

이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소 특성 연구

서성현* · 이광진* · 한영민* · 김승한* · 김종규* · 설우석*

Combustion Characteristics of High Pressure Thrust Chamber with Single Coaxial Swirl Injector

Seonghyeon Seo, Kwang-Jin Lee, Yeoung-Min Han, Seung-Han Kim, Jong-Gyu Kim and Woo-Seok Seol

ABSTRACT

Experimental study on combustion characteristics of double swirl coaxial injectors has been conducted for the assessment of critical design parameters of injectors. A subscale thrust chamber has been fabricated with a water-cooled copper nozzle, which allows a chamber to be reused without replacing parts. Two different designs of injectors have been tested for the understanding of the effects of recess length on combustion. Clearly, the recess length drastically affects the combustion efficiency and hydraulic characteristics of the injector. Internal mixing of propellants in the injector with the recess number of two increases a combustion efficiency and reveals sound combustion although a pressure drop required for the similar amount of mass flow rates increases compared with the injector of the recess number of one.

기 호 설 명

P_d	Pressure drop	n_o	Number of orifice
a	Spray angle	d_o	Orifice diameter
d_{nozzle}	Nozzle diameter	L	Recess length
μ	Discharge coefficient	RN	Recess number

Key Words : Swirl (와류), Coaxial Injector (동축 분사기), Recess Length (함몰 길이), Liquid Rocket (액체 로켓), Combustion Test (연소 시험)

1. 서 론

액체 로켓 엔진 연소기는 일반 연소기에 대비하여 에너지 밀도가 상대적으로 매우 높아 연소실 내부에 고온, 고압의 매우 극한 물리적 환경이 형성된다. 이러한 극한 조건에서 설계자가 원하는 요구 사항에 따라 정상적으로 작동하는 연

소기 개발을 위해서는 연소기 제작에 필요한 재료 적인 측면에서부터 유동 분배 및 열 전달 측면까지 고려해야할 설계 요소가 매우 다양하다고 할 수 있다. 이런 기능적인 측면뿐만 아니라 성능측면에서도 연소기의 연소 안정성 및 연소 효율 등 설계 시 고려해야할 사항이 다수가 된다.

연소기를 구성하는 요소 중에 연소기 성능 및 기능에 가장 큰 영향을 미치는 부품은 분사기로서, 액체 로켓 연소기의 경우 연소실 내부로 액체 상태의 추진제를 연소실내로 주입하는 연소기의 핵심 부품이 된다. 액체 로켓 분사기는 액체 상태의 추진제를 분사하여 연소실내에서 혼합하

* 한국항공우주연구원, 엔진그룹

† 연락처자, Email) sxs223@kari.re.kr

여 연소 효율 및 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 부품이다. 액체 로켓 연소실에서와 같이 고온 고압의 극한 환경 조건에서 최적의 기능 및 성능을 보이는 분사기를 설계하기 위해서는 무엇보다도 주요 설계 인자의 파악 및 최적화가 필수적이다. 이런 목적으로 연소기 개발 초기 단계에서는 여러 가지 설계 인자를 고려한 상태에서 분사기의 설계가 진행되며 분사기의 설계를 검증하기 위한 개발 시험이 준비되게 된다. 초기 설계안에서 도출된 다양한 종류의 분사기를 적용한 실크기(fullscale) 엔진을 각각 제작하여 시험을 수행하기 위해서는 많은 수의 엔진 제작 및 시험 수행 등으로 부담하기 힘든 경제적인 비용이 소요되게 된다. 따라서 설계 검증을 위해 필수 불가결인 실제 측정 및 시험 자료를 도출하기 위해서는 실크기 개발 엔진의 숫자 및 시험 횟수를 최소화하는 것이 경제적인 개발의 목표라 할 수 있다.

위와 같은 경제적인 이유뿐만 아니라 여러 형상의 분사기를 적용한 기본 연소 시험 자료 축적을 통한 보다 나은 엔진 연소기 설계를 위해 모델(subscale) 단위의 연소기 시험이 구상되며 실제 로켓 엔진 개발 단계에 있어서 매우 효과적으로 적용되어 왔다 [1],[2]. 모델 연소기의 시험에 있어서 가장 최소 단위는 한 개의 분사기를 적용한 연소 시험이다. 단일 분사기 연소 시험은 엔진 개발 초기 단계에서 분사기의 수력학적 특성 및 보염 특성 등의 기능적 측면 파악을 위한 시험으로 강조된다. 또한 상대적으로 실크기 및 여러 개의 분사기를 적용한 축소형 연소기 제작 및 시험에 비해 적은 비용 부담 및 짧은 시험 기간 소요를 통해 다양한 분사기 시험을 수행할 수 있다는 장점이 있다.

