

技術論文

추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기

최환석*, 한영민*, 김영목*, 조광래**

Development of 30-Ton_f LO_x/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices(I) - Combustion Chamber

Hwan-Seok Choi*, Young-Min Han*, Young-Mog Kim* and Gwang-Rae Cho**

ABSTRACT

The development of a combustion chamber for a 30-ton_f regeneratively-cooled space liquid rocket engine is described. Starting from the development of bi-propellant swirl coaxial injectors, essential technologies were verified through subscale combustion chambers and afterwards applied to the full-scale combustion chambers. A total of 5 full-scale combustion chambers have been utilized to verify ignition, combustion efficiency and stability, cooling, and duration requirements. A total of 46 combustion tests were performed among which 23 tests were parallelly performed with stability rating tests using a pulse gun device. The test results have revealed that the 30-ton_f regeneratively-cooled combustion chamber fully complies to the performance and combustion stability requirements and thus concluded that the development is successfully completed.

초 록

우주발사체용 30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 개발과정에 관하여 기술하였다. 이 중추진제 동축 와류형 분사기 개발에서부터 시작하여 축소형 연소기를 통해 요소기술을 검증하고 개발된 기술을 실물형 연소기에 적용하였다. 총 5기의 실물형 연소기 개발시체를 사용하여 점화성능, 연소안정성, 연소성능, 냉각성능, 내구성 등의 검증을 수행하였다. 이 과정에서 총 46회의 실물형 연소기 연소시험을 실시하였고 이 중 23회는 기폭장치를 이용한 연소안정성 평가시험을 병행하였다. 시험 결과 30톤급 재생냉각 연소기는 연소 성능 및 연소안정성 요구사항을 모두 만족시켜 단품 개발이 성공적으로 완료된 것으로 평가하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Chamber(연소기), Regenerative Cooling(재생냉각), Development Process(개발 과정)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 액체 추진과학로켓(KSR-III) 개발사업을 통한 추력 13톤급 액체로켓엔진[1] 개발의 후속으로 추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 개발에 착수하였다. 이 엔진은 KSLV-I과 같은 소형위성발사체

† 2009년 7월 30일 접수 ~ 2009년 9월 28일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 발사체추진기관개발실 교신저자, E-mail : hschoi@kari.re.kr
대전광역시 유성구 과학로 115번지

** 정희원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

급 액체로켓엔진 기술개발을 목표로 하였으며, 개발 초기 엔진 시스템 및 서브시스템에 대한 다양한 절충연구를 통해 개방형 사이클, 펌프공급, 재생냉각 방식으로 개발 방향이 결정되었다.

펌프공급방식 액체로켓엔진은 연소기, 가스발생기, 터보펌프의 핵심부품과 터빈 시동기, 점화기 등의 시동/점화장치류, 그리고 밸브, 혼합비 제어기 등의 공급/제어계 부품으로 구성된다.

연소기와 가스발생기는 연료와 산화제의 연소 반응으로 생성되는 가스의 에너지를 이용하는 로켓엔진의 대표적인 연소장치로서, 2002년에 개발에 착수한 이래 현재까지 단품수준의 개발 및 성능 검증을 완료하였다[2].

로켓엔진의 연소기는 연소실에서 발생된 고온, 고압의 연소가스를 노즐을 통해 팽창시켜 추력을 발생시키는 장치로서, 고 효율의 연소를 통해 높은 비추력을 얻는 것이 설계의 목표이다. 이 과정에서 연소실 내의 높은 에너지 밀도로 인해 연소불안정 현상이 발생하기 쉬우므로 이에 대해 충분한 안정성을 확보하는 것이 중요하다. 이와 더불어 로켓엔진 연소기는 높은 연소효율을 얻기 위해 가능한 높은 압력과 최대 발열조건에 가까운 조건에서 작동하도록 설계되며, 그 결과 높은 열유속이 발생하게 되므로 고 효율 연소기에서는 냉각이 매우 중요한 문제로 대두된다[3]. 30톤급 액체로켓엔진 연소기에서는 연소안정성 확보를 위해 배플형 분사기를 도입하고, 연소실 냉각을 위해 재생냉각 및 막냉각(film cooling), 열차폐 코팅 등의 기술을 적용하여 진술한 문제들을 해결하였다.

본 논문에서는 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 추진제로 사용하는 30톤급 액체로켓엔진 연소기의 설계, 해석, 성능시험 및 평가 등의 일련의 개발 과정과 그 결과에 관하여 기술하였다.

II. 연소기 개발

2.1 설계 개념 및 규격

30톤급 액체로켓엔진은 소형위성발사체용 추진기관 액체로켓엔진의 기술 개발을 목표로 하였으며, 따라서 연소기는 이러한 목표에 부합하도록 기술 규격을 설정하였다. 일반적으로 우주발사체용 로켓엔진은 과학로켓용 엔진에 비하여 성능과 무게, 신뢰성 요구조건 등에서 훨씬 까다로운 제약이 따르게 된다.

30톤급 액체로켓엔진 개발을 위한 개념설정 단계에서 KSR-III 액체엔진과 동일한 가압식 추

Table 1. Design specifications of KARI 30-tonf thrust chamber

연소압	6.0 MPa	
혼합비	2.44	
추진제 유량	산화제	63.0 kg/s
	연료	25.8 kg/s
특성속도(C*)	≥ 1,710 m/s	
지상추력	≥ 23.5 tonf	
지상비추력	≥ 265 s	
연소실 직경	380 mm	
노즐 목 직경	180.5 mm	
노즐 출구 직경	625 mm	
노즐 팽창비	12.0	
잔류시간	2.5 ms	
분사기 차압	산화제	1.1 MPa
	연료	1.1 MPa

진제 공급, 내열재 삭마방식 연소기를 우선 고려하였다. 그러나 엔진에서 요구되는 비추력 성능을 만족시키기 위한 연소압력 조건과 엔진 추력/중량 비, 작동시간 등의 요구조건을 고려하여 펌프공급방식, 재생냉각형 연소기로 방향이 결정되었다. 연소기의 연소성능과 연소안정성에 매우 중요한 영향을 미치는 분사기는 KSR-III에 사용되었던 층돌형 분사기 대신 연소안정성 측면에서 보다 나은 특성을 갖는 동축 와류형 분사기를 채택하였다.

30톤급 연소기 개발 규격은 개발 초기 KSR-III 엔진 개발 경험 및 당시 기술 수준을 토대로 설정된 값에서 일부 규격이 상향 조정되었다. 연소압력은 개념설계 시 규격 4.14 MPa에서 분무/중발 특성 개선을 통한 연소성능 향상을 위해 산화제의 임계압력 이상인 5.25 MPa로 조정되었으며, 연소성능 향상을 위해 다시 6.0 MPa로 증가되었다. 연소기의 연소효율을 나타내는 연소특성속도(C*) 또한 초기 규격 1,630 m/s에서 1,710 m/s로 조정되었다. KARI 30톤급 액체엔진 연소기의 최종 개발규격을 Table 1에 나타내었다.

