KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발

최환석* · 설우석* · 이수용**

Development of Liquid Propellant Rocket Engine for KSR-III

Hwan-Seok Choi* · Woo-Seok Seol* · Soo-Yong Lee**

ABSTRACT

KSR-III is the first Korean sounding rocket propelled by a liquid propellant propulsion system and it has been developed over 5 years using purely domestic technologies. The propulsion system of KSR-III is a 13-ton class see-level thrust liquid rocket engine(LRE) which utilizes liquid oxygen and kerosene for its propellants and employed pressurized propellant feeding and ablative cooling system. The problem of combustion instabilities which has brought the most difficulty in the development was resolved by implementation of a baffle. Through the development of KSR-III LRE, meaningful achievements have been made in the core technologies of LRE such as design of injectors and combustion chambers and test, evaluation, and control of combustion instabilities. The acquired technologies will be applied to the development of higher performance LREs necessary for future space development programs such as Korean Small Launch Vehicles(KSLV). In this paper, the development of KRE-III LRE system is described including its design, analyses, performance tests and evaluation.

초 록

KSR-III는 한국 최초의 액체 추진기관 과학로켓으로서 5년간의 기간에 걸쳐 순수 국내 기술로 개발되었다. KSR-III의 추진기관은 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 지상 추력 13톤급의 액체 엔진으로서, 가압식 추진제 공급방식과 내열재 삭마방식을 채택하였다. 엔진 개발과정에서 최대의 난제였던 연소불안정 문제는 배플의 설치를 통하여 해결하였다. KSR-III 액체 엔진 개발을 통하여 분사기 및 연소기의 설계, 연소불안정의 시험, 평가, 제어 기술과 같은 액체로켓 엔진 개발의 핵심기술을 확보함으로써 의미 있는 기술적 성과를 거두었다. 여기서 습득된 기술은 소형우주발사체(KSLV)를 포함한 향 후 우주개발을 위한 고성능 액체로켓 엔진 개발에 응용될 것이다. 본 논문에서는 KSR-III 액체 로켓 엔진의 설계, 해석, 성능 시험 및 평가를 포함한 개발 전 과정에 대하여 기술하였다.

Key Words: KSR-III, Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Pressure-fed System(가압식 공급), Ablation Cooling(삭마냉각)

1. 서 론

KSR-III(Korea Sounding Rocket-III)는 1997년 12월부터 총 5년간에 걸쳐서 개발된 과학관

* 정회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹
** 종신회원, 한국항공우주연구원 우주추진기관실
한국추진공학회 사업이사, 편집위원
연락저자, E-mail: hschoi@kari.re.kr

측 로켓으로서 한국 최초의 액체 추진제 엔진을 장착한 로켓이라는 점에서 각별한 의미를 가진다[1]. 1990년대 초반에 인공위성 자세제어용 단일 추진제 추력기(thruster) 개발의 필요성이 대두되면서 시작된 한국의 액체추진제 엔진 개발은 단일 및 이원추진제 추력기에 대한 기초 연구를 거쳐 1997년에는 추력 400 파운드급 소형 액체엔진을 개발하기에 이르렀다. 이러한 경험을 토대로 KSR-III에 사용될 지상 추력 13톤급 액체로켓 엔진 개발에 착수하였고, 5년간의 개발 기간을 거쳐 2002년 11월 28일 KSR-III 비행모델에 장착되어 성공적인 비행을 마침으로써 순수 국내 기술에 의한 한국 최초의 액체 추진제 로켓 엔진 개발이 성공적으로 완수되었다[2].

KSR-III 엔진은 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 추진제로 사용하고, 가압식 추진제 공급방식과 내열재 삭마 냉각방식을 채택하여 순수 국내 기술로 개발한 액체로켓 엔진이다. KSR-III 엔진 개발을 통하여 분사기와 연소기의 설계 및 연소불안정성의 시험, 평가, 제어 기술과 같은 액체 로켓 엔진 개발의 핵심기술을 확보함으로써 의미있는 기술적 성과를 거두었으며, 향 후 우주발사체용 고성능 액체로켓 엔진 개발에 필요한 기술적 교두보를 형성하였다. 여기서 습득된 기술은 소형우주발사체(KSLV)를 포함한 향 후 우주용 액체로켓 엔진 개발에 응용될 것이다.

본 논문에서는 KSR-III 액체로켓 엔진의 설계, 해석, 성능 시험 및 평가를 포함한 개발 전 과정에 대하여 기술하였다.

2. KSR-III 액체 엔진 개발

2.1 개발 개념

KSR-III 액체 추진기관 개발 과정에서 고려된 주요 개념으로는 과학로켓이라는 목적에 부합되는 개발 목표의 건전성 유지와 세계적인 저가형 발사체 개발 추이에 따른 개발비용의 최소화, 그리고 기술 자립성 확보를 위한 국내 활용가능 기술의 극대화에 두었다. 이를 위하여 환경 친화적인 액체산소-탄화수소계 추진제를 선정하여 로켓엔진 개발의 건전성을 추구하였으며, 국내 액체 추진기관 개발기술의 수준을 고려하여 고성능 사이클 엔진 대신 비활성 고압가스를 이용하여 추진제를 공급하는 가압식 엔진을 개발 대상으로 채택하였다. 또한 엔진의 냉각방식도 기술적으로 가장 간단한 내열재 복합재료 삭마(ablation)방식을 선정하였다.

2.2 개발 과정

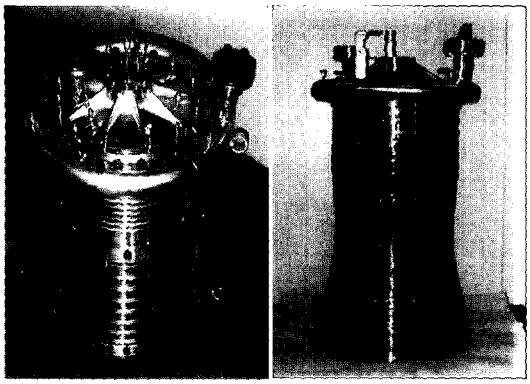
KSR-III 엔진 개발 요구사항에 따라 이를 구현할 수 있는 시스템을 구성하기 위하여 다양한 비교 검토가 수행되었다. 추진제 종류, 추진제 공급방식, 냉각 방식의 선정과 함께 보다 세부적인 설계사항들에 대한 개념 및 상세설계가 진행되었다. 엔진 개발 과정에는 연소성능, 냉각성능, 연소안정성, 구조강도 등에 관한 다양한 해석과 이를 검증하기 위한 시험이 수행되었다.