본 연구에서는 고압에서 작동하는 고성능 액체 로켓 엔진 연소기 개발을 위한 기초 시험으로 단일 분사기 연소 시험을 진행하였다. 본문에서는 단일 이중 와류 동축 분사기(single coaxial swirl injector)를 적용한 실 추진제 연소 시험 결과를 수록하였다. 본 연구에서 수행한 산소 임계압력을 상회하는 연소 압력 조건에서의 로켓 연소기 연소 시험은 국내 최초이며, 이중 와류 분사기를 사용한 단일 분사기 연소 시험 결과는 문헌상으로도 세계적으로 알려진 내용 및 결과가 거의 없는 것으로 파악된다. 따라서 본 시험에 의한 연구 결과는 향후 고압에서 작동하는 실제 액체 로켓 엔진 연소기 설계에 필요한 귀중한 자료로 활용될 예정이다.

다음에서는 본 시험에 사용한 연소기 및 시험 방법 그리고 이어서 연소 시험 결과 및 토론을 서술하였다.

2. 시험 방법

2.1 단일 분사기 연소기

2.1.1 분사기

액체 로켓 엔진 연소기에 사용되는 분사기는 크게 충돌형(impinging type), 동축형(coaxial), 핀틀형(pintle type)으로 나뉜다 [3]. 이 중에서 동축형 분사기는 최적 설계가 진행되었을 때 다른 유형의 분사기 대비하여 상대적으로 효과적인 연소 효율 및 안정성을 보이는 장점을 가지고 있다 [4]. 이런 이유로 현재 로켓 엔진 선진 기술을 보유한 국가에서 널리 적용되고 있으며, 특히 러시아에서는 1950년대 이후부터 액체산소/탄화수소 계열의 추진제를 사용한 연소기에 이중 와류 동축형 분사기를 적용해 왔다. 본 연구에서는 동축 분사기의 장점을 살린 최적의 연소기 개발을 위하여 그림 1에 나타난 것과 같은 분사기를 설계 및 제작하였다. 본 그림에서 액체 산소는 왼쪽 와류 챔버 내부로 접선 방향의 오리피스스를 통해 유입되어 와류를 형성하며, 연료로 사용한 Jet A-1도 마찬가지로 오른쪽 접선 방향 오리피스스를 통해 와류 챔버로 유입된다. 연료 및 산화제의 와류 형성 방향은 같으며, 와류 챔버의 유무에 따라 개방형과 닫힘형으로 나뉘기도 한다. 본 연구에서는 연료 및 산화제 와류 형성을 위해 닫힘형 구조를 적용하였으며, 추진제 혼합 및 보염 특성에 가장 큰 영향을 미치는 설계 인자인 함몰(recess)길이 변화에 따른 연소 특성 파악을 통한 설계 기반 자료 확보를 위한 시험을 표 1에 나타난 바와 같은 두 종류의 분사기를 사용하여 수행하였다.

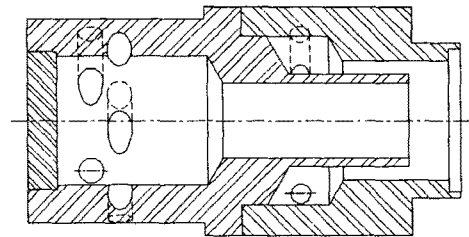


Fig. 1 A drawing of a double swirl coaxial injector

Table 1 Design specification of coaxial swirl injectors

분사기번호	#05	#07	단위
P_d (LOx/fuel)	11.7/11.7		bar
$2a$	79/119		deg
d_{nozzle}	5.05/8.1		mm
μ	0.329/0.071		-
n_o	8/4		개
d_o	1.65/1.3		mm
L	2.7	5.1	mm
RN	1	2	-

2.1.2 연소기

단일 분사기를 적용한 고압 연소 시험을 위해서 고안한 재사용 연소기의 대략적인 형상은 그림 2에 나타난 바와 같다. 분사기 헤드의 각 추진체에 해당하는 매니폴드에서는 온도, 정압 및 동압을 측정하였으며, 연소실에서는 정압 및 동압을 측정하였다. 정압 및 온도 신호는 100Hz의 sampling rate으로 측정되었으며, 동압 신호는 50kHz로 동시에 측정되었다.