2.2 구성

연소기는 크게 헤드부와 추력실부로 구분된다. 헤드부는 연료와 산화제를 공급받아 분사기를 통해 분무, 혼합시켜 연소반응에 적합한 미립화된 혼합기를 형성하는 역할을 하며, 추력실은 분무 혼합된 추진제의 연소반응을 통해 고온, 고압의 연소가스를 생성하고 이를 노즐을 통해 팽창시켜 추력을 발생시키는 역할을 한다. KARI 30톤 연소기의 전체 구성도를 Fig. 1에 나타내었다.

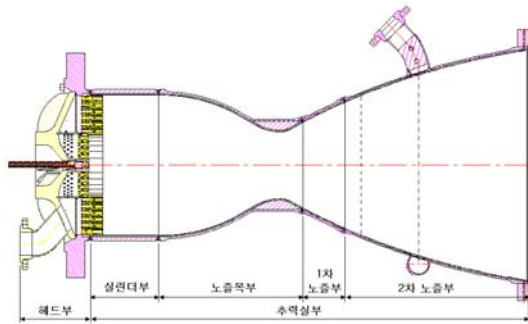


Fig. 1. Composition of KARI thrust chamber

연소기 헤드부의 핵심 부품은 분사기로서 분사기면(face plate) 중앙에 점화분사기가 설치되고 그 외곽에 주 분사기와 연소불안정 억제를 위한 배플분사기가 동심원 형태로 배치된다. 분사기면 상부에는 분사기로 추진제를 공급하기 위한 연료 매니폴드와 산화제 매니폴드가 존재한다.

추력실부는 제작 부위별로 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부(팽창비 1.62~3.55), 2차 노즐부(팽창비 3.55~12)로 구분되며, 이들 각각은 재생냉각을 위한 사각 단면 형태의 냉각유로가 가공된 내피와 이를 에워싸는 외피의 이중벽 구조로 이루어진다.

연소기 헤드부와 추력실의 결합은 개발시험을 위한 헤드부/추력실 조립형 모델의 경우 연결 플랜지를 통해 결합되고, 비행형 모델의 경우 전자빔용접(EBW)으로 결합된다.

2.3 개발 과정

KARI 30톤급 엔진 연소기는 이전 개발 사례인 KSR-III 연소기와 비교할 때 분사기와 연소기 냉각 방식에 특별히 많은 차이가 있기 때문에 이들에 대한 기초 연구가 필요하였다. 연소기 개발은 동축 와류형 분사기 특성 연구 및 실물형 연소기에 적용할 후보 분사기 군(group) 선정을 위한 분사기 요소 개발 단계로부터 재생냉각 연소기 핵심요소기술 및 성능자료 확보를 위한 축소형 연소기 개발 단계를 거쳐 최종적으로 실물형 연소기 개발 단계로 진행되었다.

연소기 개발 과정에서 연소성능, 연소안정성, 냉각성능, 수력학 특성, 구조 안정성 평가와 해석에 전산해석방법이 광범위하게 적용되었으며, 시험 결과와의 비교를 통한 이들 해석 도구의 성능 개선도 병행되었다.

2.3.1 분사기 개발

개발 착수 당시 이중추진제 동축 와류형 분사기에 대한 국내 기술이 없었던 관계로 해당 분사

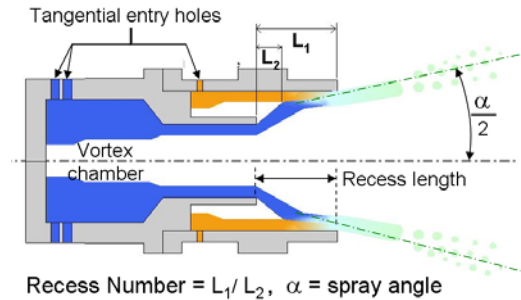


Fig. 2. Bi-propellant coaxial swirl injector

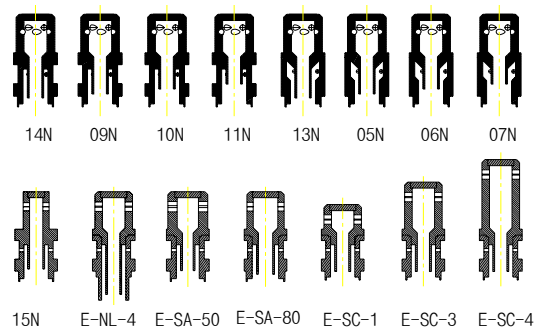


Fig. 3. Coaxial swirl injectors investigated

기에 대한 설계기술 확보 및 분사기 특성 연구부터 수행되었다. 동축 와류형 분사기의 수력학적 특성 및 연소성능, 동적특성에 중요한 영향을 미치는 설계 인자로 알려진 분사각 및 이중 동축 노즐의 내측에 위치한 산화제 노즐의 리세스(recess) 길이와 더불어 연료 및 산화제 측 와류실(vortex chamber)의 존재 유무 등 다양한 변수를 가진 분사기를 설계하고 이들에 대한 수류시험을 통해 분무 및 혼합 특성에 관한 연구를 수행하였다[4, 5]. 전형적인 이중추진제 동축 와류형 분사기의 형상과 리세스 수(recess number) 등 주요 설계인자를 Fig. 2에 나타내었다. 분사기 특성 파악을 위해 연구된 다양한 설계의 이중 동축 와류형 분사기를 Fig. 3에 나타내었으며, 최종 선정된 분사기(Fig. 3의 09N)의 분무 수류시험 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 총 20종의 이중추진제 동축 와류형 분사기에 대해 단일분사기로 구성된 연소기를 제작하여 총 61회의 연소시험을 수행하였다. 단일 분사기 연소기 헤드의 형상과 연소시험 모습을 Fig. 5에 나타내었다. 이를 통해 분사기의 작동성, 연소효율, 동적 특성 등을 파악하고 축소형 연소기에 적용할 5종의 후보 분사기를 선정하였다[6, 7].