설계된 엔진에 대한 검증을 위하여 연소시험이 실시되었는데 KSR-III 엔진 개발 과정에서는 각 단계별 목적에 따라 분사시험용 엔진, 축소형 엔진, 실물형 엔진을 개발하여 사용하였다.

분사시험용 엔진으로는 단위 요소분사기의 성능시험을 수행하였고, 축소형 엔진으로는 엔진 제작성 검토, 분사기 충돌 각도 및 분사기 배열에 따른 엔진 성능과 내열 특성의 변화, 막냉각 효과 검증, 엔진 점화특성, 내열재 삭마특성, 연소안정성, 연소성능 파악 및 점화 시퀀스 확립을 위한 시험을 수행하였다.

축소형 엔진은 총 14기가 제작되었고 이를 활용하여 약 20회의 연소시험이 실시되었다. 실물형 엔진으로는 EM (Engineering Model) 8기, PM (Protoflight Model) 4기, 그리고 FM (Flight Model) 8기가 설계, 제작되었다.

실물형 엔진의 EM과 PM, FM은 연소기 제작상의 차이로 구별된다. EM은 내열재 복합재료 연소실 내피를 싸고 있는 스테인레스 스틸(SUS) 외피가 분사기 헤드와 플랜지를 통하여 볼트로 체결되며, PM은 EM과 동일하나 연소실 외피가 SUS 대신 탄소계열의 섬유로 필라멘트



(a) EM (b) FM

Fig. 1 KSR-III engine combustion chambers (EM and FM)

와인딩하여 제작된다. FM은 PM과 동일하나 분사기 헤드와 연소실이 일체형으로 용접 제작된다는 점이 다르다. 이들 중 EM이 구조적인 안전율이 가장 크며 FM은 중량 감소를 위한 최대의 경량화로 구조안전율이 가장 작다. 그러나 개발 진행 과정에서 PM과 FM용으로 제작된 분사기 헤드와 연소기가 필요에 따라 EM으로 활용되기도 하였다. Fig. 1은 KSR-III 실물형 EM과 FM 엔진의 연소기 모습을 보여준다.

축소형 모델을 활용하여 엔진 성능에 관한 기본적인 검증을 수행하였는데 이를 통하여 충돌형 분사기의 충돌각을 감소시키는 것이 분사기면 내열성능 향상에 도움이 되며, 방사형 분사기 배열보다 직교방사형 배열이 내열성능 면에서 더 우수함을 확인하였다. 또한 분사기면에 대한 열차폐 코팅이 내열성능 개선에 효과가 있음을 확인하였다. 축소형 엔진 시험 완료 후 실물형 엔진으로 항공우주연구원 내의 수평형 연소시험설비(ReTF)에서 연소성능시험을 수행하였고[3], 최종적으로 추진기관 종합성능시험(PTA-II)[4]과 단인증시험(SQT)[5]에서 수직형 연소시험을 수행하였다. 연소성능시험을 수행하는 과정에서 드러난 설계상의 문제점들은 부분적인 설계수정을 통하여 개선되었다. KSR-III 실물형 엔진 초기 설계에서 최종 비행용 엔진으로 진행되는 과정에서 발생된 주요 설계 수정사항으로는 1) 분사기 충돌각의 변경, 2) 분사기 배열 변경, 3) 노즐 팽창비 변경, 4) 배플의 장착 등을 들 수 있다.

ReTF와 PTA-II, SQT, 그리고 최종적인 비행시험 동안 실물형 엔진에 대하여 총 54회의 연소시험을 실시하여 856초의 누적 연소시간을 기록하였다. 이러한 과정을 통하여 개발된 엔진은 2002년 11월 28일 성공적인 비행을 완수함으로써 개발 착수 5년 만에 그 결실을 거두었다.

3. KSR-III 엔진시스템

3.1 엔진시스템 구성

KSR-III 가압식 액체 엔진은 크게 연소기와 점화시스템, 추진제 공급시스템, 저압 및 고압 퍼지(purge) 시스템, 밸브 구동시스템으로 구성된다. KSR-III 엔진의 구성도는 Fig. 2와 같으며 Fig. 3은 엔진시스템이 비행형 모델로 조립된 모습을 보여준다.

엔진 연소실은 무게를 경량화하고 제작비용을 줄이기 위하여 복합재료를 이용한 내열재 삭마냉각방식을 사용하였다. 연소실은 고온의 연소가스에 견딜 수 있는 실리카/페놀 복합재료를 내부에 사용하였으며, 연소실 외피부는 고압에 견딜 수 있도록 탄소섬유를 이용한 필라멘트 와인딩 공법으로 제작하였다.

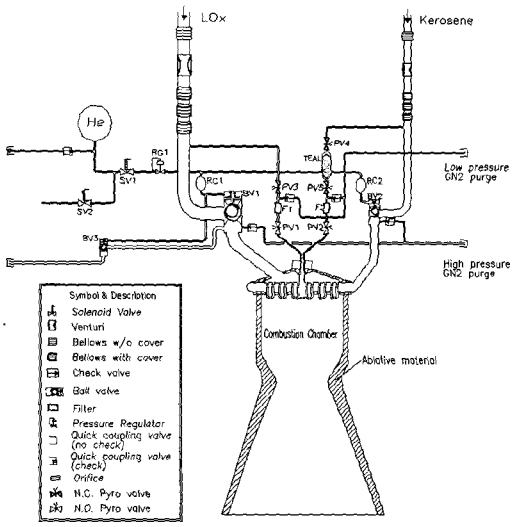


Fig. 2 Schematic of KSR-III liquid rocket engine

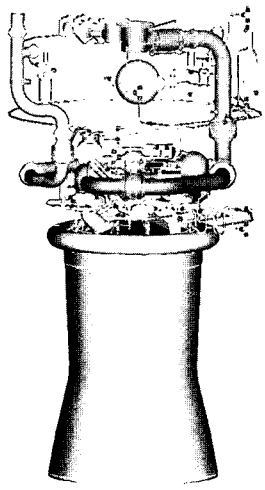


Fig. 3 KSR-III engine system assembled with all relevant subsystems

추진제는 추진제 탱크 가압시스템에 의해 일정한 압력으로 가압되는 연료 및 산화제 탱크로부터 밀어내기 식으로 엔진에 공급된다. 엔진 산화제 매니폴드와 연료 매니폴드 전단에서 추진제 공급압력은 각각 18.75 bar와 18.55 bar이다. 엔진 시동시 발생되는 급격한 연소실 압력 변화가 추진제 공급 유량에 영향을 미치는 것을 방지하기 위해 수동 유량제어기구인 캐비테이션 벤츄리를 설치하였다[6].

