

LOx와 Kerosene을 추진제로 하는 1열 핀틀 분사기의 고압 연소성능 특성에 관한 연구

강동혁¹ · 김종규¹ · 유철성¹ · 고영성^{2,†}

¹한국항공우주연구원 엔진개발부 연소기팀

²충남대학교 항공우주공학과

Study on the High Pressure Combustion Performance Characteristics of the 1st Row Pintle Injector using LOx-Kerosene as Propellant

Donghyuk Kang¹, Jonggyu Kim¹, Chulsung Ryu¹ and Youngsung Ko^{2,†}

¹Combustion Chamber Team, Rocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute

²School of Aerospace Engineering, Chungnam National University

Abstract

The pintle injector has many advantages in the key characteristics of a liquid rocket engine, such as combustion stability, combustion efficiency, and wide range of comprehensive thrust control, design and manufacture, and test fired under supercritical conditions. The pintle injector is manufactured with a rectangular, single-row orifice for thrust control and production considerations. In order to verify the combustion performance of the pintle injector and its potential as a commercial injector, the combustion characteristics were analyzed by varying the TMR (Total Momentum Ratio) and BF (Blockage Factor). The result of the hot firing test showed that the heat flux increased as TMR increased, and it confirmed that the characteristic velocity efficiency was more affected by BF than TMR. Suppose a single-row pintle injector with efficiency characteristics insensitive to changes in TMR can achieve high efficiency at low fuel differential pressure conditions. In that case, the variable pintle injector's design flexibility can be increase.

초 록

액체로켓엔진의 중요한 특성인 연소 안정성, 연소효율 및 넓은 범위의 추력 조절 등에서 장점이 많은 핀틀 분사기를 설계 및 제작하여 초임계 조건에서 연소시험을 수행하였다. 핀틀 분사기는 추력 제어 및 제작성을 고려하여 직사각형의 1열 형상의 오리피스를 갖는 핀틀 분사기로 제작하였다. 핀틀 분사기의 연소성능 및 상용 분사기로써의 가능성을 검증하기 위해 TMR(Total Momentum Ratio)과 BF(Blockage Factor)를 변화하여 연소 특성을 분석하였다. 연소시험 결과 열유속은 TMR 증가에 따라 증가하는 경향이 나타났으며, 특성속도 효율은 TMR보다 BF에 영향을 받는 것으로 확인되었다. 따라서 TMR 변화에 둔감한 효율 특성을 갖는 1열 핀틀 분사기는 낮은 연료 차압 조건에서 높은 효율을 달성할 수 있다면, 가변 핀틀 분사기 설계 유연성이 높아질 수 있다.

Key Words : High Pressure Combustion Performance(고압 연소성능 특성), Pintle Injector(핀틀 분사기), Total Momentum Ratio(운동량), Blockage Factor(차단율), Characteristic Velocity Efficiency(특성속도 효율)

1. 서 론

뉴스페이스 시대로 전환되고 있는 현재의 우주 발사체 시장은 고추력, 고효율성 및 연소 안정성이 확보된 경제적인 발사체를 요구하고 있다. 경제적인 발사체 운용 및 임무 다양화를 위한 재사용 발사체 기술은 우주

발사체의 경쟁력을 결정하는 핵심 요소이다. 핀틀 분사기는 엔진의 중요한 특성인 연소 안정성, 연소효율 및 넓은 범위의 추력 조절 등에서 장점이 많은 분사기로서 1957년 JPL(Caltech Jet Propulsion Laboratory)에서 자발화성 추진제의 혼합효율 증대 및 연소반응 시간 연구를 위해 핀틀 분사기 개념을 정립하였다[1]. 이후 미국의 TRW(Thompson Ramo Wooldridge Inc.)사에서 25종의 탄화수소계열 추진제 조합으로 50여 종이 넘는 핀틀 분사기 엔진을 개발하며, 오리피스 형상, TMR, BF 등 분사기 파라미터와 핀틀 냉각, 연소실 형상 등 다양한 주제의 연구가 수행되었다[2]. 핀틀 분사기를 적용한 로켓 엔진은 미국의 달 착륙 모듈 엔진(LMDE), SpaceX사의 Merlin 엔진 및 중국의 달착륙엔진 창어 3호(Chang'E)가 있다[3-4]. 최근 국내에서 대학을 중심으로 핀틀 분사기에 관한 연구가 진행되고 있는데, 충남대에서는 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 핀틀 분사기에 대해 오리피스 형상, BF(Blockage factor) 및 TMR(Total momentum ratio) 변화에 따른 연소 특성에 관한 연구를 수행하였다[5-6]. 또한 항공대에서는 기체 메탄과 액체산소를 추진제로 하는 연속형 핀틀과 불연속형 핀틀에 대해 비교하는 연구를 수행하고[7], 서울대에서는 기체 메탄과 액체산소의 가변형 핀틀 분사기를 제작하여 고압 분무 및 연소 특성에 관한 연구를 수행하였다[8].

일반적으로 2열 핀틀 분사기가 1열 핀틀 분사기보다 연소효율이 높은 것으로 알려져 있으나, Nothrop Grumann의 TR202는 1열 오리피스를 적용하여 98%의 높은 효율을 달성하였다[9].