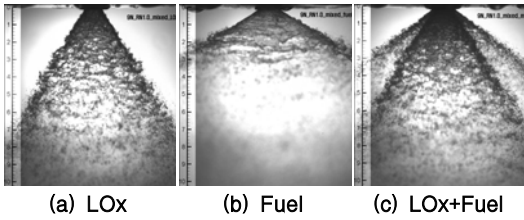


Fig. 4. Spray pattern of selected injector

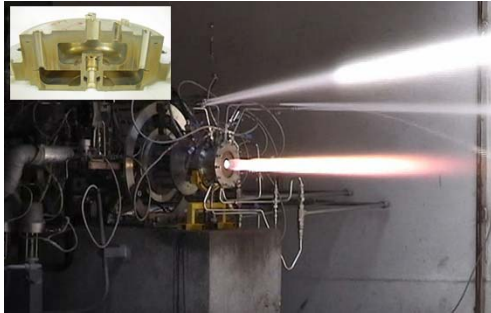


Fig. 5. Firing test of uni-element combustor

2.3.2 축소형 연소기 개발

단일분사기 연소시험을 통해 선정된 후보 분사기들에 대해 총 19개의 분사기로 구성되는 축소형 연소기를 개발하였다. 축소형 연소기는 Fig. 6에 나타난 것과 같이 연소기 헤드와 내열재 라이너를 갖는 원통형 연소실, 그리고 8개의 수냉각 유로를 갖는 동합금 노즐부로 구성된다[8].

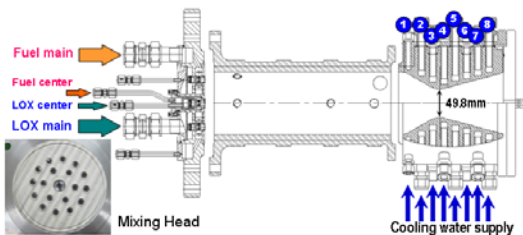


Fig. 6. Modular construction of subscale combustor



Fig. 7. Baffle injector installed at the center of subscale combustor head

이러한 모듈 방식의 구성으로 연소실과 노즐부는 재사용하면서 연소기 헤드만 교체하여 다양한 설계의 연소기 헤드를 시험할 수 있도록 하였다. 여기서 중앙의 분사기는 교체할 수 있는 구조로 되어 있으며, 독립된 추진제 공급 배관을 가지고 있어 Fig. 7과 같이 중앙 분사기를 배플분사기로 교체할 경우 배플분사기의 혼합비 및 냉각유량을 변화시켜가며 연소 환경에서 배플분사기의 열내구성 시험을 할 수 있도록 하였다는 점이 특징이다.

총 5종의 동축 와류형 분사기 축소형 연소기 헤드를 제작하여 54회의 연소시험을 통해 연소성능 및 연소 동특성을 파악하였으며[9, 10], 그 결과를 실물형 연소기 설계에 반영하였다. 시험 결과 동일 분사기의 경우 단일분사기 연소기에 비해 축소형 연소기의 연소특성속도가 약 3% 높게 나타났는데[11] 이것은 단일분사기 연소기가 상대적으로 큰 벽면냉각 손실을 수반하며, 축소형 연소기에서는 인접한 분사기간 상호작용의 증가로 연소효율이 더 증가한 것으로 판단된다.

축소형 연소기를 통한 연소기 헤드부 개발과 병행하여 연소기 냉각설계에 필요한 열유속 데이터 확보를 위해 칼로리메트릭 연소기를 사용한 열유속 평가시험이 수행되었다[12]. 이를 위해 Fig. 8에 보인 것과 같이 연소기 실린더부와 노즐부에 각각 8개, 11개의 물냉각 유로를 갖는 열유속 측정용 연소기가 제작되었다. 실제 연소기에서 재생냉각과 더불어 연소실 내벽의 추가적인 냉각을 위해 사용되는 막냉각의 효과를 평가하기 위해 연소기 헤드부와 연소실 사이에 막냉각 링을 설치하여 막냉각 유량에 따른 연소기 열유속의 변화를 평가하였다. 그 결과 Fig. 8에 제시한

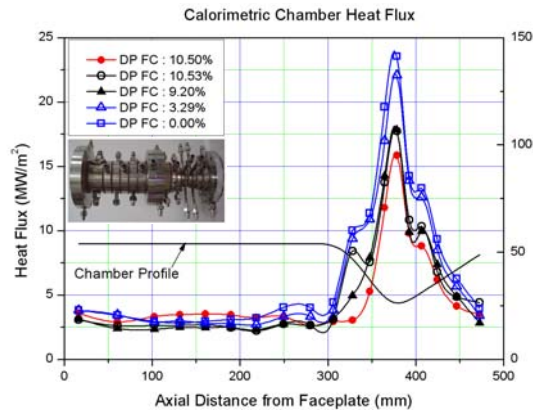


Fig. 8. Calorimetric combustor and film cooling effect on chamber heat flux

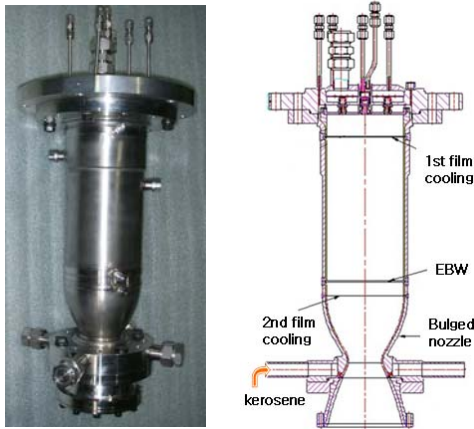


Fig. 9. High-pressure subscale combustor

것과 같이 연소압 6.0 MPa, 혼합비 2.44의 설계 점 조건에서 막냉각이 없는 경우 최대 열유속은 노즐목에서 24 MW/m²인 반면 막냉각 유량을 연료 유량의 10% 정도로 증가시킨 경우 최대 열유속은 16 MW/m²로 약 33% 감소하였다. 이로부터 연료를 이용한 연소실 내벽의 막냉각이 열유속 감소에 매우 효과적임을 파악하였다.

연소기 개발과정에서 연소압 증가를 통한 연소 성능 향상과 이로 인해 증가된 열부하 환경에서 연소실의 냉각성능을 검토하여 실물형 재생냉각 연소기 설계에 반영하기 위해 연소압 7.0 MPa의 고압 축소형 재생냉각 연소기를 개발하였다. 총 4기의 고압 축소형 연소기를 제작하여 27회의 연소시험을 수행하였으며, 고압 축소형 연소기 최종 시제(4호기)는 37개 분사기를 갖는 추력 2.7톤급의 재생냉각 연소기 형태로 제작되어 이를 이용한 최초의 재생냉각 연소시험을 성공적으로 수행하였다[13, 14]. 또한 Fig. 9에 나타난 고압 축소형 연소기 4호기에서는 일체형 막냉각 링과 연소실 내벽에 대한 ZrO₂ 열차폐 코팅, 노즐목부 벌징(bulging) 제작공정 등을 적용하여 실물형 재생냉각 연소기 개발에 필요한 제작기술을 습득하였다. 고압 축소형 연소기 4호기에서 수행된 연소시험에서 연료 유량의 14%가 막냉각으로 공급되는 조건에서 1,740 m/s 이상의 연소 특성속도를 얻어 96.7% 이상의 연소효율을 달성하였다.