추진제 공급시스템에서 점화용 추진제 공급 배관과 주 추진제 공급 배관이 따로 구성되어 있는데 이것은 연료 선공급 방식으로 점화를 하기 위함이다.

엔진 점화는 TEAL(Triethylaluminium)을 사용하여 이루어진다. TEAL은 산소와 접촉시 자발적으로 급격한 연소를 일으키는 매우 위험한 물질로서 취급에 각별한 주의를 요한다. KSR-III 엔진에서는 TEAL을 카트리지(cartridge)에 충진하여 사용하였으며 카트리지 양쪽에 파이로밸브를 설치하여 필요시 이들을 개방하여 TEAL이 공급될 수 있도록 하였다. TEAL의 충진량은 105 g이며 안전한 충진 및 카트리지의 재사용이 가능하도록 하기위하여 TEAL 충진 전후에 카트리지 내부 퍼지 및 연결부위의 잔류 TEAL을 제거할 수 있도록 3-way 밸브를 설치하였다.

점화 이전에 연소기 내부를 불활성 가스 상황으로 만들어주고 점화 과정에서 연료 및 산화제 매니폴드로 상대 추진제가 침투되어 폭발이 발생되는 것을 방지하기 위하여 발사장 설비에서 공급되는 질소가스를 이용하여 퍼지를 실시한다. 점화용 추진제 공급라인에는 저압 퍼지가 실시되고 주 추진제 공급라인에는 고압 퍼지가 실시되는데 퍼지 압력은 각각 2 bar과 10 bar이다.

Figure 2에서 산화제와 연료 주밸브 BV1, BV2와 산화제 배출밸브 BV3는 직경 2.5인치와 직경 1.5인치 볼밸브(ball valve)이다. 이들 밸브의 작동에 필요한 충분한 공압을 제공하기 위하여 밸브구동용 공압탱크에 헬륨을 310 bar로 충진 하고 감압밸브를 통하여 이를 17 bar로 감압시켜 밸브 구동기에 공급하였다. 볼밸브 구동장치용 솔레노이드 밸브는 직류 28V에서 작동하며 BV1, BV2의 개폐시간은 0.2초 이내이다. 엔진 시동 시 BV1과 BV2가 0.2초 간격으로 거의 동시에 작동되기 때문에 순간적인 밸브 구동 압력의 부족현상을 방지하기 위하여 이들 밸브 구동기 전단에 1회 밸브 구동에 사용하는 가스부피의 2배를 채울 수 있는 reservoir(RC1, RC2)를 설치하였다.

엔진 김벌링을 고려하여 엔진 상부의 연료 및 산화제 공급 배관에 각각 3개의 주름관을 설치하여 3축으로 움직임이 허용되도록 하였다.

3.2 엔진 제원 및 특성

KSR-III 엔진의 주요 제원은 Table 1과 같다. 추진제로 액체산소와 케로신(Jet-A1)을 사용하며 설계 추진제 질유량은 60 kg/sec이고, O/F비 2.34로 운용된다. KSR-III 엔진과 같은 내열재 삭마냉각 방식의 연소기에서는 연소가 진행되면서 내열재의 삭마가 일어나는데 삭마의 정도는 노즐 목 부분에서 가장 심하며 이로 인하여 점화 초기와 연소 종료 시점 사이에 엔진 추력의 변화가 생길 수 있다. 따라서 제시된 추력, 비추력 값은 임무 연소시간인 60초 동안의 평균값으로 보는 것이

Table 1. Characteristics of KSR-III engine

추진제	산화제	액체산소(LOx)
	연료	Kerosene (Jet A-1)
추진제 질유량 (kg/sec)	산화제	42.04
	연료	17.96
	합 계	60.0
추력 (ton)	진공	15.22
	지상	12.49
비추력 (sec)	진공	253.6
	지상	208.1
연소압 (bar)		13.75
김벌(gimbal)		2축, ±8°
노즐 - 목 직경, mm - 출구 직경, mm		(팽창비 $\epsilon=3.5$) 310.0 580.0
연소기 치수, mm - 최대 높이 - 최대 직경		 1067.2 750.0
연소시간, sec		60.0
무게 (연소기), kg		199.0

타당하다. KSR-III 엔진 연소기의 특성속도(C*)는 1584 m/sec이며 특성속도 효율은 약 89%이다. KSR-III 엔진은 연소압이 비교적 낮은 가압식 엔진이므로 터보펌프식 고압 엔진에 비하여 상대적으로 낮은 연소효율을 가진다.

3.3 엔진 운용

KSR-III 엔진의 시동은 먼저 점화용 분사기를 통해 소량의 액체산소를 보내고(PV3 개방) 이어서 점화용 추진제인 TEAL을 공급하면(PV4, PV5 개방) 자발적 화학반응에 의해 연소실 내에 화염이 존재하게 된다. 이 때 주 연료밸브를 열어서(BV2 개방) 케로신 공급을 시작하고 다시 0.2초 후에 주 산화제를 공급한다(BV1 개방). 여기서 추진제 공급 시기는 추진제가 분사기를 통해 실제로 연소실에 공급되는 시기를 기준으로 한다. 엔진 연소기로 추진제가 공급되는 시간을 정확히 파악하기 위해 밸브 개방 소요시간 및 엔진 매니폴드의 추진제 충진 소요시간을 고려하였다. 밸브 개방 소요시간은 실제 밸브 구동을 통해 파악하였으며, 엔진 매니폴드의 추진제 충진 시간은 매니폴드 체적과 초기 공급유량에서 산출하였다. KSR-III 엔진의 경우 산화제와 연료 매니폴드의 체적은 약 6리터와 9.6리터로서 예상 충진 시간은 각각 0.15초와 0.4초이다.

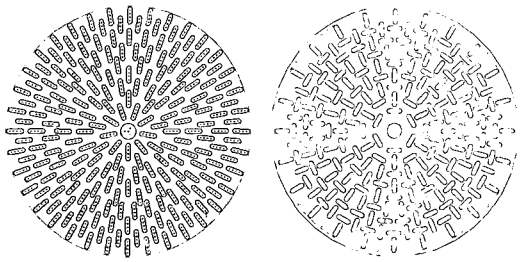
KSR-III 축소형 엔진 시험을 통하여 여러 점화 시퀀스를 검토한 결과 산화제 선공급이 초기 점화특성이 우수해 이를 선택하였다. 그러나 이 후 실물형 엔진 시험에서 점화 초기에 약 230 Hz의 저주파 압력섭동이 발생하였다. 이러한 현상은 엔진 운용 차원에서 바람직하지 않은 것으로 판단되어 연료 선공급 방식으로 점화 시퀀스를 변경하였다[7]. 탄화수소 계열의 연료를 사용하는 액체 로켓엔진은 대부분의 경우 설계점 운용조건에서 추진제 혼합비가 연료 과농 조건이다. 따라서 연료 선공급으로 점화를 하는 것이 최대 열방출을 일으키는 이론 혼합비를 거치지 않고 설계점 운용조건에 도달하게 되어 연소기를 보호할 수 있으므로 이 방법을 선호하고 있다.