현재까지 발표된 대부분의 연구는 상용 고성능 액체 로켓의 운용 범위인 초임계 상태가 아닌 아임계 상태에서 이루어졌다. 일반적으로 초임계 유체는 온도와 압력이 모두 임계점 이상의 열역학적 상태를 갖는 유체를 말하는데, 액상과 기상의 구분 없이 표면장력이 소실되고 낮은 점도와 높은 확산율을 갖는다. 따라서 초임계에서의 연소는 아임계 연소에서 발생하는 미립화 및 충돌, 확산, 혼합, 연소의 일련의 과정이 발생하지 않는 특성이 나타난다[10]. 본 연구에서는 추력 제어 및 제작성을 고려하여 LOX와 Kerosene을 추진제로 하는 1열 핀틀 분사기를 설계 및 제작하고, 액체 로켓의 운용 범위인 초임계 연소시험을 수행하여 핀틀 분사기의 연

소성능을 분석하였다.

2. 시험 대상체 설계

2.1 연소기 규격 및 형상

연소시험에 사용된 연소기는 헤드부와 연소실을 분리할 수 있는 구조로 다양한 조합으로 시험이 가능하며, 헤드부에는 핀틀 분사기와 환형링, 연소실부는 막냉각링, 실린더 및 노즐로 구성된다. 상용 액체로켓엔진과 유사한 연소 조건에서 연소시험을 수행하기 위해 혼합비와 연소압은 각각 2.45, 70.0 bara이다. 실린더와 노즐부는 고온, 고압의 환경에서 정상적인 냉각 성능과 기능을 만족하기 위해 채널 형태의 재생냉각 방식과 막냉각 방식을 적용하고, 내측에는 열차폐 코팅(TBC : Thermal Barrier Coating)을 적용하여 열적 안정성을 증가시켰다. 막냉각링을 통해 분사되는 유량은 전체 연료의 12.5%이며, 연소실로 공급되는 냉각 유체는 노즐에서 공급되어 노즐목과 실린더의 냉각 채널을 통해 외부로 배출되는 구조이다. 냉각 유체는 4개의 유입구와 4개의 출구로 구성되어 있으며, 열유속을 구하기 위해 입/출구 온도와 압력을 각각 측정하였다. 또한 연소실에는 점화를 위한 점화 포트와 연소 안정성 평가를 위해 고주파 압력센서 2개를 145도 각도로 설치하고, 헤드부에는 추진제의 온도 및 압력측정을 위한 센서를 설치하였다. 연소기 설계 규격 및 형상을 Table 1과 Fig. 1에 나타내었다.

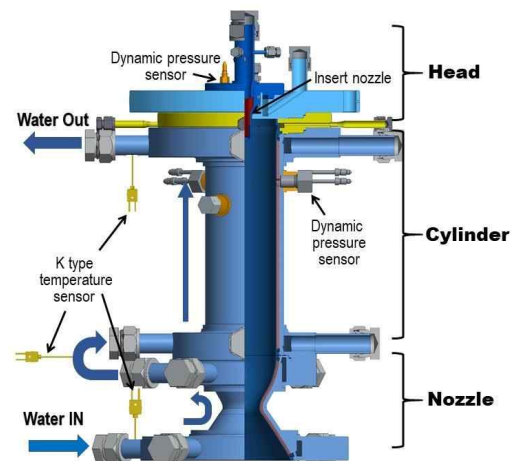


Fig. 1 Combustion chamber

Table 1 Combustion Chamber Specification

Specification	Value
Chamber Pressure	70 bara
Mixture ratio	2.45
Total mass flow rate	4.34 kg/s
Nozzle throat diameter	37.09 mm
Vacuum thrust	1.5 tonf
Chamber contraction ratio	4.5
Characteristic length	1539.4 mm
Nozzle expansion ratio	10

2.2 핀틀 분사기 설계

일반적인 핀틀 분사기 형상은 중앙 추진제가 공급되는 핀틀과 이를 둘러싸고 있는 환형링으로 이루어져 있는데, 핀틀 오리피스 형상에 따라 연속형과 불연속형으로 나뉜다. 핀틀 분사기의 주요한 설계 인자로 Total Momentum Ratio(TMR), Blockage Factor(BF), Diameter Ratio(DR), Skip Ratio(SR) 및 오리피스 형상 등이 있는데[11], 핀틀 오리피스의 운동량과 환형 오리피스의 운동량비로 정의되는 TMR과 핀틀 오리피스의 전체 원주 방향 길이를 핀틀의 원주 길이로 나눈 값으로 정의되는 BF는 Eq. (1), (2)와 같다. Eq. (1)의 \dot{m}_p 와 u_p 는 핀틀 오리피스의 유량과 속도, \dot{m}_a 와 u_a 는 환형 오리피스의 유량과 속도를 각각 나타낸다.

$$TMR = \frac{\dot{m}_p \cdot u_p}{\dot{m}_a \cdot u_a} \tag{1}$$

$$BF = \frac{nW_{1st}}{\pi D_p} \tag{2}$$

TMR과 BF는 혼합효율과 오리피스 형상 및 배치에 밀접한 관계가 있기 때문에 핀틀 분사기 설계에서 가장 중요한 인자이다[12].