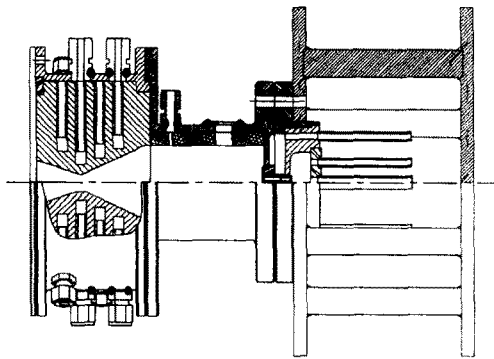


Fig. 2 A schematic of an uni-element combustor

Table 2 Design conditions of an uni-element high pressure thrust chamber

항목	값	단위
P_c	52.5	bar
O/F mass ratio	2.5	-
m_{ox}	289	g/s
m_f	116	g/s
C^*_{ident}	1753	m/s
residence time	2.5	msec
C^* efficiency	94.5	%

연소기는 크게 분사기 헤드, 원통형의 연소실, 그리고 순수 구리로 제작된 노즐부 세 개의 부위로 나눌 수 있는데 각 부위사이에 구리로 제작한 가스킷을 사용하여 고압 및 높은 온도에서 기밀이 유지되도록 하였다. 스테인리스 스틸로 제작된 연소실의 내벽은 silica phenolic으로 제작된 원통형 내열재를 삽입하여 연소열로부터 보호하였다.

본 단일 분사기 연소기는 수회의 시험에서도 재사용이 가능하도록 열 유속이 최댓값을 갖는 노즐 부위를 열전도가 좋은 구리를 사용하여 제작하였으며, 이와 더불어 강제 냉각을 위해 축방향에 직각으로 형성된 네 개의 냉각 채널을 형성하여 고압의 냉각수를 공급하였다. 이와 같은 heat sink 및 강제 냉각 방식으로 극한 열적 환경에 노출된 노즐을 보호하였다.

2.2 시험조건

전술한 바와 같은 분사기를 장착한 연소기에 액체 산소와 Jet A-1을 공급하여 3초 동안 정상 연소 시험을 실시하였다. 점화는 기체산소/메탄올을 이용한 torch식 점화기를 사용하였다. 연소 시험에 필요한 추진체 공급 및 퍼지(purge) 질소 공급을 위한 밸브 작동은 미리 설정된 timing에 따른 PLC 작동에 의해 자동 조작되었다.

본 단일 분사기 연소기의 설계 작동 조건은 표 2에 나타난 바와 같다.