엔진 연소 종료 시에도 연료과농 연소상태를 유지하기 위하여 연료보다 산화제 공급을 먼저 중단시킨다. 이를 위해 점화용 배관 측 파이로밸브(PV1, PV2)와 연소기 산화제 밸브(BV1)를 닫고 약 0.2초 뒤에 연료밸브(BV2)를 닫는다.

4. 설계 및 해석

4.1 분사기 설계 및 배열

KSR-III 엔진의 분사기로는 연료와 산화제 두 쌍이 이중으로 충돌하는 F-O-O-F 분리삼중충돌형 분사기(unlike split triplet impinging injector)를 사용하였다. F-O-O-F형 분사기는 타원형 분무형상을 가지며 분무 외측으로 농연료층이 형성되어 연소실의 냉각에 유리한 특성을 가지고 있다. 개발 초기에 사용된 F-O-O-F형 분사기의 연료-산화제 충돌입사각은 30°이었으며 216개의 분사기를 Fig. 4a와 같이 분사기면에 9열 원주 방사형으로 배열하였다. 그 후에 분사기 배열은 Fig. 4b와 같은 직교방사형으로 변

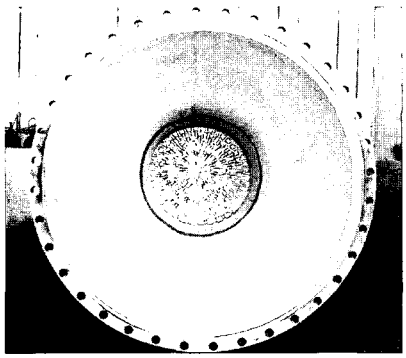


(a) radial (b) H-type

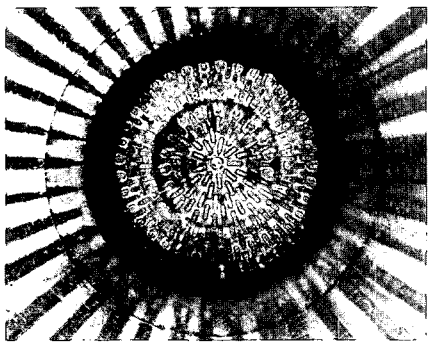
Fig. 4 Modification of injector arrangement for KSR-III injection head (radial → H-type)

경되었다.

방사형 배열은 추진제 충돌 팬(fan)이 비교적 고르게 분포되기는 하지만 반경방향으로 6열 이후에는 중앙보다 수밀도가 높아져서 시험 결과 6열 외곽 부분의 분사기면에 심각한 열손상이



(a) before firing test



(b) after 14 sec. accumulated firing test

Fig. 5 Damage of injector face plate with radial distribution of injectors

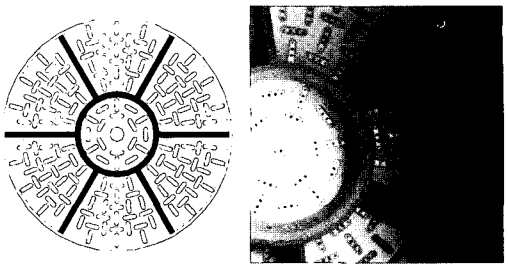


Fig. 6 Installation of baffle on the injector face

발생하였으며, 내열재 삭마도 두드러지게 나타났다. 이러한 현상은 방사형 배열 분사기 헤드를 갖는 연소기의 연소시험 전과 누적시간 14초 연소시험 후를 비교한 Fig. 5에서 잘 관찰된다. 이와 같은 분사기 헤드의 열손상을 방지하기 위하여 앞에서 설명한 바와 같이 분사기 배열을 직교방사형으로 변경하였다. 이 과정에서 분사기 배열의 균일성을 위해 분사기 개수가 228개로 증가되었으며 최외곽열 분사기의 개수는 36개에서 24개로 감소하였다. 분사기 배열의 변경과 동시에 분사기 충돌입사각을 30°에서 20°로 변경하여 액적 충돌점을 분사기면 하류로 이동시킴으로써 분사기 헤드에 대한 추가적인 열손상 완화 효과를 얻고자 하였다.

KSR-III 엔진에서 연소안정성 확보를 위해 최종적으로 배플이 설치됨에 따라 분사기 배열이 Fig. 6과 같이 다시 조정되었다. 이 과정에서 분사기 개수가 228개에서 174개로 감소되어 추진제 질유량을 맞추기 위해 분사공의 직경을 증가시켰다.

Figure 7은 KSR-III 엔진에 최종적으로 사용된 20° 충돌입사각을 갖는 F-O-O-F형 분사기를 보여준다. 이 분사기의 산화제와 연료 분사공의 직경은 각각 2.5 mm와 1.8 mm이다.

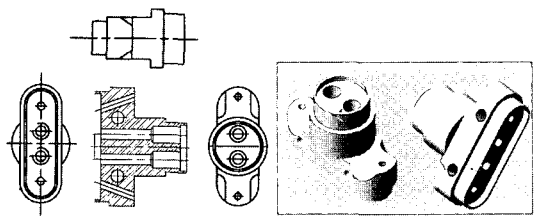


Fig. 7 F-O-O-F unlike split triplet impinging injector

분사기면 중심에는 엔진 점화를 위한 별도의 점화용 분사기가 설치된다. 점화용 분사기는 중앙의 분사공으로 TEAL이 공급되고 그 주위에 120° 간격으로 위치한 3개의 분사공으로 액체산소가 공급되는 사중충돌형이다.

분사기 매니폴드는 분사기면에서 균일한 압력분포를 유지하여 분사공에서의 분사속도가 일정하게 유지되도록 설계하였다. 매니폴드 내부 형상은 내부 유로에서 유체의 동압이 정압의 1% 이내가 되도록 결정하였으며, 매니폴드 추진제 분사 균일성에 대한 해석적 검토를 수행하여 이를 검증하였다[8].