앞서 언급한 바와 같이 일반적으로 2열 핀틀 분사기가 1열 핀틀 분사기보다 연소효율이 높은 것으로 알려져 있으나, Nothrop Grumann의 TR202는 1열 오리피스를 적용하여 98%의 높은 효율을 달성하였기 때문에 본 연구에서는 1열 오리피스 형상으로 설계하였으며, 핀틀 분사기의 연소성능과 밀접한 관계가 있는 BF와 TMR 변화에 따른 1열 핀틀 분사기의 연소 특성을 파악하기 위해 3개의

핀틀 분사기와 환형링을 제작하였다. BF는 33±7%, TMR은 0.87±0.17%의 조건으로 설계한 1열 핀틀 분사기 설계값과 형상은 Table 2, Fig. 2와 같다. Fig. 2에서 gap은 핀틀 분사기와 환형 분사기 사이의 간격, H_{1st} 는 오리피스 길이, W_{1st} 는 오리피스 폭, n 은 오리피스 수량, D_p 는 핀틀 분사기 직경, D_c 는 연소실 직경을 의미한다.

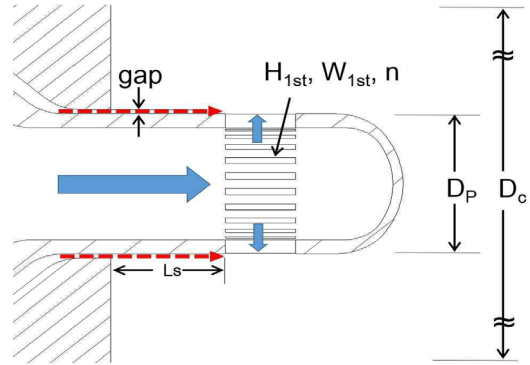


Fig. 2 1st pintle injector geometry

Table 2 Specification of pintle injector and annulus ring

Pintle	P01	P02	P03
AR	12.8	9.9	8.3
Orifice (ea)	17	22	26
BF (%)	26	33	40
Annulus ring (TMR)	AM01 (0.72)	AM02 (0.87)	AM03 (1.02)

3. 시험설비 및 조건

3.1 시험설비

연소시험은 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 가압식 수평형 지상연소시험 설비에서 수행되었다[13]. 연소시험 설비는 추진제 공급을 위한 이원 추진제용 런탱크 외에 연소실 냉각용 런탱크가 있으며, 각각의 런탱크는 고압 질소에 의해 가압 되어 시험 대상체로 추진제 및 냉각수가 공급된다. 런탱크 압력은 솔레노이드 밸브에 의해 제어되며, 추진제 유량은 런탱크와 종단 밸브 사이에 설치되어 있는 질량유량계(산화제)와 터빈 유량계(연료, 냉각수)를 사용하여 계측된다. 연소실 점화는 연소실 실린더 측면에 설치된 점화기 포트에 기체산소와 기체 메탄이 공급되어 점화된다.

3.2 성능분석

연소시험 분석은 특성속도 효율(ηC^*)과 연소실 동압과 정압의 비율(P'/P_c)을 기준으로 하였다. 특성속도 효율은 Eq. (3)과 같으며, 이때 이론 특성속도(C_{theo}^*)는 시험을 통해 계측한 추진제 질유량 및 Huzel이 정의[14]한 노즐 입구 압력($(P_c)_{ns}$)을 기준으로 정의하였다. C_{exp}^* 은 노즐 입구 압력, 노즐목 면적 및 추진제 질유량을 사용하여 Eq. (4)와 같이 정의된다.

$$\eta C^* = C_{exp}^* / C_{theo}^* \quad (3)$$

$$C_{exp}^* = (P_c)_{ns} A_t / \dot{m}_{total} \quad (4)$$

또한 TMR 계산에 사용되는 유체 속도는 Eq. (5)와 같이 유량계에서 구한 질유량을 매니폴드 밀도 및 면적으로 나누어 계산하였고, 열량 보존식 Eq. (6)으로 부터 냉각 채널의 평균 열유속을 계산하였다. 그리고 연소 안정성 평가 기준은 문헌마다 차이가 있으나, 본 연구에서는 연소실 동압의 진폭이 정적 연소압의 3% 이상인 경우를 연소 불안정 현상으로 정의하였다.

$$\dot{m} = \rho AV = C_d A \sqrt{2\rho \Delta P} \quad (5)$$

$$q'' = \frac{\dot{m} C_p \Delta T}{A} \quad (6)$$

3.3 실험조건

핀틀 분사기의 성능 검증을 위해 3개의 핀틀 분사기와

3개의 환형링을 조합하여 일부 핀틀 분사기를 제외하고 대부분 설계점 20초 연소시험을 수행하였다. 재현성을 위해 분사기별 최소 2회 이상의 시험을 수행하였다.