2.3.3 실물형 연소기 개발

실물형 연소기 개발 단계에는 총 5기의 연소기가 설계, 제작되었으며, Fig. 10에 나타난 것과 같이 각각 DM (Development Model) 1, 2, 3, 5-1, 5-2호기로 명명되었다. 이들 중 DM1~3호기는

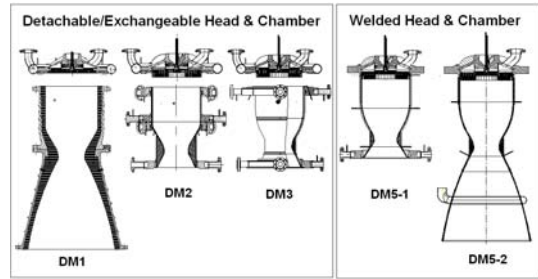


Fig. 10. Development history of full-scale combustor

헤드부와 추력실부를 분리형으로 제작하여 시험 목적에 따라 서로 교체 조립하여 사용할 수 있도록 하였다. DM1~3호기는 연소압 5.25 MPa로 설계되었고, 연소압력 증가를 통한 연소성능 향상을 위하여 DM5호기는 연소압을 6.0 MPa로 증가시켰다.

DM1호기는 실물형 연소기 개발 초기에 접합 시퀀스 개발과 연소안정성 평가를 주목적으로 하였다. 이러한 목적을 위해 추력실부는 제작비용이 저렴한 내열재료 노즐 팽창비 11까지 제작하였으며, 헤드부는 연소안정성 확보에 필요한 배플 길이 결정을 위해 다양한 길이의 스테인리스 스틸 조립식 배플을 설치할 수 있도록 하였다. DM1호기를 사용한 연소안정성 평가시험을 통해 배플 길이를 38 mm로 결정하고, 이후 DM2~5호기에서는 자체냉각 기능을 갖는 분사기형 배플을 설치하였다.

DM2, 3호기의 추력실은 동합금 소재로 된 내벽에 직선형 또는 나선형 냉각유로를 가진다. DM2호기는 노즐목부와 연소실 실린더부에 냉각유체를 따로 공급할 수 있는 2단 유로냉각 방식이며, DM3호기는 이들이 하나 냉각유로로 연결된 단일 유로냉각 방식이다(Fig. 10). 연소기 헤드의 분사기면과 추력실 내벽에는 추가적인 열적 보호를 위해 ZrO₂ 열차폐 코팅을 적용하였다. DM2, 3호기는 재생냉각 시험 이전에 연소기 냉각성능 검증을 위해 냉각성능이 우수한 물을 사용한 연소시험을 먼저 실시하고 다음 단계로 케로신 냉각 연소시험을 실시하였다. 이를 통해 재생냉각을 위한 연소기 냉각설계의 타당성과 냉각유로를 갖는 연소기의 제작성을 검증하였다.

다음 단계로 DM5호기는 완전한 재생냉각 방식으로 제작되었다. 연소기 헤드부와 연소실은 전자빔 용접을 통해 일체형으로 구성되며, 연료는 추력실 벽면을 냉각한 후 연소실로 공급된다. DM1~3호기는 Fig. 10에서 보듯이 헤드부에 연

Table 2. Injectors of full-scale combustor

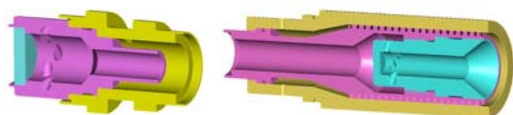
분사기 구분	유형	개수
점화분사기	충돌형(O-F-O)	1
주 분사기	이중 동축 와류형	216
배플분사기	이중 동축 와류형	54
냉각분사기	동축 와류형	48
냉각 배플분사기	동축 와류형	6

료와 산화제 공급을 위한 각각의 공급배관이 있는데 반해 재생냉각 연소기인 DM5호기에는 헤드부에 산화제 공급 배관만 있다. DM5-1호기는 노즐 팽창비 3.55의 단축 노즐을 가지며, DM5-2호기는 노즐 팽창비 12의 완전한 30톤급 1단 엔진용 연소기이다. DM5호기의 연소기 헤드부는 DM5-1호기 시험 완료 후 헤드-연소실 용접부를 분리하여 DM5-2호기와 재 용접하여 사용하였다.

III. 30톤급 실물형 연소기

3.1 분사기

30톤급 액체로켓엔진 실물형 연소기에는 Table 2에 제시한 것과 같이 총 5 종류의 분사기가 사용된다. 분사기 중 주 분사기와 배플분사기의 형태를 Fig. 11에 나타내었다. 주 분사기는 이중 동축 와류형 분사기로 이중 노즐의 내측에 산화제, 외측에 연료가 공급되며, 분사기의 리세스 수가 1.0으로 이론적으로 외측 노즐의 끝단에서 연료와 산화제가 만나서 혼합되도록 설계되었다. 주 분사기의 단위 유량은 316 g/s이며, 혼합비는 2.77, 차압은 1.1 MPa이다. 분사기면에서 연소실로 돌출되어 배플을 구성하는 배플분사기는 연소실 내부의 극심한 열환경에서 견딜 수 있도록 배플분사기 내부에 나선형 냉각 유로를 갖고 있으며, 연료로 배플분사기를 냉각한 후 연소실로 분사된다. 배플분사기의 유량과 차압은 주 분사기와 동일하며, 냉각유로의 개수는 20개, 유로의 폭과 너비는 0.85 mm x 0.85 mm 이다. 배플분사기는 축소형 연소기를 이용한 연소시험과 냉각 해석을 통해 연료 유량이 설계 유량의 50%까지



(a) main injector (b) Baffle injector

Fig. 11. Main injector and baffle injector



Fig. 12. Arrangement of injectors in full-scale combustor mixing head

감소되어도 냉각에 문제가 없는 것으로 분석되었다[15]. 냉각분사기와 냉각 배플분사기는 각각 주 분사기와 배플분사기에서 산화제 노즐 없이 연료 노즐만 갖는 분사기이다.