4.2 연소불안정

액체로켓 엔진에서 빈번히 일어나는 고주파 연소불안정은 지난 수 십년간 액체로켓 엔진 개발에서 가장 큰 문제로 대두되어 왔으며[9], 이러한 문제는 KSR-III 엔진 개발 과정에서도 동일하게 나타났다. 고주파 연소불안정은 연소 과정 중에 발생하는 열방출이 연소실 내부에서 진동하며 전파되는 음향파와 상호 간섭하여 음향파의 진폭을 일정 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 이로 인해 분사기면과 연소실 벽면으로의 극심한 열전달과 그로 인한 열손상, 연소실의 극심한 진동, 불규칙한 추력변화 등과 같은 부정적인 결과가 초래된다[10,11]. 따라서 이러한 문제를 피하기 위해 로켓엔진 연소실은 음향 안정성 여분을 확보하여야 한다.

로켓엔진 연소실 내에는 정상상태에서도 내재적으로 어느 정도 크기의 압력 섭동이 항상 존재하며, 통상적으로 압력 섭동의 진폭이 연소실 압력의 ±5% 이내이면 정적(static)으로 안정하다고 할 수 있다[10]. 그러나 로켓엔진 연소실은 정적 안정성뿐만 아니라 외부에서 유입되는 교란을 감쇠시켜 안정적인 연소를 유지할 수 있는 동적(dynamic) 안정성 여분을 확보하여야 한다.

로켓엔진 연소실 내에 존재하는 음향 모드 중 음향 불안정에 유해한 중요한 모드는 제 1, 2 접선(1T, 2T) 및 제1반경(1R) 모드와 같은 저차 횡방향 음향모드라고 알려져 있다[9]. 로켓엔진의 연소안정성을 확보하기 위하여 가장 흔히 사용되는 방법은 음향공이나 배플과 같은 수동 안정화 기구를 설치하는 것이다.

액체로켓 엔진의 연소안정성은 개별 엔진의 고유한 특성으로서 일반화된 기준으로 설명할 수 없으므로 수동 안정화 기구가 설치된 엔진도 반드시 연소안정성 평가시험(Stability Rating Test)을 통하여 안정성 여분을 확인할 필요가 있다.

4.3 수동 안정화 기구

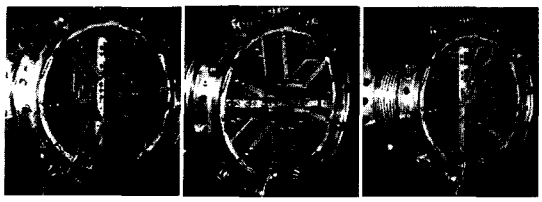
음향공이나 배플과 같은 연소 안정화 기구를 설계하기 위해서는 이것이 설치되어 있지 않은 기본 연소실의 공진주파수 특성을 먼저 파악해야 한다. 음향해석을 통하여 파악된 상온 대기압 상태에서 KSR-III 엔진 기본 연소실의 주요 저차 음향모드 공진주파수는 Table 2와 같다[12].

Table 2. Resonant frequencies in KSR-III combustion chamber without stabilizing devices

acoustic modes	1L	1T	1T1L	2L	2T	1R
Hz	401.9	496.8	684.1	753.4	811.8	1016.4

연소실 내의 음향진동을 감쇠시키기 위해서는 감쇠시키고자 하는 음향파의 주파수에 음향공의 주파수를 동조시켜야 한다[10,13]. KSR-III 연소실에서는 음향파 감쇠를 위하여 분사기면 외곽 원주를 따라 Helmholtz 공명기 형태의 음향공을 설치하고 그 주파수를 연소안정성 측면에서 가장 유해하다고 알려진 1T 모드에 동조시켰다. KSR-III 연소실에 대한 상온 음향해석 결과[12]를 토대로 실제 연소 조건에서 1T 모드에 해당되는 공진주파수 f_{1T}는 1,550 Hz로 예측되었다. 음향공에 의한 연소불안정 억제효과를 극대화하기 위해서 음향공의 동조주파수를 예측된 f_{1T} 근방(1,520 Hz-1,540 Hz)에서 조절하였다.

그러나 실제로 기본 연소실뿐만 아니라 음향공을 설치한 연소실에 대한 시험에 있어서도 시험 작동조건에 따라 연소불안정이 나타났으며



(a) Hub & spoke (b)Rubinsky (c) Tri-sectional

Fig. 8 Model baffles designed for acoustic test for the selection of optimum baffle

그 발생 빈도는 시험회수 기준으로 70% 이상에 달하였다. 시험에서 나타난 유해주파수는 1,580-1,730 Hz로 계측되었고 이는 제1접선 방향의 음향모드인 것으로 판정되었다. 결국 기본 연소실은 안정한 연소를 보장할 수 없으며, 연소실에 음향공을 설치하더라도 연소안정화 능력은 크게 개선되지 않음을 파악하였다.

KSR-III 엔진의 연소안정성 확보는 배플 설치를 통하여 이루어졌다. 배플 설계를 위해 여러 가지 형태를 갖는 배플에 대한 음향해석[14]과 상온 음향시험[15]을 수행하여 다양한 설계의 배플이 갖는 음향 감쇠효과를 파악하여 최적의 배플 설계안을 도출하는데 활용하였다. Fig. 8은 다양한 형태의 모형 배플이 상온 음향시험을 위해 연소기에 설치된 모습을 보여준다. 이러한 배플들의 음향파 감쇠특성에 대한 검토 결과 반경방향과 접선방향 모드의 연소불안정을 함께 제어할 수 있는 hub-and-spoke 방식이 채택되었다. 사용된 배플의 형상은 Fig. 6에서 이미 보인 것과 같이 한 개의 허브와 6개의 블레이드를 가진다. 배플은 SUS-316L 심재에 실리카/페놀 내열재를 입힌 것으로서 배플의 두께는 14 mm, 배플 내부 SUS 심재의 최대 두께 6 mm, 그리고 허브와 블레이드의 축방향 길이는 90 mm이다. 배플이 설치된 연소실에 대한 연소성능 해석 결과 배플 설치로 인해 약 2.5% 정도의 추력 및 비추력 손실이 발생될 것으로 예측되었다[16].

배플 장착 엔진에 대한 연소안정성 평가시험 결과 외부에서 인위적으로 연소장에 유입된 압력교란을 효과적으로 감쇠시켜 안정적인 연소를 가능케 함으로써 만족스러운 연소 안정화 능력이 있음을 보여주었다. 배플 설계에는 연소안정성 확보능력과 함께 냉각, 구조적인 문제도 함께 고려되어야 한다. KSR-III에서 개발된 내열재 배플은 임무시간 60초 동안의 설계점 연소시험과 SQT, 그리고 최종 비행시험을 거치면서 열내구성이 검증되었으며, 탈설계점 연소시험과 연소안정성 평가시험을 통해 연소안정화 능력이 입증되었으므로 그 개발이 성공적이었다고 평가된다.