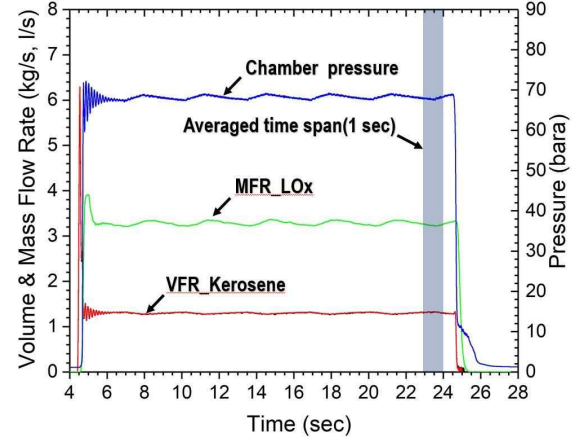


Fig. 3 Chamber pressure and Flow rate at P02A01

연소시험을 수행하기 위해서는 시험설비와 시험 대상체의 수력학적 특성 파악을 위한 시험을 수행하여 시험 시퀀스를 결정해야 한다. 시험 대상체는 앞서 언급한 바와 같이 연소실부와 헤드부가 분리형으로 연소실을 냉각한 유체가 헤드로 공급되지 않고 외부로 배출되는 구조이다. 따라서 연소 시작 전 연소실로 채널 냉각용 냉각수가 공급된 후 연료와 산화제를 순차적으로 공급하여 점화되도록 시험 시퀀스를 결정하였다.

4. 실험결과 및 분석

연소기에 공급되는 추진제 유량은 추진제 런탱크의 압력 제어에 의해 이루어지는데, Fig. 3에 도시한 연소

Table 3 Total momentum ratio vs ηC^* by pintle

Pintle	Annulus	Fuel (kg/s)	LOx (kg/s)	MFR (kg/s)	FCR (kg/s)	OFR	Pc (bara)	Heat Flux (MW/m ²)	TMR	ηC^*
P01	AM01	1.10	3.24	4.51	0.17	2.56	67.01	16.33	0.92	88.92
	AM02	1.15	3.22	4.52	0.16	2.47	67.38	14.81	0.92	88.84
	AM03	1.15	3.19	4.47	0.14	2.49	66.63	14.04	1.12	88.88
P02	AM01	1.08	3.20	4.45	0.17	2.55	68.27	11.44	0.90	91.66
	AM02	1.11	3.15	4.43	0.17	2.47	68.10	9.78	0.98	91.63
	AM03	1.12	3.14	4.40	0.14	2.49	67.55	9.17	1.16	91.67
P03	AM01	1.08	3.21	4.47	0.18	2.53	68.33	7.97	0.93	91.18
	AM02	1.12	3.16	4.44	0.16	2.46	67.50	6.66	0.96	90.59
	AM03	1.14	3.17	4.46	0.15	2.48	67.28	5.77	1.17	90.03

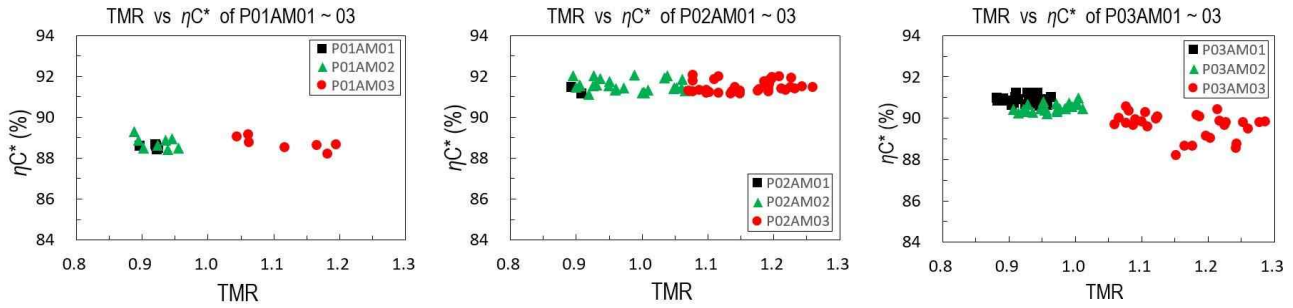


Fig. 4 Total momentum ratio vs ηC^* by pintle

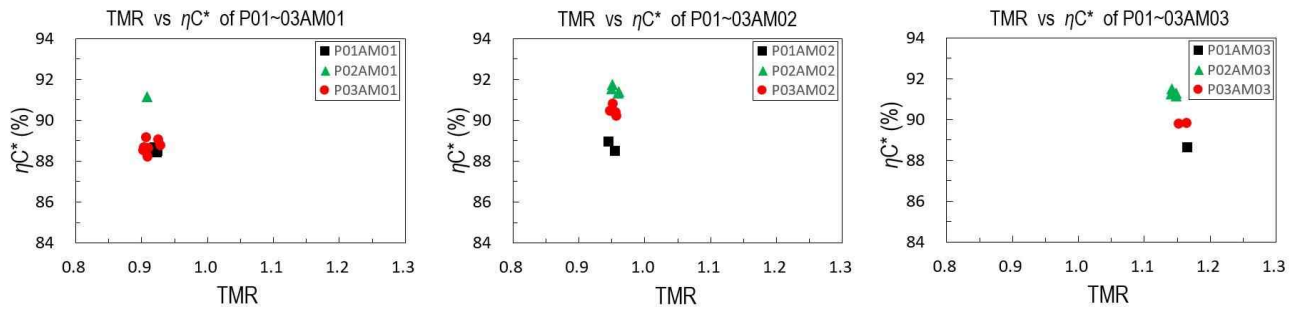


Fig. 5 Total momentum ratio vs ηC^* by annulus

시험 결과와 같이 질유량 및 연소압의 주기적인 변화가 발생한다. 주기적인 변화는 가압식 연소시험 설비의 특성으로 인한 것으로, 추진제 유량 및 혼합비 변화가 TMR과 ηC^* 에 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 유사한 조건으로 비교하기 위해 정상 연소 구간을 1초 간격으로 평균한 후 필터링하였다. 필터링은 혼합비 2.485 ± 0.085 , 총질량 유량 4.35 ± 0.2 kg/s의 조건으로 하여 데이터 분석을 위해 필터링된 값의 평균값을 Table 3에 제시하였다.