분사기는 Fig. 12와 같이 분사기면에 10열 동심원 형태로 배열된다. 분사기 헤드의 1~4열과 6~9열에는 주 분사기가 배치되고, 최외곽 10열에는 연소실 벽면의 냉각을 위하여 산화제 없이 연료만 분사되는 냉각분사기가 배치된다. 총 연료 유량의 약 12%가 최 외곽열 냉각분사기를 통해 분사된다. 배플분사기는 제5열 동심원(hub)과 여기에서 반경 방향으로 6개의 블레이드를 형성하도록 총 60개가 배치된다. 분사기면 중앙에는 O-F-O 충돌형 점화분사기를 설치하여 점화제인 TEA (triethyl-aluminum)와 액체산소를 공급하여 점화가 이루어지도록 한다[16].

3.2 연소기 헤드

30톤급 연소기 헤드부의 형상을 Fig. 13에 나타내었다. 헤드부 돔(dome)의 측면에 45도 각도로 2.5인치 직경의 산화제 유입구가 있고, 이곳을 통해 산화제 매니폴드(manifold)로 유입된 액체 산소는 수평분배기 또는 수직분배기를 거쳐 분사기로 공급된다. 수평 및 수직 분배기의 역할은

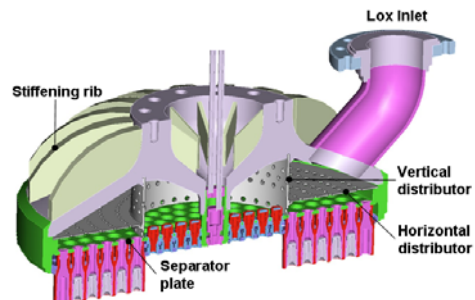


Fig. 13. Configuration of mixing head

산화제가 분사기면 전체에 균일하게 분포되도록 하는 것이다. 연료 매니폴드는 산화제 매니폴드와 분리판(separator plate)을 사이에 두고 있으며, 연소실과 노즐을 냉각한 연료가 연료 매니폴드의 외곽으로부터 유입된다. 연료 매니폴드와 산화제 매니폴드 사이의 기밀은 폭발 방지를 위해 매우 중요하기 때문에 제작 과정 중 기밀시험을 통하여 검증된다.

연소실 고온 가스에 노출되는 분사기면은 효율적인 냉각을 위하여 4mm 두께의 동합금을 사용하며, 열적 보호를 위해 ZrO₂ 열차폐 코팅을 적용하였다. 연소기 헤드의 산화제 돔 형태는 매니폴드 체적을 최소화하면서 구조적으로 안정하도록 설계되며, 돔의 구조 보강을 위해 17개의 구조 보강 리브(rib)를 갖는다.

3.3 추력실

연소기의 추력실은 Fig. 14에 나타낸 것과 같이 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부, 2차 노즐부로 구성되며, 이들은 냉각유로가 가공되는 내피와 이를 에워싸는 외피의 이중벽 구조를 갖는다. 냉각 유로의 수와 형상 등은 냉각해석을 통하여 결정된다. 실린더부와 노즐목부, 1차 노즐부의 내피는 효율적인 냉각을 위해 열전도율이 높은 동합금 소재를 사용하고, 이보다 열유속이 낮은 2차 노즐부에는 스테인리스 스틸 (STS316L)을 사용한다. 추력실부의 유로 설계를 Table 3에 나타내었다. 각 부분 별로 유로의 개수와 치수에 변화가 있으며, 냉각유로의 방향은 실린더부와 노즐목부에서는 연소실 축에 대해 30°와 15°의 각도를 갖는 나선형이고, 1차 노즐부와 2차 노즐부는 축방향과 평행한 직선형이다.

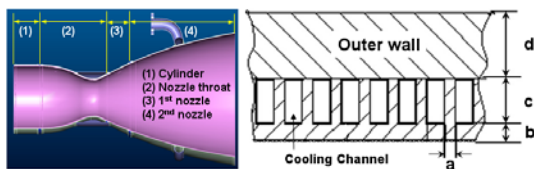


Fig. 14. Thrust chamber and cooling channel

Table 3. Design of cooling channel

구 분	실린더부	노즐목부	1차노즐부	2차노즐부
유로 개수	450	450→225	225→450	450→390 →520
유로 각	30°	15°	0°	0°
a (mm)	1.1	1.2	1.3	0.8
b (mm)	1.3	1.0	1.2	0.8
c (mm)	4.0	3.5	3.5	3.5

추력실 냉각 유로로 연료 유입은 2차 노즐부의 노즐 팽창비 7.5 지점에 설치된 연료링과 이에 연결된 연료 유입 배관을 통하여 이루어지고, 유입된 연료는 연소기 헤드 측 상류 방향과 노즐 출구 측 하류 방향으로 유량기준 50:50으로 분기된다. 노즐 출구 방향으로 분기된 연료는 하향 유로를 따라 노즐 끝단에 이르면 180° 회전하여 하향 유로에 인접한 상향 유로를 따라 거슬러 올라와서 분기점 상류 지점에서 상류 방향으로 분기되었던 연료와 합쳐진다. 이와 같이 추력실 냉각을 위한 냉각 유로의 상/하류 분기 지점과 분기 유량 비 조절을 통해 추력실 냉각을 최적화할 수 있다. 추력실의 내벽에는 열유속 차단을 위해 ZrO₂ 열차폐 코팅을 실시하였다. 냉각해석 결과 노즐목에서의 최대 열유속은 약 13.8 MW/m²이고 케로신과 접하는 냉각유로 동합금 벽면의 온도는 최대 580 K로 케로신의 coking이 발생하는 것으로 알려진 600 K[17]를 넘지 않음을 확인하였다.

IV. 시험 평가

실물형 연소기 개발을 위한 시험평가에서 개발 초기에는 점화 성능 및 기본적인 작동성 평가와 액체로켓엔진 개발에서 가장 중요한 이슈인 연소안정성 평가에 주안점을 두었으며, 이후에 냉각성능 및 연소성능 검증을 위주로 평가시험을 실시하고, 최종적으로 내구성에 대한 평가를 실시하였다. 연소시험설비 용량의 한계로 실물형 연소기는 단일 시험 최장 60초간 연소시험까지만 수행하고 수명 검증에 필요한 연소시간은 누적시간으로 달성하였다.