3. 결과 및 토론

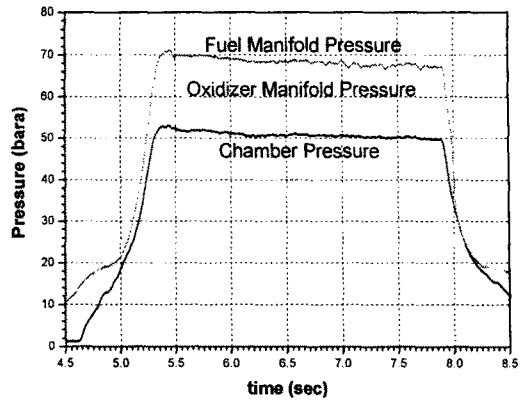
3.1 정적 연소 특성

본 연구에서는 국내에서는 처음으로 설계점 연소실 압력이 산소 임계압력을 상회한 조건으로 설정된 상태에서 시험이 진행되었으며, 실제 시험에서도 측정된 연소 압력이 설계점에 거의 근접한 결과를 얻었다. 그림 3과 4에서는 분사기 #05과 #07을 적용하여 3초간 수행된 정상 연소 시험 시 측정된 각 추진체 매니폴드 및 챔버에서의 시간에 따른 정압 변화 그래프들을 보여주고 있다. 본 그림에서 보이는 바와 같이 3초 간 수행된 연소시험은 일반적인 액체 추진체를 사용한 연소기에서 보이는 특성과 같이 안정된 매니폴드 압력에 수반하여 연소실 압력 또한 일정하게 유지되고 있는 것을 확인할 수 있다. 이전 저압 연소기 시험 결과에 비해 점화 초기 시에 압력이 정상 구간에 이르는 시간이 상대적으로 길게 소요되고 있는데, 그림 3에서 보는 바와 같이 0.7초 이상 소요되고 있다 [5]. 이렇게 긴 압력 형성 시간은 결국에는 점화 시기 동안에 연소기의 운전 조건이 설계 의도와는 전혀 다른 어떠한 극한 조건으로 수렴하여, 연소 불안정 또는 심한 열충격,

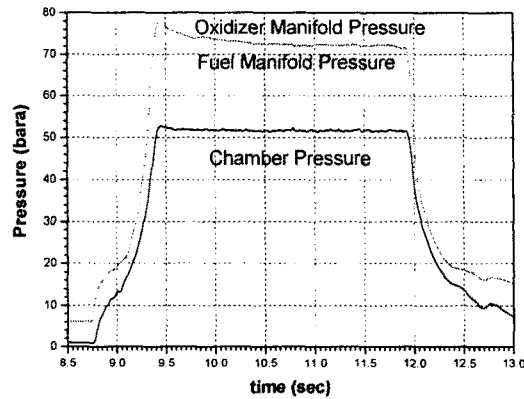
점화 실패로 천이할 수 있기 때문에 좀 더 세심한 주의를 요하게 된다. 본 그림에서 유추할 수 있듯이 매니폴드 압력 및 연소실 압력이 각 분사기에 따라 차이를 보이고 있음을 알 수 있는데 이를 정리한 결과를 표 3에 나타내었다.

Recess length에 따른 정적 연소 특성은 많은 차이를 보이고 있는데 이는 화염이 존재하는 위치에 따라 분사기 내부에서 발생하는 국부적인 압력 상승의 차이에 기인하는 것으로 여겨진다. Recess number는 산화제 액막이 연료 액막과 접하는 상대적인 지점을 표시하는 수치로서 그 값이 1 이상일 때는 분사기 내부에서 초기 혼합이 이루어지며 1 이하일 때는 분사기 외부에서 추진제간의 초기 혼합이 이루어진다. 따라서 recess number가 1인 #05 분사기는 추진제 혼합이 연료 오리피스 끝단에서 이루어지도록 설계되었으며 #07 분사기의 경우, 연료 오리피스와 산화제 post사이의 중간지점에서 혼합이 이루어지도록 의도되었다.

우선 특성 속도 효율을 보면 internal mixing이 이루어지고 있는 #07 분사기가 #05분사기에 비해 좀 더 나은 효율을 보이고 있다. 육안 검사에 의해서도 #05 분사기 시험 직후 연소실 내부에 축적된 검댕이(soot)가 #07 분사기 경우에 비해 훨씬 많음을 관찰하였다. 따라서 효과적인 혼합을 통한 연소 효율 증대를 위해서는 internal mixing 즉 recess number가 1 이상 설정되어야 함을 알 수 있다. 그러나 이와 같은 연소 효율의 상승 대비, 산화제 및 연료 매니폴드에서 형성되는 차압이 #07 분사기의 경우, 146%(산화제), 118%(연료)가 #05 분사기 대비 증가하였음을 볼 수 있다. 이러한 이유는 #07 분사기의 경우, internal mixing에 의해 화염(flame anchoring)이 LOx post 함몰로 형성되는 공간에 존재하는 것으로 여겨진다. 이러한 차압 증가는 물이나 Jet A-1을 사용하여 수행한 cold flow test에서 확인되지 못하였으며, 연소 시에는 실제 측정하는 매니폴드 압력과 연소 압력 값 사이에 국부적인 압력이 형성되고 있음을 암시한다. Recess number 감소를 통한 화염 형성(flame anchoring)위치 변경은 산화제 매니폴드 차압 감소에 극적인 효과를 보이지만 여전히 노즐 벽면에 따라 흐르는 연료 측의 매니폴드 차압은 설계 치에 다다르지 못하고 있는 것으로 보인다.