4.1 TMR 변화에 의한 성능변화

핀틀 분사기 P01 ~ 03과 환형 분사기 AM01 ~ 03의 필터링된 연소시험 결과를 TMR에 대한 특성속도 효율을 도시한 그래프를 Fig. 4에 나타내었다. 특성속도 효율은 P02AM03에서 91.6%의 최대 효율이 발생하였는데, P01과 P02는 TMR 변화와 무관하게 일정한 효율 특성이 나타났지만, P03은 TMR이 감소함에 따라 증가하는 경향이 나타났다. 연소실 냉각을 위한 막냉각 유량은 같은 연료 유량에서 TMR이 감소하면서 연소에 참여하는 유량이 감소 됨에 따라 상대적으로 막냉각 유량이 증가하는데, 이는 연소효율에 좋지 않은 영향을 준다. 그러나 P03 시험에서는 TMR 감소

에 따라 특성속도 효율이 증가하였고, P01과 P02에서도 AM02보다 AM01의 효율이 높은 것으로 확인되었다. 따라서 TMR 감소에 따라 효율이 증가하는 경향이 있는 것으로 판단할 수 있다. 그러나 P01과 P03은 AM01, P02는 AM03에서 높은 효율이 나타난 것으로 보이나 P01과 P02는 그 차이가 0.1% 이하이며, 앞서 언급한 바와 같이 TMR에 의한 성능변화는 매우 작음을 알 수 있다. 또한 P02AM03에서 최대 특성속도 효율이 나오는 것으로 보아 환형 오리피스에 갭이 작아 질수록 속도가 빠르게 변하고 오리피스 형상 효과와 함께 혼합효율이 변화함에 따라 일정 범위에서 최대 효율이 발생하는 것으로 추론할 수 있다. TMR 변화에 의한 성능변화는 P03(BF 40%)에서만 나타났으며, 이는 TMR 감소가 특성속도 효율을 증가시키는 선행연구 결과와 일치한다[15-16]. 따라서 본 연구 결과에서 TMR에 의한 연소성능 변화는 BF 40% 이상에서 나타나는 것으로 판단된다.

4.2 BF 변화에 의한 성능변화

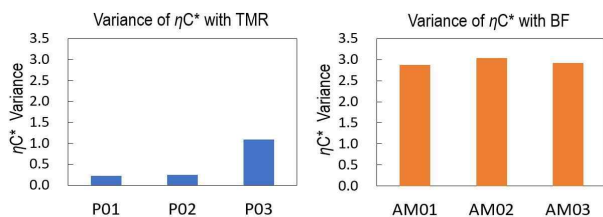
환형 분사기 AM01 ~ 03에 대한 핀틀 분사기 P01 ~ 03의 조합별 필터링된 연소시험 결과를 TMR에 대한 특성속도 효율을 도시한 그래프를 Fig. 5에 나타내

Table 4 Total momentum ratio vs ηC^* by annulus

Pintle	Annulus	MFR (kg/s)	FCR (kg/s)	OFR	Pc (bara)	Heat Flux (MW/m ²)	TMR	ηC^*	TMR range
P01	AM01	4.51	0.17	2.57	67.04	16.33	0.92	88.94	0.915 ±0.015
P02		4.46	0.17	2.57	68.31	11.54	0.91	91.55	
P03		4.47	0.19	2.52	68.32	7.43	0.91	91.13	
P01	AM02	4.53	0.16	2.51	67.55	15.12	0.95	88.92	0.955 ±0.015
P02		4.42	0.17	2.43	67.86	9.60	0.96	91.53	
P03		4.43	0.15	2.48	67.33	6.59	0.95	90.56	
P01	AM03	4.50	0.14	2.54	66.92	11.46	1.17	88.95	1.155 ±0.015
P02		4.39	0.13	2.49	67.37	9.03	1.14	91.46	
P03		4.46	0.15	2.44	67.25	5.68	1.16	89.92	

었다. 동일한 TMR 조건에서의 비교를 위해 혼합비, 총질량 유량을 필터링하여 정리한 Table 3의 시험 결과에 환형링 AM01은 0.915 ± 0.015 , AM02는 0.955 ± 0.015 , AM03은 1.155 ± 0.015 의 TMR 필터링 조건을 추가 적용하여 Table 4에 나타내었다.

