time을 적용하였다. decay time을 계산하는 방법은 참고 문헌에 자세하게 나타나 있다.[4][5] 문헌을 통해 잘 알려져 있듯이 액체로켓엔진의 연소불안정은 음향공진 모드와 연관이 있으며 수많은 음향공진 모드 중에서 특히 1T 음향공진모드와의 연관이 매우 깊

다고 하겠다.[4]~[6] KSR-III에서 발생하였던 연소불안정 역시 이 음향공진모드와 연관이 있었다. decay time을 계산하는데 사용된 센서는 앞서 언급한 FCC1이며 25 kHz의 sampling으로 계측을 하였고 50~2500 Hz band pass filter를 사용하여 decay time을 계산하였다. band pass filter를 사용한 것은 SRT에 사용된 실물형 연소기의 경우 1T 음향공진모드의 주파수가 1800 Hz 근처이기 때문이다. Figure 6은 시험번호 08-145에서 계측된 FCC1의 변화를 보여주는 것으로 펄스건 기폭에 의해 발생된 섭동을 계산한 decay time은 1.7 msec로 매우 좋은 연소안정성 특성을 보여준다.

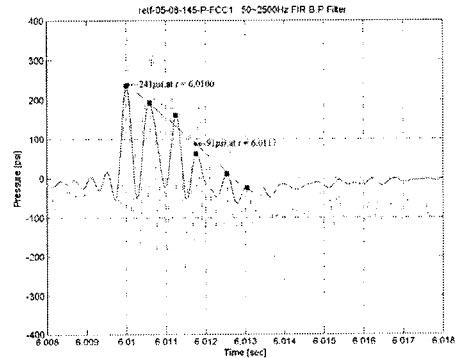


Fig.6 Dynamic pressure of FCC1 (No.08/145)

Figure 7은 SRT 후 연소기 헤드 및 배플 상태를 보여 주기 위한 것으로 배플의 허브나 블레이드 끝단이 약간 손상을 입은 것 이외에는 분사기 손상이나 연소실과 노즐부의 손상은 없었다.

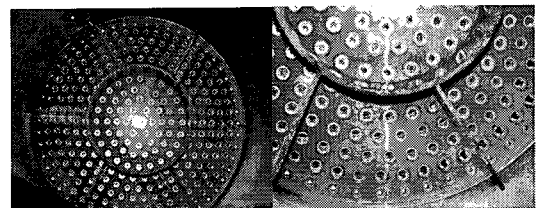


Fig.7 Combustor head after SRT (No.08/145)

Figure 8은 시험번호 09-146에서 계측된 FCC1의 동압 변화를 보여주는 것으로 시험에 사용된 펄스건의 충전량은 시험번호 08-145에서와 동일하

계 1800 mg을 사용하였다. 시험결과로 계산한 decay time은 1.6 msec로 매우 좋은 값을 나타내었다. Figure 9는 시험번호 09-146의 SRT 후의

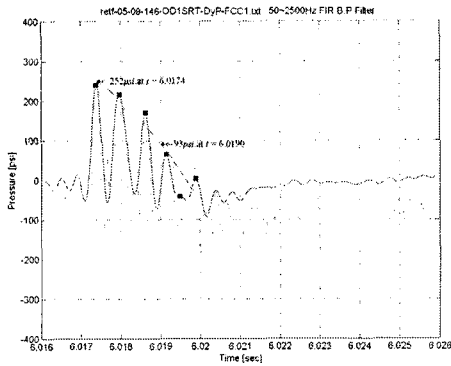


Fig.8 Dynamic pressure of FCC1 (No.09/146)

연소기 헤드와 배플 상태를 보여주는 것으로 분사기 및 연소기 헤드면은 전혀 손상이 없었으나 배플의 경우 끝단이 고온 고압의 연소가스에 의해 손상을 입었다. 전체적으로 배플의 허브와 블레이드가 만나는 지점이 약 1~2 cm 정도가 파였으나 재활용하여 다음시험에 사용하는 것에는 문제가 없는 것으로 판단되었다.

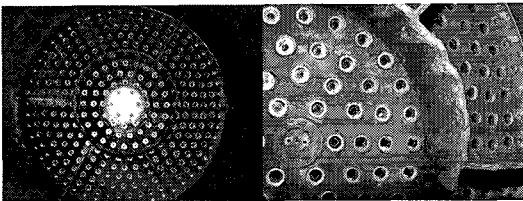


Fig.9 Combustor head after SRT (No. 09/146)

Figure 10은 시험번호 10-147에서 계측된 FCC1의 동압 변화를 보여주는 것으로 시험에 적용된 펄스건의 충전량은 이전 시험과 달리 1400 mg을 사용하였으며 펄스건 캐비티도 30°의 경사각을 갖는 것으로 교체하였다. 그 이유는 연소실로 가진되는 충격파의 크기를 줄이고 연소실 내벽을 보호하기 위해서이다. 시험결과로 계산된 decay time은 1.7 msec로 매우 좋은 값을 얻었다.