4.1 점화성능 및 연소안정성 평가시험

연소기 점화 절차를 수립하기 위하여 연료 및 산화제 공급 수류시험을 실시하고 그 결과를 토대로 연소기 시동 및 종료 절차를 수립하였다. 연소기 시동은 가장 먼저 점화용 분사기에 산화제가 공급되고 이어서 점화 연료인 TEA가 공급되어 산소와 접촉하여 자연발화에 의해 점화가 이루어진다. 뒤이어 주 연료가 연소실로 공급되고 약 0.1~0.2초 후에 산화제가 공급된다. 주 연료를 먼저 공급한 후 짧은 시간 격차를 두고 산화제를 공급하는 것은 연소실 내의 혼합비를 연소가스의 온도가 최대치가 되는 이론 혼합비보다 항상 낮게 유지하기 위함이다. 동일한 이유로 연소 종료 시에도 산화제 공급을 먼저 중단한 후

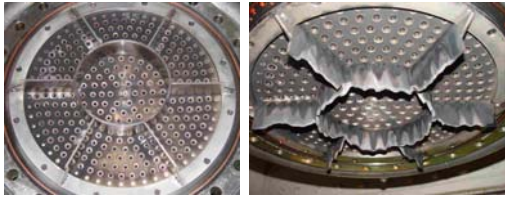


Fig. 15. 50 mm baffle before and after stability rating test

약 0.2초 뒤에 연료 공급을 중단한다. 30톤 실물형 연소기 DM1호기에서 성공적인 점화 절차를 확립하고 점화성능을 검증한 후 연소기의 작동성 및 연소안정성 평가를 위한 시험을 실시하였다.

연소안정성 확보를 위한 배플분사기 길이 결정을 위해 1 hub - 6 spoke 형태의 스테인리스 스틸 조립식 배플을 연소기 헤드면에 설치하여 펄스 건(pulse gun) 이용한 연소안정성 평가시험을 실시하였다. 축방향 길이 70, 50, 38 mm의 세 가지 배플에 대해 외부 교란에 의한 압력 peak의 감쇠시간을 측정된 결과 연소실 압력(P_{ch}) 대비 펄스 건에 의한 압력 교란 peak(P')의 값이 0.25~0.6인 범위에서 길이가 가장 짧은 38 mm 배플에서도 압력 peak의 감쇠시간이 3 ms 이내로 나타났다. Klem 등[18]이 제안한 강제 교란된 압력 섭동의 감쇠시간에 기초한 연소안정성 평가 기준에 따르면 연소기에서 가장 유해한 연소불안정 모드로 알려진 1T, 2T 모드 경우 본 연소기에서 감쇠시간이 20~30 ms 이내로 요구되므로 3 ms는 연소안정성 조건을 충분히 만족시키는 것으로 평가되었다.

Fig. 15는 연소기 헤드에 장착된 50 mm 조립식 스테인리스 스틸 배플의 초기 모습과 1.7초간 2회 연소시험 후의 모습을 보여준다. 짧은 연소 시간에도 불구하고 고온 연소가스에 의한 배플의 용융이 심해 배플의 냉각이 반드시 필요함을 보여준다. 이 결과를 토대로 실물형 연소기 DM2호기부터는 조립식 배플 대신 냉각기능을 갖는 길이 38 mm의 배플분사기를 설치하였다. 이 경우에도 외부교란의 감쇠시간은 3 ms 이내로 조립식 배플의 경우와 비슷하였다[19].

실물형 연소기 DM1호기의 설계점 연소특성속도는 1,673 m/s로 측정되었으며, 분사기의 LOX 노즐을 재가공하여 분사기의 리세스 수를 0.6에서 1.0으로 증가시킨 경우 설계점에서 연소특성속도는 1,718 m/s로 기존 값보다 약 2.6% 증가하였다. 이러한 현상은 단위분사기 연소시험 및 축소형 연소기 시험에서 이미 파악되었던 것으로 분사기의 리세스가 증가할수록 산화제와 연료의

혼합 효율이 증가하여 연소성능이 향상된 것이다. 분사기형 배플을 설치한 DM2호기의 경우 조립형 배플을 설치한 DM1호기보다 연소특성속도가 최소 1.0% 이상 증가하였다.

4.2 물 냉각/케로신 냉각 연소시험

실물형 연소기의 작동성과 연소안정성 평가가 소기의 성과를 거둔 후 DM2, 3호기에서는 연소기 연소성능 평가와 재생냉각에 대비한 연소실 냉각성능 평가를 관심있게 실시하였다. 냉각성능 평가 초기에는 케로신보다 열용량이 큰 물을 사용하여 냉각유로 설계의 적절성과 냉각성능을 확인한 후 케로신 냉각 시험을 실시하였다[20].

DM2호기로는 총 9회, 185초 누적시간 연소시험을 수행하였는데, 이들 중 3회는 내열재 연소실을 장착하여 연소안정성 평가시험을 수행하였고, 나머지 6회는 유로냉각 연소실(DM2, 3호기)을 장착하여 시험을 수행하였다. 특히 DM2호기 헤드와 2단 유로냉각 방식 연소실인 DM2호기 연소실을 조립하여 최초 60초간 케로신 냉각 설계점 연소시험을 성공적으로 실시하였다. 이 시험에서 압력측정 결과를 Fig. 16에 나타내었다. 연소실 압력은 DM2호기 설계압인 52.5 bar 근처에서 형성되어 있으며, 연료 및 산화제 매니폴드의 압력은 연소실 압력보다 분사기 차압만큼 더 높게 형성되어 있음을 알 수 있다. DM2호기에서도 분사기 리세스 수를 0.6에서 1.0으로 증가시킨 경우 설계점 연소특성속도가 약 1.2% 증가하여 앞서 DM1호기에서 나타난 리세스 변화에 따른 영향을 다시 한 번 입증하였다.

이어서 수행된 DM3호기 연소시험은 11초간 연소성능/연소안정성 평가시험 후 내구성 확인을 위한 케로신 냉각 60초 연소시험 도중 연소기

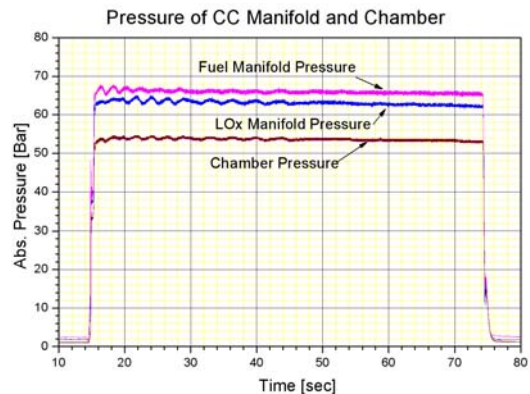


Fig. 16. Pressure measurements at 60s kerosene-cooling firing test of DM2

점화 후 약 55초 시점에 연료 탱크 가압용 질소 가스가 부분적으로 연소실로 유입되면서 배플분사기에 손상이 발생하여 시험이 비정상적으로 종료되었다. 원인 분석 결과 총 6기의 연료 탱크 중 일부 탱크에서 수위 불균일이 발생하여 수위가 낮은 탱크 출구로 가압 질소 가스가 침투하여 연소기로 공급된 결과였다. 이 문제는 시험설비 연료 탱크 가압부의 수정을 통하여 재발하지 않도록 조치하였다. 이로서 DM3호기 연소시험은 총 2회, 누적연소시간 66초에서 중단되었다. 그러나 시험 중단 원인이 연소기 자체가 아닌 시험설비의 문제였고, 55초까지는 성공적으로 시험을 수행하여 재생냉각 연소기 시험 이전 마지막 단계인 단일 유로냉각 연소기에서 설계의 타당성과 내구성을 확인했다는 데 의미가 있다. 이 결과를 토대로 재생냉각 연소시험에 착수하였다.