P01AM01(BF 26%)과 P02AM01(BF 33%)의 특성 속도 효율은 88.94%, 91.55%가 각각 계측됨에 따라 BF의 증가에 따라 효율이 증가할 것으로 예상하였으나 P03AM01(BF 40%)에서는 91.13%로 오히려 낮아졌는데, P03AM02와 P03AM03의 시험에서도 P02보다 낮은 결과가 나오는 것으로 확인되었다. 더욱이 P01의 경우 대체로 혼합비가 높았음에도 불구하고 효율이 가장 낮은 것으로 나타났다. P02는 P01과 비교하여 BF가 26%에서 33%로 증가한 모델로 BF 증가에 따라 연료와 혼합되는 면적이 증가하여 혼합효율 증가에 따른 연소효율이 증가한 것으로 볼 수 있으나, 오히려 P03(BF 40%)에서 효율이 낮아짐에 따라 특정 값 이상 증가하게 되면 효율 감소로 이루어지는 것으로 판단된다.

**Fig. 6** Variance of TMR and BF

TMR과 BF 변화에 따른 특성속도 효율 변화량을 비교하기 위해 각각의 조건에 따른 최대, 최소값으로 계산한 결과를 나타낸 그래프를 Fig. 6에 도시하였다.

TMR 변화에 따른 특성속도 효율 변화는 최대 1%가 발생하지만, BF 변화에 따른 특성속도 효율 변화는 최대 3%까지 나타났다. 따라서 TMR 변화보다는 BF 변화가 특성속도 효율에 최대 약 3배의 영향을 주는 것으로 판단된다.

4.3 열유속 특성

노즐목에서의 TMR과 혼합비에 따른 열유속을 도시한 그래프를 Figs. 7 ~ 8에 나타내었다. 열유속은 5.7~16.3 MW/m²의 사이에 분포하고 있으며, P01AM01에서 16.3 MW/m²의 최고 열유속이 나타났다. BF가 감소하게 되면 핀틀 오리피스 간격이 커지게 되는데, 이에 따라 환형링의 연료와 오리피스의 산화제가 충돌하는 면적이 작아지며, 산화제와 혼합되는 연료량도 적어진다. 따라서 산화제와 충돌되지 않은 모든 연료가 재순환 영역내에서 연소반응이 일어나지 않고 노즐목 부근까지 이동된 후 연소되면서 빠져나갔을 것으로 추정된다. 또한 모든 환형링에서 열유속은 TMR과 BF 증가에 따라 감소하고, 일반적으로 혼합비가 높아질수록 열유속이 증가하지만, TMR이 증가하게 되면 연소실 벽에 충돌하는 추진제 양이 증가하여 연소실 벽의 막냉각 효과로 나타난 것이 원인으로 판단된다[17]. TMR 감소에 따른 열유속 증가가 P01은 14.3%, P02는 21.7%, P03은 30.9%로 확연하게 나타난 반면, 특성속도 효율은 P02AM03에서 91.6%로 가장 높게 나타남에 따라 효율과 열유속 또한 비례관계에 있지 않은 것으로 추론된다.