4.4 내열재 연소실

로켓 엔진 연소실의 내열재로 사용되는 재료로는 Graphite, Carbon/Carbon, Carbon/SiC, Silica/Phenolic, SiC/SiC, Carbon/Phenolic 등이 있다. 그러나 carbon 계통의 내열재는 산화제인 액체산소와 반응하여 삭마량을 가속시킬 수 있으므로 KSR-III 에서는 이러한 현상을 최소화할 수 있는 Silica/Phenolic 복합재를 사용하였다. 내열재의 적층각은 삭마량이 가장 적은 것으로 알려진[17] 60°로 제작하였으며, 내열재 두께는 삭마량과 연소기 열부하 특성 등을 고려하여 결정하였다.

엔진 연소실의 외피는 구조적인 안정성을 가지면서 무게를 경량화 시킬 수 있는 필라멘트 와인딩 공법을 이용하여 제작하였다. 엔진 연소실에 적용할 필라멘트 와인딩의 설계는 netting analysis를 이용하여 수행하였고, 이러한 설계를 통하여 제작된 구조물의 구조안정성 검증을 위해 시험시편을 제작하여 수압시험을 수행한 후 PM 및 FM용 연소기 제작에 적용하였다.

4.5 연소기 냉각

로켓 엔진의 연소기는 작동시간 동안 고온, 고압의 환경에 노출되기 때문에 연소기에 대한 적절한 열적 보호수단이 필요하다. KSR-III 엔진 연소실의 냉각은 일차적으로 복합재료 내열재를 구성하는 필러(filler)의 용발(ablation)에 의해 이루어진다. 이와는 별도로 분사기면이나 연소실 벽면에 대한 보조적인 열보호 수단이 필요하다.

분사기면의 보호를 위해 분사기면 전체에 zirconia를 주성분으로 하는 0.5 mm 두께의 열차

폐 코팅(thermal barrier coating)을 적용하였으며, 연료에 의한 분사기면 냉각 효과를 높이기 위하여 연료 매니폴드 분사기면의 두께를 최적화하였다. 연소실 벽면 보호를 위해서는 분사기면 외곽 원주를 따라 연소기 축방향 기준 15° 외곽으로 편향되게 분사되는 막냉각공(film cooling hole)을 설치하였으며, 분사기면에 국부적으로 열 집중이 예상되는 지점에는 미량의 연료를 추가로 공급하는 열점(hot spot) 냉각공을 설치하였다. 연소불안정 억제를 위해 배플이 설치됨에 따라 분사기면에 배플 냉각을 위한 냉각공이 별도로 설치되었다. 이와 같이 연료 분사를 이용한 냉각에 사용되는 연료는 완전히 연소에 참여하지 못하기 때문에 엔진 성능 면에서 손실로 작용하므로 그 양을 최소화하여야 한다. KSR-III 엔진에서는 전체 연료 질유량 대비 막냉각에 3.5%, 열점 냉각에 1%, 배플 냉각에 3.5% 미만을 사용하여 그 총량이 연료 질유량의 8%를 초과하지 않도록 하였다.

4.6 노즐

KSR-III 엔진의 노즐 형상은 초기에 팽창비 5.04를 갖도록 Rao[18]의 특성곡선해법에 기초한 방법으로 설계되었다. 그러나 연소시험 결과 지상추력 증가의 필요성이 대두되어 고 고도 성능 손실을 최소화하면서 동시에 지상 추력을 증가시키기 위하여 노즐 팽창비를 5.04에서 3.5로 감소시켰다. 변경된 노즐 곡선은 3차 다항식을 이용하여 설계하였으며 노즐 설계 과정에서 유동장에 대한 수치해석을 수행하여 노즐 설계 변수가 추력 성능에 미치는 영향을 파악함으로써 최적의 노즐 설계가 될 수 있도록 하였다. 최종적으로 설계된 노즐의 형상은 Fig. 9와 같으며 연소실을 포함한 노즐 유동장에 대하여 다양한 기체 열화학 모델을 이용한 해석적 성능평가를 수행한 결과 수정된 노즐 형상이 지상 추력을 향상시키는 효과적인 설계임을 확인하였다[19].

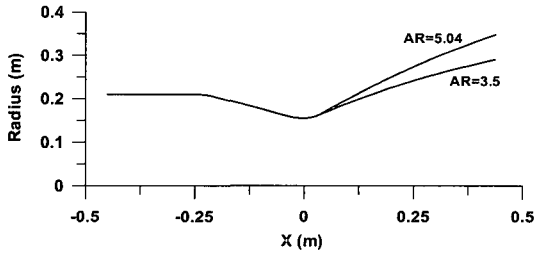


Fig. 9 KSR-III liquid rocket engine nozzle contours

5. 시험 평가

KSR-III 엔진 개발과정에서 분사기 단품에서부터 분사시험용 엔진, 축소형 엔진을 거쳐 실물형 엔진에 이르기까지 다양한 개발단계에서 다양한 목적의 연소시험이 수행되었다. 여기서는 그 중에서 설계점[20] 및 탈설계점 연소시험[21]과 안정성 평가시험에 대하여 기술하였다.

5.1 설계점 연소 성능시험

KSR-III 엔진 비행 모델 최종 설계안에 대한 설계점 연소시험이 60초와 10초 연소시간으로 2회 실시되었으며, 그 결과는 Table 3에 제시되어 있다.

Table 3. Design condition tests results of KSR-III LRE

	연소압 (bar)	추진제 유량, kg/sec			O/F 비	추력 (kg_f)	비추력 (sec)	F-time (sec)
		산화제	연료	합계				
OND1	13.975	42.27	18.59	60.86	2.273	12,711	208.85	60
OND2	13.763	42.66	18.38	61.04	2.321	12,658	207.36	10

2002년 5월 14일 실시된 설계점 연소시험(OND1)은 KSR-III 엔진 개발과정 중에서 최초로 60초간 임무시간 연소시험에 성공한 것이었다. 이 시험에서 엔진은 연소불안정 없이 안정적으로 작동하였으며 측정된 추력, 비추력은 예측치와 매우 근사하였다. 시험 종료 후 연소기에 대한 육안검사 결과 배플 블레이드와 허브에 발생된 약간의 삭마 이외의 특별한 손상은 발견되지 않았으며 엔진의 상태도 매우 양호하였다. 이 시험을 통하여 배플의 연소 안정화 능력과 분사기 헤드 및 내열재 배플의 열내구성, 내열재 연소실과 노즐의 내삭마성, 필라멘트 와인딩 케이

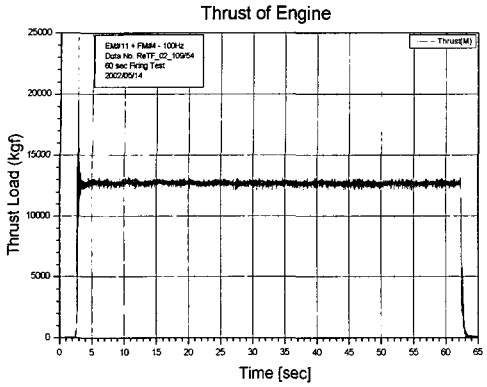


Fig. 10 Measured thrust from full time (60 sec) firing test of KSR-III FM engine

스의 내구성 등 엔진의 종합적인 성능 검증이 이루어졌다. Fig. 10은 이 시험에서 측정된 추력 데이터를 보여주고 있다.