4.3 재생냉각 연소시험

30톤 실물형 연소기의 첫 재생냉각 연소시험은 DM5-1호기에서 수행되었다. DM5호기부터는 연소성능 향상을 위해 연소압이 5.25 MPa에서 6.0 MPa로 변경된 바 있다.

DM5-1호기는 50초간 연소시험 2회를 포함하여 총 5회, 누적시간 133초 연소시험을 수행하였다. 설계점에서 연소특성속도는 1,727 m/s로 실물형 연소기 DM1~3호기에 비해 높은 값을 나타내었다. 이는 연소압력 상승에 따른 연소효율 증가 및 재생냉각에 의한 연료 온도 상승으로 추

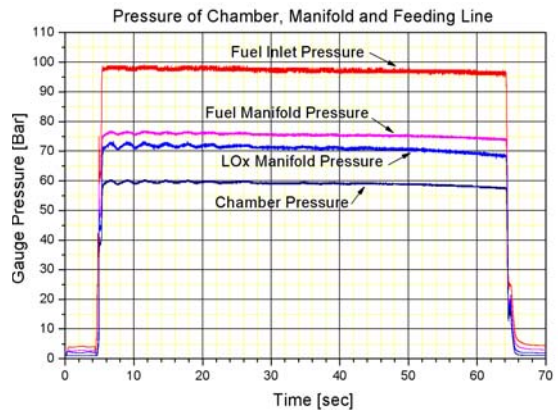
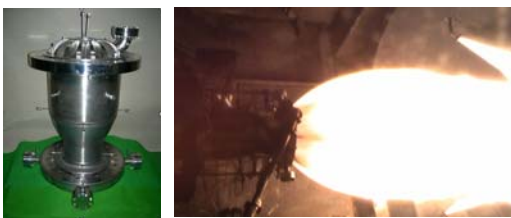


Fig. 18. Pressure measurements at 60s regenerative cooling firing test of DM5-2

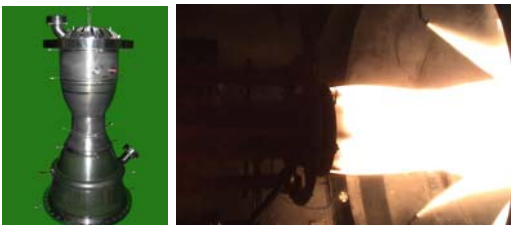
진제 총 엔탈피가 증가한 것에 의한 것이다[21, 22]. DM5-2호기는 설계점 및 탈설계점을 포함하여 총 8회, 117초 연소시험을 수행하였다. 연소기의 연소성능 지표인 연소특성속도는 설계점에서 1,752 m/s로 DM5-1호기보다 약 1.4% 증가하였다. 이것은 노즐 팽창부의 재생냉각에 따른 케로신의 온도 상승 및 이에 수반되는 효과에 의한 것으로 판단한다. 실제로 DM5-1호기(노즐 팽창비 3.5)에서 재생냉각에 따른 케로신의 온도 상승은 설계점에서 약 32 °C 이었으며, DM5-2호기(노즐 팽창비 12)의 경우 약 72 °C 이었다.

DM5-1호기와 DM5-2호기 재생냉각 연소기와 노즐 출구 화염 사진을 Fig. 17에 나타내었다. 노즐 팽창비에 따라 과소팽창(DM5-1) 또는 과대팽창(DM5-2) 된 화염 모습을 볼 수 있다. DM5-2호기로 60초 설계점 재생냉각 연소시험을 성공적으로 수행하였으며 그 압력선도를 Fig. 18에 나타내었다. 설계점 연소압 6.0 MPa이 형성되어 있으며 재생냉각에 의한 연료 링 입구부터 연료 매니폴드까지 압력손실은 2.7 MPa 정도 발생하고 있음을 보여준다.

30톤급 재생냉각 연소기는 연소압 6.0 MPa, 혼합비 2.44의 설계점 뿐만 아니라 연소압과 혼합비가 설계점 대비 ±15 %인 탈설계점 영역에서도 안정적으로 작동하였으며, 최장 60초간 단일 연소시험 후에도 분사기나 추력실 벽면, 열차폐 코팅 등 하드웨어에 손상이 없어 기능성과 내구성 측면에서 성능을 입증하였다[22]. 또한 설계점에서 지상 비추력은 269초로 산출되어 설계 요구 조건을 만족시키는 것으로 평가되었다[24].



(a) DM5-1 hardware and combustion flame



(b) DM5-2 hardware and combustion flame

Fig. 17. Hardware and firing flame of 30-ton regenerative combustors

4.4 연소시험 결과 종합평가

30톤 액체로켓엔진 실물형 연소기로 수행된 모든 연소시험을 Table 4에 정리하였다. 총 46회의 연소시험을 실시하였고, 이 중 23회는 펄스 건을 사용한 연소안정성 평가시험을 동시에 수행하였다. 총 누적 연소시간은 559초이며, 단일 최장시간 연소시험은 60초까지 실시하였다.

하드웨어별 최장 누적 연소시간은 연소기 헤드의 경우 DM5호기로 총 250초(시험 횟수 13회) 연소시험을 실시하였고, 재생냉각 연소실의 경우 DM5-1호기로 총 133초간 시험을 실시하여 헤드부와 연소실부 모두 임무 연소시간 120초를 상회하는 누적 연소시간을 달성하였다. 시험설비 용량의 제약으로 최장 단일시험 연소시간이 60초로 제한되어 부득이하게 누적 연소시간으로 임무 연소시간 동안의 작동성을 검증하였다.

30톤 실물형 연소기 DM1~5호기의 정상(steady) 연소과정에서 연소실 압력섭동의 RMS는 연소실 압력의 3% 이내로서 우수한 정적 연소안정성을 보였으며, Fig. 19에 나타난 것과 같이 펄스 건을 이용한 연소안정성 평가시험에서도 압력교란이 4 ms 이내에 감쇠되어 동적으로도 매우 안정함을 보였다[23].