4.4 정적 연소 안정성

총 21회의 연소시험에서 연소실 및 매니폴드에 고주

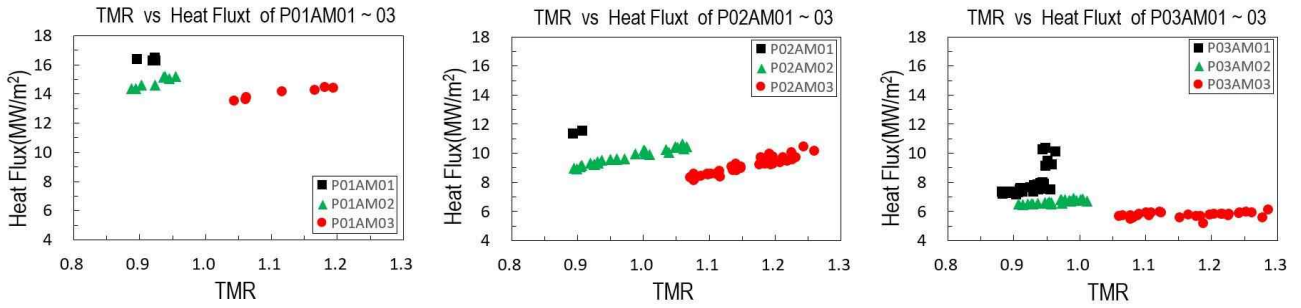


Fig. 7 Heat flux with TMR

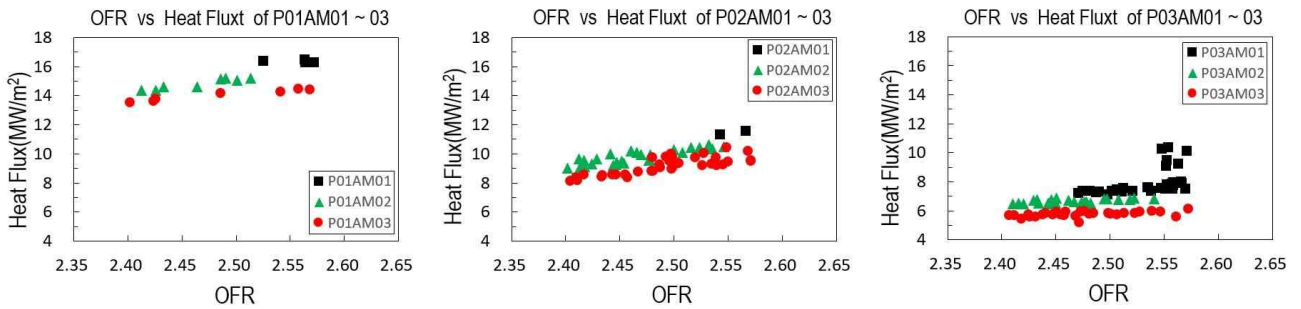


Fig. 8 Heat flux with OFR

과 센서로 압력 섭동을 측정하였으며, P02AM01의 고주파 압력 데이터에 대한 PSD(Power Spectrum Density) 결과와 RMS 값을 Figs. 9 ~ 10에 도시하였다. 주파수 분석 결과 고주파 압력 섭동의 크기는 매니폴드에서 10^{-1} bar^2 이하의 값을 갖는 것으로 나타났으며, Fig. 9의 RMS 값도 점화 초기를 제외하고 0.5 bar 이하의 수준으로 안정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 핀틀 분사기와 환형 오리피스 조합별 수행된 모든 연소 시험 분석 결과 시험별로 구분되는 정적 연소 안정성의 변화는 발생 되지 않았다.

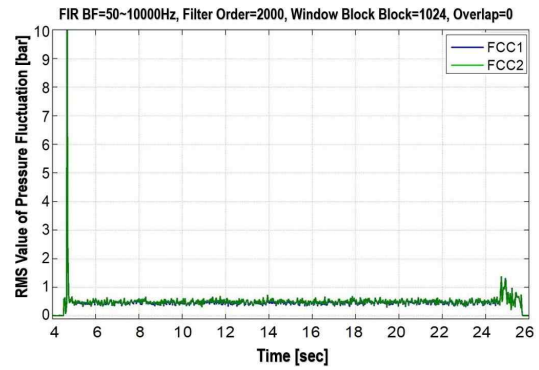


Fig. 10 RMS (P02AM01)

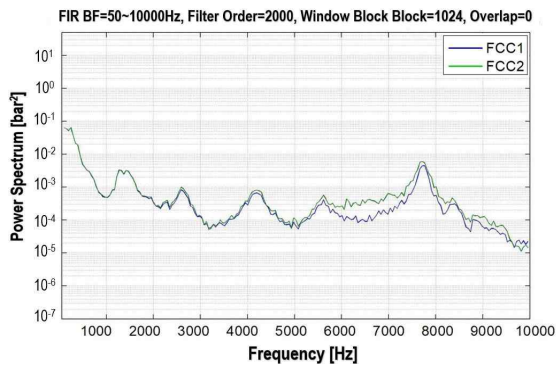


Fig. 9 Power spectrum density (P02AM01)

4.5 시험 후 분사기 형상

연소시험 후 핀틀 분사기 형상을 Fig. 11에 나타내었다. 핀틀 분사기 P03(BF 40%)은 산화제 오리피스 끝단에서 열손상이 발생하지 않았으나, P01과 P02에서는 열손상이 발생하였다. 열손상은 BF감소에 따라 발생하는 것으로 나타났으며, BF가 26%로 가장 낮은 P01에서 가장 심한 손상이 관찰되었다. 오리피스 상하 양쪽 끝단에서 열에 의한 그을림이 발생한 것으로 보아 오리피스가 시작되는 부근에서 추진제 충돌 및 혼합에 의한 화염이 발생하고 오리피스 끝부분에서 핀틀 중앙에 형성되는 재순환 영역에 의해 화염이 발생한

것으로 판단된다. 이는 헤드부의 재순환 영역과 핀틀 중앙의 재순환 영역이 발생하는 핀틀 분사기의 전형적인 연소 특성으로 볼 수 있다. 오리피스스의 그을림은 BF 감소에 따라 증가하여 P01에서는 오리피스스의 50%까지 확장되었다. 이는 재순환 영역이 커진 것으로 유추할 수 있으며, 오리피스 사이의 공간이 증가되어 오리피스 사이로 빠져나가는 유량이 핀틀 팁에서 고온의 재순환 영역이 확장되어서 손상이 발생한 것으로 판단된다.



Fig. 11 P01, P02 and P03 Pintle tip after hot-firing tests

5. 결 론

액체로켓엔진의 실운용 조건에서 핀틀 분사기의 연소 특성 및 연소 안정성 검증을 위해 1.5톤급의 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 1열 오리피스스를 갖는 핀틀 분사기를 설계 및 제작하였다. 직사각형의 비연속형 1열 핀틀 분사기 3종류와 환형 분사기 3종류를 조합하여 초입계 상태에서 연소시험을 수행하였다. 시험 결과 특성속도 효율은 TMR이 감소하거나 BF 증가에 따라 향상되는 경향이 나타나지만, 특정값을 기준으로 오히려 감소하였기 때문에 TMR과 BF의 변화와 효율과의 비례관계는 일정 범위에서만 만족하였다. 또한 열유속은 TMR 및 BF 증가에 따라 감소하고, 혼합비가 높을수록 열유속이 증가하는 것을 확인하였으나, 연소 특성 효율에는 영향을 주지 않는 것으로 나타났다. 특성속도 효율은 88.8 ~ 91.6%로 낮게 발생하였는데, 비교적 높은 혼합비와 많은 유량이 공급되었음에도 불구하고 연소압은 66.9 ~ 68.3 bara로 설계 압력인 70 bara보다 낮게 형성되었고, 열유속은 최대 16.3 MW/m²까지 나타났다. 이는 BF가 작아짐에 핀틀 오리피스 사이 공간으로 빠져나간 연료가 재순환 영역에서 연소반응이 일어나지 않고 노즐목 부근에서 연소가 이루어짐에 따라 효율이 감소한 것으로 판단된다.