5.2 탈설계점 연소 성능시험

KSR-III와 같이 비행 도중에 엔진 추력을 의도적으로 변화시킬 필요가 없는 경우에도 비행 조건이나 외부 환경적 요인에 의하여 엔진이 규정 설계점을 벗어난 작동점에서 운용될 수 있다. 따라서 엔진의 신뢰성 확보를 위해 이러한 탈설계점에서의 안정적인 작동 능력에 대한 검증이 필요하다. 탈설계점 영역은 일반적으로 연소실 압력과 O/F 비를 기준으로 설계점으로부터 ±15% 범위로 설정된다. KSR-III에서는 이와 같이 정의되는 4개의 기본 탈설계점 외에 2개의 추가적인 탈설계점에 대한 시험이 수행되었다. 탈설계점 시험 시 엔진 작동성 확인에 필요한

Table 4. Off-design test results of KSR-III LRE[22]

	추진제 유량, kg/sec			연소압 (bar)	O/F 비	추력 (kg_f)	비추력 (sec)
	산화제	연료	합계				
OFD1	35.441	17.321	52.762	11.889	2.046	10.471	198.46
OFD2	37.500	15.088	52.588	11.747	2.485	10.383	197.44
OFD3	51.554	20.501	72.055	16.235	2.515	15.445	214.35
OFD4	48.236	24.099	72.335	16.509	2.002	15.657	216.45
OFD5	47.449	26.663	74.112	16.934	1.780	15.883	214.31
OFD6	41.844	20.400	62.244	14.194	2.051	12.955	208.13

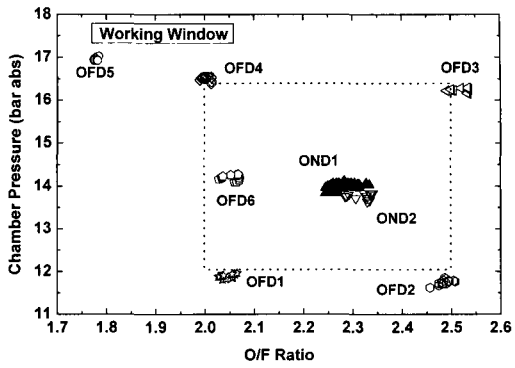


Fig. 11 Off-design test points for KSR-III LRE

최소 시간 및 데이터의 신뢰성 확보, 엔진의 재사용 등을 고려하여 연소시험 시간은 10초로 정하였다. KSR-III 탈설계점 연소시험 결과는 Table 4에 요약되어 있다.

Figure 11은 각 시험에서 100Hz의 샘플 주기로 계측된 데이터의 정상상태 연소 구간을 0.5초 단위로 나누어 평균화 분석한 결과를 보여준다. 동일한 시험에서도 상당한 데이터의 분산이 나타나고 있으며, 특히 60초 설계점 연소시험(OND1)의 경우는 분산의 정도가 더 크게 나타남을 알 수 있다.

시험 결과 모든 탈설계점에서 점화와 연소가 성공적으로 이루어졌고, 연소불안정 현상은 나타나지 않았으며, 연소기 압력과 추력은 예상치와 잘 일치하였다. 추진제 공급 배관 및 매니폴드에서 측정된 저주파 데이터에 대한 검토와 매니폴드에서의 고주파 데이터에 대한 주파수 분석을 수행한 결과 탈설계점에서 연소불안정과 관련된 특정한 주파수 대역에서의 섭동이 관찰되지 않았다. 이로부터 큰 외란이 없는 경우 연소안정성에 문제가 없을 것으로 예측되었다. 10초 탈설계점 연소시험 결과 나타난 분사기면 및 연소기, 노즐의 열손상도 미약하였다.

5.3 연소 안정성 평가시험(SRT)

엔진의 동적 안정성 평가를 위하여 인위적인 연소불안정 기폭방법을 이용한 연소안정성 평가시험을 실시하였다. 이를 위하여 정상상태로 연

Table 5. Summary of SRT for KSR-III LRE

Test No.	O/F 비	폭약량 g	음향공	배플	연소안정성 특성
SRT1	2.14	1.4/1.8	○	×	펄스 건에 의한 불안정 발생
SRT2	2.20	0.6/1.0	○	×	점화 직후부터 불안정 발생
SRT3	2.54	0.6/1.0	○	×	펄스 건에 의한 불안정 발생
SRT4	2.00	0.6/1.0	○	×	펄스 건에 의한 불안정 발생
SRT5	1.91	0.6/1.0	×	○*)	안정
SRT6	2.31	1.0/1.4	×	○*)	큰 펄스 발생 후 안정화
SRT7	1.91	0.6/1.0	×	○**)	펄스 발생 후 안정화

*) SUS 임시 배플 사용, **) 비행용(내열재) 배플 사용

소 중인 엔진 연소실에 외부에서 인위적으로 압력교란을 가한 후 교란이 감쇠되는 특성을 파악하였다. 압력교란 발생장치로는 펄스 건(pulse gun)을 사용하였으며 압력교란의 크기는 펄스 건에 충진하는 폭약의 양으로 조절하였다. 1회 시험 시 0.5~1.0초 간격으로 2회의 펄스를 가하였다. KSR-III 엔진 개발 과정에서 수행된 SRT의 조건과 그 결과를 Table 5에 정리하였다.

SRT1-4는 배플 없이 음향공만 설치된 연소기에 대한 시험이며, SRT5-7은 배플이 설치된 연소기에 대한 시험이다. 또한 SRT1-6는 해외 기관에서 실시되었으며, SRT7은 국내에서 실시되었다. 특히 SRT7은 국내 최초로 실시된 펄스 건을 이용한 액체로켓 엔진의 안정성 평가시험이었으며, KARI ReTF에서 탈설계점 시험 OFD6과 병행하여 실시되었다[23].