(a)



(b)

Fig. 3 Time traces of manifold and chamber pressures for (a) #05 and (b) #07 injectors

Table 3 Combustion test results with two different swirl injectors

항목	#05	#07	단위
P_c	50.47	51.42	bar
산화제 차압	14.31	20.87	bar
연료 차압	17.67	20.93	bar
전체 유량	393.9	386.2	g/s
O/F ratio	2.24	2.59	m/s
C^*	1628	1697	msec
C^* efficiency	92.9	96.8	%

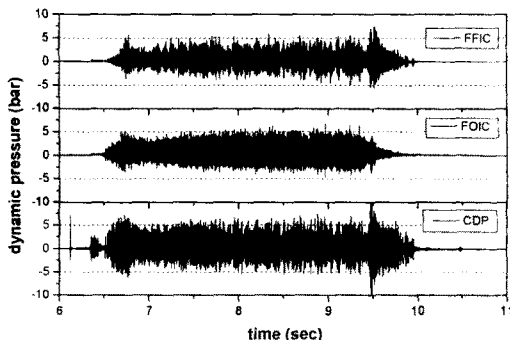
3.2 동적 연소 특성

각 추진제 매니폴드 및 연소실에서 측정된 동압 신호의 시간에 따른 변화를 그림 4에 표시하였다. 본 그림에서 FFIC는 연료 매니폴드, FOIC는 산화제 매니폴드, 그리고 CDP는 연소실 동압을 나타낸다. 각 신호의 root-mean-square값은

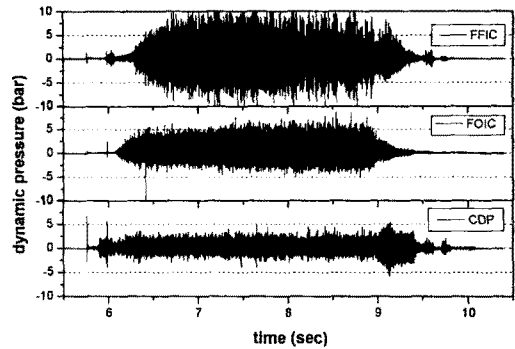
#05분사기의 경우, 1.75(FFIC), 1.37(FOIC), 1.95 bar(CDP)이며, #07분사기의 경우, 2.93(FFIC), 1.42(FOIC), 0.913 bar(CDP)가 된다. 여기 도시된 모든 동압 신호가 이상 압력 섭동 전이를 보이지 않고 정상적인 섭동(steady fluctuations)을 보이고 있음을 확인할 수 있다.

Internal mixing이 이루어지는 #07 분사기의 경우, 연료 오리피스 끝단에서 혼합이 이루어지는 #05 분사기에 비해 연소실 압력 섭동이 작은데 이는 추진제 혼합 위치가 연소실에서 떨어진 위치에서 분사기 내부에 위치할수록 연소실에서 자연 발생하는 압력 섭동에 영향을 덜 받으며, 이는 국부적인 추진제의 혼합비의 균일 도를 높여 궁극적으로는 연소 효율을 증대시키는 결과로 나타나는 것으로 보인다. 결과적으로 연소실 내 압력 섭동 rms값이 연소압 대비 1.7%정도의 안정된 연소를 보이고 있다. 그러나 증대된 연소 효율 및 연소실 내부 압력 섭동의 감소에 반하여, 추진제 매니폴드 내의 압력 섭동은 증가하는 이유는 앞서서도 언급한 바와 같이, flame anchoring zone의 위치가 분사기 내부에 형성되어 매니폴드 내부로 상대적으로 짧은 경로를 통해 전달되는 것으로 보인다. 특히 #07 분사기의 연료 매니폴드 내부의 압력 섭동은 벽면에 타고 흐르는 연료 액막이 압력 섭동 전달의 극대화로 내부 압력 섭동 rms값이 매우 크게 나타나고 있다.

그림 5는 정상 연소 구간에서 측정된 각 부위 동압 신호에 대한 FFT 결과를 보여준다. 두 종류의 분사기 모두 고주파 대역에서 특성 값을 보이지 않으나, Helmholtz type의 bulk mode 특성 주파수가 200Hz 대역에서 나타나고 있는 것으로 예측된다. 특이점으로는 #07 분사기의 연료 매니폴드에서 1500-2000Hz 대역에서 broadband peak이 보이는데 이는 압력 섭동이 비선형 특성을 보이고 있음을 암시한다.