따라서 최적의 성능을 갖는 1열 핀틀 분사기 설계를 위해 연소 특성 효율에 영향을 주는 TMR, BF 및 오리피스 형상에 관한 추가 연구가 필요하다. 그러나 본 연구에서 수행한 모든 연소시험에서 연소 불안정이 발생하지 않아 연소 안정성이 우수한 것이 확인되었으며, 1열 핀틀 분사기는 TMR 변화에 둔감한 효율 특성을 갖기 때문에 낮은 연료 차압 조건에서 높은 효율을 달성할 수 있다면, 가변 핀틀 분사기의 설계에서 유연성이 높아질 수 있다. 본래 목표였던 98%의 높은 연소효율을 달성하지 못했지만, 액체로켓엔진의 실운용 조건의 연소시험을 통하여 핀틀 분사기의 안정적인 연소성능을 확인함으로써 액체로켓엔진의 분사기로서의 가능성을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 시드과제(과제번호 FR21P24)로 수행되었습니다.

References

- [1] Gerard W. Elverum, Jr. and Peter Staudhammer, "The Effect of Rapid Liquid-Phase Reactions on Injector Design and Combustion in Rocket Motors," JPL, Progress Report No. 30-4, 25 August 1959.
- [2] Gordon, A., Dressler, J. and Bauer, M., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000.
- [3] NASA Associate Deputy Administrator for Policy, Falcon 9 Launch Vehicle NAFCOM Cost Estimates, NASA, Washington DC, World Wide Web location <http://www.nasa.gov/pdf/586023main> 8-3-11 NAFCOM.pdf, 2011.
- [4] Lei, J.P., Lan, X.H., Zhang, R.J. and Chen, W., "The development of 7500 N variable thrust engine for Chang'E-3," *SCIENTIA SINICA Technologica*, Vol. 44, Issue 6, pp. 569-575, 2014.
- [5] Isang Yu, Sunhoon Kim, Youngsung Ko, Sunjin Kim, Janghwan Lee, Hyungmo Kim, "Combustion

- Performance of a Pintle Injector Rocket Engine with Canted Slit Shape by Characteristic Length and Total Momentum Ratio,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp.36-43, February 2017.
- [6] Isang Yu, Jiseon Choi, Taewoan Kim, Youngsung Ko, Sunhoon Kim, Hyungmo Kim, “A Study on Combustion Performance by the Shape of Slit of the Canted Slit Type Pintle Injector,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol 21, No. 1, pp.111-118, 2017.
- [7] JeongSoo Nam, Keon Woong Lee, JaYe Koo, “Comparison of Combustion Efficiency of Multi Hole Pintle Injector and Continuous Pintle Injector”, *JKSAS*, vol 50(3), 165-172, Mar 2022
- [8] Dae Hwan Kim, Subeom Heo, Inho Kim, Younbin Yoon, “High pressure spray and combustion characteristics of throttleable pintle injector,” 2021 KSPE Fall Conference, Nov 2021.
- [9] Gromski, J.M., Majamaki, A.N., Chianese, S.G., Weinstock, V.D. and Kim, T.S., “Northrop Grumman TR202 LOX/LH2 Deep Throttling Engine Technology Project Status,” 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, T.N., U.S.A., M10-0843, Jul. 2010
- [10]M. Habiballah, M. Orain, F. Grish, L. Vingert and P. Gicquel, "Experimental Studies of High-Pressure Cryogenic Flames on the Mascotte facility," *Combustion Science and Tehcnology*, vol. 178, pp. 101-128, 2007.
- [11]LEE, S.J., Koo, J.Y., Yoon, Y.B., “Technology and Developing Trends of Pintle Injector for Throttleable Engine,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 4, pp.107-118, 2017
- [12]Daric William Escher, “Design and Preliminary Hot Fire and Cold Flow Testing of Pintle Injectors,” Penn State Unversy, MSc, Thesis, 1996.
- [13]Kang, D.H., Lim, B.G., Moon, I.Y., Seo, S.H., Han, Y.M. and Choi, H.S., “Operation Techiques of Lipuid Rocket Engine Combustor Ground Friring Test Facility,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 3, pp. 43-49, 2007.
- [14]D. H. Huang and D. K. Huzel, *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [15]13. B. L. Austin, S. D. Heister, W. E. Anderson, “Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants,” *JPP*, Vol. 21, No. 4, 2005.
- [16]Kazuki Sakaki et al., “Longitudinal combustion instability of a pintle injector for a liquid rocket engine combustor,” *Combustion and Flame*, Vol 194, pp. 115-127, 2018.
- [17]Sakaki, K., Kakudo, H., Nakaya, S., Tsue, M., Isochi, H., Suzuki, K., Makino, K. and Hiraiwa, T., “Optical Measurements of Ethanol/Liquid Oxygen Rocket Engine Combustor with Planar Pintle Injector,” 51th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2015-3845, Jul. 2015.