Table 4. Test matrix of 30-ton_r full-scale combustion chamber

Head	Chamber	No. of Tests(SRT)	Total time(s)	Max. duration(s)	Chamber cooling*
DM 1	DM1	17(13)	36	10	a-c
	DM2	5(0)	22	6	w-c, f-c
DM 2	DM1	3(3)	35	26	a-c
	DM2	4(1)	123	60	f-c
	DM3	2(1)	27	21	f-c
DM 3	DM3	2(1)	66	55	f-c
DM 5	DM5-1	5(1)	133	50	r-c
	DM5-2	8(3)	117	60	r-c
합 계		46(23)	559		

*a-c(ablation cooling), w-c(water cooling), f-c(fuel cooling), r-c(regenerative cooling)

V. 결 론

한국항공우주연구원에서는 추력 30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 개발에 착수하여 단품개발시험을 성공적으로 완료하였다. 분사기 개발

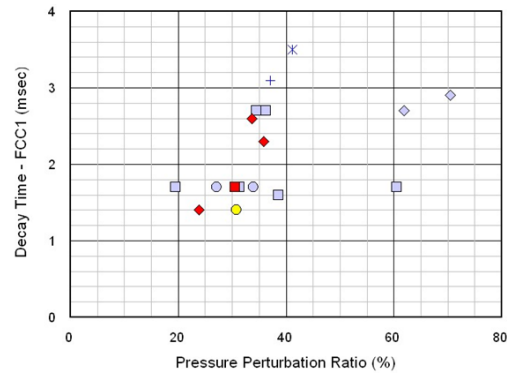


Fig. 19. Decay time of pressure peak at stability rating tests

과 축소형 연소기 개발을 거쳐 총 5기의 실물형 연소기로 46회, 559초 누적 연소시간 시험을 실시하였으며, 이 중 재생냉각 연소시험은 총 13회, 250초간 실시하였다. 30톤급 실물형 재생냉각 연소기 최종 개발시제인 DM5-2호기는 설계점 연소특성속도 1,752 m/s와 지상 비추력 269초를 달성하여 개발 요구규격을 상회하였으며, 누적 연소시간 120초 이상의 시험 후에도 하드웨어에 손상이 없음을 확인하여 수명 요구사항도 만족시킴을 확인하였다. 또한 연소안정성 평가시험 결과 30톤 재생냉각 연소기는 정적 및 동적으로 매우 안정적인 연소를 하는 것으로 판명되었다.

이상의 검증을 통해 30톤 액체로켓엔진 재생냉각 연소기는 단품 수준의 개발이 성공적으로 완료된 것으로 평가하였다. 본 연구를 통해 축적된 재생냉각 연소기 설계, 제작, 시험평가 기술은 향후 보다 대형의 액체로켓엔진 연소기를 개발하는데 직접 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 특정연구개발사업인 '소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업' 성과의 일부입니다.

참고문헌

- 1) 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발", 한국추진공학회지, 제8권 제3호, 2004, pp. 75~86.
- 2) 최환석, 한영민, 유철성, 김성구, 조광래, "추력 30톤 LOx/Kerosene 재생냉각 연소기 개발 현황", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2007.

3) Huzel, D. K. and Huang, D. H., *Modern Engineering for Design of Liquid - Propellant Rocket Engines*, Vol. 174, AIAA, 1992.

4) 김종규, 김인태, 임병직, 김승한, 문일윤, 한영민, 설우석, "액체로켓엔진 연소기용 분사기의 분무특성 및 혼합특성에 관한 연구", 제3회 한국유체공학 학술대회 논문집, 2004.

5) 임병직, 김종규, 문일윤, 김승한, 한영민, 설우석, "고압환경에서 동축 와류형 분사기의 분무특성", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004, pp. 288~291.

6) 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 문일윤, 설우석, "다종의 동축 스월형 단일 분사기 연소 특성에 관한 실험적 연구", 한국추진공학회지, 제8권 제2호, 2004.6., pp. 85~94.

7) Seo, S., Han, Y. M., Kim, S. H., Seol, W. S., Lee, S. Y., "Combustion Dynamic Behavior of Bi-liquid Double Swirl Coaxial Injectors", AJCPP, Japan, AJCPP2005-22052, 2005.

8) 한영민, 김승한, 서성현, 이광진, 김종규, 설우석, "외부혼합 와류분사기를 장착한 액체로켓엔진용 축소형 연소기 개발", 한국항공우주학회지, 제32호 제10호, 2004.12., pp. 103-111.

9) 한영민, 김승한, 서성현, 문일윤, 설우석, 조광래, "다종의 축소형 고압연소기 연소성능시험", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2004, pp. 259~264.

10) 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 김인태, 최환석, 설우석, "막냉각 링을 사용한 축소형 연소기의 연소성능시험", 제6회 우주발사체 심포지움, 2005.4.

11) 김승한, 한영민, 서성현, 문일윤, 이광진, 임병직, 설우석, "액체로켓엔진용 단위 분사기 연소기와 축소형 연소기 연소특성 비교", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2004.

12) 김종규, 임병직, 서성현, 한영민, 김홍집, 최환석, "막냉각량에 따른 축소형 칼로리미터의 열유속 특성에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제10권 제4호, 2006.12., pp. 93~99.

13) 김종규, 이광진, 서성현, 한영민, 최환석, "고압 축소형 연소기의 연소 성능 특성에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제11권 제5호, 2007.10., pp. 31~36.

14) 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 서성현, 한영민, 최환석, "물냉각 고압 축소형 연소기의 설계 및 연소시험", 한국추진공학회지, 제11권 제3호, 2007.6., pp. 1~6.

15) 김승한, 문윤환, 문일윤, 임병직, 한영민, 설우석, "배플 분사기를 적용한 축소형 연소기의 연소성능시험", 제6회 우주발사체 심포지움, 2005.4.

16) 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계", 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005.

17) Roback, Szetela E. J., and Spadaccini L. J., "Deposition Formation in Hydrocarbon Rocket Fuels", NASA-CR 165405, August, 1981.

18) Klem, M. D. and Fry, R. S., "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines", CPIA publication 655, 1997

19) 임병직, 이광진, 김성규, 김홍집, 한영민, "분사기형 배플을 장착한 액체로켓엔진 연소기의 연소안정성 평가시험", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp. 1003~1006.

20) 한영민, 김종규, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기 케로신냉각 연소시험 성능결과", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2006.11.

21) 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 임병직, 안규복, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기 연소시험 성능결과", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2007.11.

22) 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 서성현, 최환석, "실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기 연소시험", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2007.11.

23) 임병직, 이광진, 김종규, 안규복, 김홍집, 서성현, 최환석, "30톤급 재생냉각 연소기의 연소안정성 평가시험", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2008, pp. 826-829.

24) 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기 재생냉각 연소시험 결과", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2008.4.