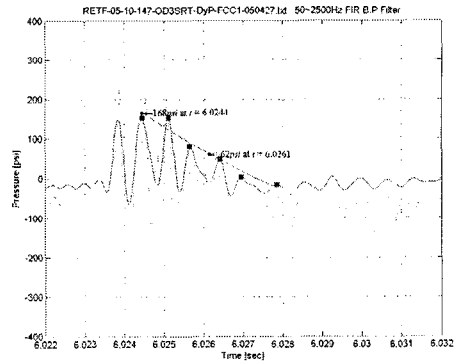


Fig.10 Dynamic pressure of FCC1 (No.10/147)

Figure 11은 시험번호 10-147의 SRT 후의 연소기 헤드와 배플의 상태를 보여주는 것으로 분사기 및 연소기 헤드면은 전혀 손상이 없었으나 배플의 경우 손상의 정도가 심해졌다. 전체적으로 배플의 허브와 블레이드가 만나는 지점이 약 2~3 cm 정도가 파였으며 허브는 분사기 배열에 따라 손상의 정도가 달랐다. 배플은 축방향으로 1.5 cm 이상 고온 고압 가스에 의해 연소가 되었으나 블레이드의 외곽은 연료만 분사되는 냉각용 분사기의 냉각으로 전혀 손상이 없었다.

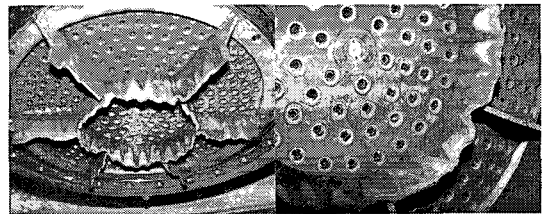


Fig.11 Combustor head after SRT (No. 10/147)

결과적으로 길이 50 mm, 스테인레스 스틸 재질의 배플은 연소시험시간 2초간 3회의 SRT 동안 제 역할을 충실히 수행하였다.

4. 결론

국내 최초로 연소압 52.5 bara, 그리고 추력이 30-tonf-class에 해당하는 액체로켓엔진용 연소기 개발이 진행되고 있는 시점에 이루어진 SRT는 성공적으로 수행되었으며 임시로 적용된 배플의

성능을 확인할 수 있었다. 이 결과를 기반으로 다음 호기의 실물형 연소기에는 연소기의 실제 작동시간 동안 적용 가능한 배플의 형상을 결정할 수 있으리라 사료된다. 본 논문에서 다루고자 하였던 것은 SRT에 관한 것이기에 연소기의 연소성능에 관한 부분은 다루지 않았으나 Table 6을 보면 배플을 갖는 연소기의 시험에서도 Table 2에 제시된 설계 C^* 값을 상회하는 것을 알 수 있다. 그리고 본 논문에서 다루었던 SRT의 결과인 decay time 역시 매우 좋은 값을 나타내었다. 따라서 시제작된 연소기는 연소안정성과 연소효율 모두 우수한 결과를 보여준다고 할 수 있겠다.

Table 6. Decay time and C^* in each SRT

시험번호	06-143	07-144	08-145	09-146	10-147
S.B.Length (mm)	70	70	50	50	50
decay time (msec)	-	-	1.7	1.6	1.7
C^* corrected (m/s)	1677	1673	1678	1667	1649

참 고 문 헌

1. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압

- 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
2. 문일윤, 김승한, 김종규, 임병직, 이광진, 김인태, "실물형 연소기의 점화시험," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
3. 서성현, 한영민, 문일윤, 이광진, 송주영, 최환석, "고압 실물형 연소기의 저압 및 설계점 연소시험," 춘계 한국추진공학회 학술대회 논문집, 2005
4. Harrje, D. T. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
5. Yang, V. and Anderson, W. E.(eds), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995.
6. Sutton, G. P. and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," Seventh ed. Wiley-Interscience, 2001.
7. 고영성, 이광진, 이수용, 이대성, "연소 안정성 평가 시험을 위한 펄스건 설계 및 개발시험" 한국항공우주학회 제31권 제9호, 2003, pp. 103~109.
8. 서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, "액체로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력교란장치 특성 연구", 항공우주학회지 제31권 제7호, 2003, pp. 94~99.