SRT 결과 배플이 설치되지 않은 모든 경우에 펄스 건의 압력 교란에 의해 연소불안정 현상이 발생하였다. 특히 SRT2에서는 외부 교란을 인가하기 이전에 자발적으로 연소불안정이 발생되어 배플이 없는 연소실의 동적 안정성 여분은 거의 영에 가까운 것으로 판단되었다. 반면에 배플이 장착된 경우에는 연소불안정이 발생하지 않았으며, 특히 SRT6의 경우에는 펄스 건에 의하여 연소압의 70% 정도에 해당되는 최대 진폭 0.93 MPa의 압력 섭동이 인가되었음에도 약 10 msec 이내에 안정화되어 정상 연소상태로 회복되었다. SRT7의 경우에도 펄스 건에 의해 연소압의 20% 정도에 해당되는 압력섭동이 연소실로 인가되었으나 배플의 작용으로 4 msec 이내에 안정화되었다.

이상과 같이 수행된 연소안정성 평가시험으로부터 KSR-III 엔진에 장착된 배플은 충분한 연소 안정화 능력을 갖추고 있으며 따라서 KSR-III 액체엔진은 동적 안정성 여분을 충분히 확보하고 있는 것으로 평가되었다.

안정성 평가시험을 수행하는 과정에서 국내에서 SRT를 수행하는데 필요한 펄스 건의 개발이 완료되었고, 이를 활용하여 SRT를 성공적으로 수행함으로써 액체 로켓엔진 개발에서 필수적으로 필요한 연소안정성 평가 기법 중의 하나인 SRT 시험 기술이 확보되었다.

6. 결 론

1990년대 초반부터 시작된 한국의 우주용 액체추진제 엔진 개발은 KSR-III 액체로켓 엔진의 성공적인 개발으로 그 첫 결실을 거두었다.

KSR-III 엔진 개발 과정에서 가장 난제로 대두되었던 연소불안정 문제는 수동 안정화기구인 배플을 도입함으로써 해결되었다. 이 과정에서 액체로켓 엔진 개발 관련 핵심기술인 분사기와 연소기의 설계, 상압 기상시험을 통한 안정성 평가 및 펄스 건을 이용한 동적 안정성 평가시험 기술 등을 확보하여 액체로켓 엔진 분야에서 의미 있는 기술적 성과를 거두었다. 또한 KSR-III 엔진 개발을 위하여 최대 연소실 압력 80 bar, 최대 추력 20톤급의 수평형 연소시험 설비(ReTF)를 한국항공우주연구원 내에 건설함으로써 액체 로켓엔진 개발을 위한 기반시설을 구축하였다.

KSR-III에서 순수 국내 자력기술로 개발된 가압식 추진제 공급, 내열재 삭마냉각 방식의 액체로켓 엔진은 보다 진보된 펌프 공급식, 재생냉각 엔진으로의 발전을 위한 기술적, 경험적 기반으로써 향후 우주발사체용 고성능 액체로켓 엔진 개발을 위한 교두보 역할을 할 것이다.

KSR-III를 통하여 습득된 액체로켓 엔진 기술은 현재 수행 중인 소형 위성발사체(KSLV-I) 개발을 통하여 한층 더 심화되고, 이어서 진행될 KSLV-II, III용 액체로켓 엔진 개발을 위하여 적극

활용될 것이다.

참 고 문 헌

1. 조광래 외 다수, "3단형 과학로켓 개발사업," 한국항공우주연구원, 과학기술부, 2003년 2월
2. KSR-III 비행시험 보고서, 한국항공우주연구원, 2003년 1월
3. 김승한 외 6인, "KARI 연소시험설비(ReTF)에서의 액체로켓엔진 성능시험," 제3회 우주발사체 심포지움, 2002, pp.25-30
4. 강선일 외 6인, "PTA-II 시험설비를 활용한 KSR-III Rocket 추진기관 종합시험," 제20회 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2003
5. 하성엽, 문윤완, 김병훈, 한상엽, "KSR-III 단인증 시험모델 연소시험 결과분석, KARI-RED-TM-2002-003, 한국항공우주연구원, 2002
6. 조원국, 문윤완, 권오성, 조인현, "액체로켓 추진제 공급계에서 캐비테이션 벤츄리의 유량제어 특성," 한국항공우주학회지, 제30권, 제6호, 2002, pp.46-52
7. 한영민, 조남경, 박성진, 이수용, 이대성, "KSR-III 주엔진 연소시험 Cyclogram에 대한 고찰," 한국추진공학회지, 제6권, 제3호, 2002, pp.19-27
8. 조원국, "KSR-III 매니폴드의 추진제 분사균일성 해석," 항공우주기술, 제1권, 제2호, 한국항공우주연구원, 2002
9. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 147, AIAA, 1992
10. D. J. Harrje and F. H. Reardon, "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
11. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements," 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
12. 손채훈, 김영목, "음향공이 장착된 로켓 엔진 연소실의 음향장 해석," 한국항공우주학회지, 제30권, 제4호, 2002, pp.28-37
13. Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, NASA SP-8113, 1974
14. 손채훈, "배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석," 대한기계학회논문집 B, 제26권, 제7호, 2002, pp.966-975
15. 고영성, 이광진, 김홍집, "액체로켓엔진 연소실에서의 상온 음향시험," 대한기계학회논문집 B, 제28권, 제1호, 2003, pp.16-23
16. 문윤완 외 4인, "연소 불안정 수동제어 기구(배플)을 장착한 KSR-III 액체 로켓 엔진의 성능 및 연소특성 해석," 한국추진공학회지, 제7권, 제4호, 2003, pp.63-72
17. G. Paul Richter and Timothy D. Smith, " Ablative Material Testing for Low-Pressure, Low-Cost Rocket Engines," NASA TM 107041, October 1995
18. G. V. R. Rao, "Exhaust Nozzle Contour for Maximum Thrust," Jet Propulsion, vol. 28, June 1958, pp.377-382
19. 최정열, 최환석, "액체로켓 노즐의 열화학적 성능 해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제1호, 2003, pp.85-96
20. 김승한 외 8인, "KSR-III 액체로켓엔진 설계점 연소시험," 항공우주기술, 제2권, 제1호, 항공우주연구원, 2003, pp.8-14
21. 한영민 외 8인,"KSR-III 액체로켓엔진 탈설계점 연소성능시험," 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2002, pp.1045-1052
22. 하성엽, 문윤완, 류철성, 한상엽, "KSR-III 로켓엔진 최적성능 분석," 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, 2004, pp.80-87
23. 한영민 외 6인, "실물형 액체로켓엔진에서 Pulse Gun을 이용한 연소안정성평가 시험," 제4회 우주발사체 심포지엄, 2003, pp.33-37