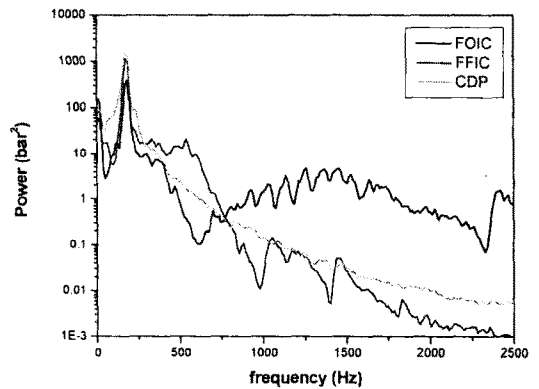


(a)

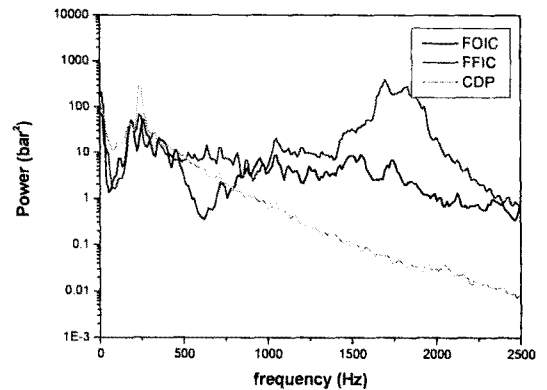


(b)

Fig. 4 Time traces of manifold and chamber dynamic pressures for (a) #05 and (b) #07 injectors



(a)



(b)

Fig. 5 Power spectrum plots of manifold and chamber dynamic pressures for (a) #05 and (b) #07 injectors

4. 결 론

본 논문에서는 이중 와류 동축 분사기의 recess length에 따른 정적 및 동적 연소 특성을 살펴보았다. 화염이 존재하는 위치에 따라, 즉 연료 액막과 산화제 액막이 처음으로 만나는 위치가 화염의 형성 위치 (flame anchoring zone)를 결정하는 것으로 보인다. 이러한 flame anchoring zone의 위치 변경은 분사기 내부에서 발생하는 국부적인 압력 상승의 차이를 유발하며 매니폴드와 연소실간의 압력 차이로 나타난다.

특성 속도 효율을 보면 internal mixing이 이루어지고 있는 #07 분사기가 #05분사기에 비해 좀 더 나은 효율을 보이고 있다. 따라서 효과적인 혼합을 통한 연소 효율 증대를 위해서는 internal mixing 즉 recess number가 1 이상 설정되어야 함을 알 수 있다.

동압 신호 측정 결과에 의하면, 연소 시험 시 형성되는 연소장이 이상 압력 섭동 천이를 보이지 않고 정상적인 섭동(steady fluctuations)을 보이고 있었다. Internal mixing이 이루어지는 #07 분사기의 경우, 연료 오리피스 끝단에서 혼합이 이루어지는 #05 분사기에 비해 연소실 압력 섭동이 작는데 이는 추진제 혼합 위치가 연소실에서 떨어진 위치에서 분사기 내부에 위치할수록 연소실에서 자연 발생하는 압력 섭동에 영향을 덜 받으며, 이는 국부적인 추진제의 혼합비의 균일도를 높여 궁극적으로는 연소 효율을 증대시키는 결과로 나타나는 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업의 일부분으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다. 연소 시험 수행에 많은 도움을 준 충남대학교 액체로켓 실험실 연구원들께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Fisher, S. C., Dodd, F. E., and Jensen, R. J., "Scaling Techniques for Liquid Rocket Combustion Stability Testing," Chapter 21, *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 169, 1995.
- [2] Dexter, C. E., Fisher, M. F., Hulk, J. R., Denisov, K. P., Shibanov, A. A., Agarkov, A. F., "Scaling Techniques in Liquid Rocket Engine Combustion Devices Testing," the 2nd International symposium on liquid rocket engines,

Paris, 1995.

[3] *Liquid Rocket Engine Injectors*, NASA SP-8089, 1976.

[4] Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, 1992.

[5] 한영민외 8명, "KSR-III 액체로켓엔진 탈설계점 연소 성능시험," 한국항공우주학회 추계 학술 발표회 논문집(II), pp. 1045-1052, 2002.