



Canted Slit 형상의 핀틀 인젝터 로켓엔진의 특성길이와 운동량비에 따른 연소성능

유이상^a · 김선훈^a · 고영성^{a,*} · 김선진^b · 이장환^c · 김형모^d

Combustion Performance of a Pintle Injector Rocket Engine with Canted Slit Shape by Characteristic Length and Total Momentum Ratio

Isang Yu^a · Sunhoon Kim^a · Youngsung Ko^{a,*} · Sunjin Kim^b ·
Janghwan Lee^c · Hyungmo Kim^d

^aSchool of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

^bFire Safety Engineering, Korea Chungnam State University, Korea

^cLauncher Propulsion System Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^dEngine Parts Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: yko5@cnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a pintle injector rocket engine which uses kerosene and liquid oxygen as propellants was manufactured by collecting basic design data and establishing a design procedure. Combustion performance of the liquid rocket engine was investigated by characteristic velocity efficiency with characteristic length of the combustion chamber and total momentum ratio. As a result of hot fire tests, it showed that the engine had shorter characteristic length comparing to those of other type injectors, which was known as recommended value with the propellant combination. Also, the characteristic velocity efficiency was greatly affected by total momentum ratio and almost constant within 1.0~1.5.

초 록

본 연구에서는 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하는 핀틀 인젝터의 설계/제작이 이루어졌으며, 연소실 특성길이와 운동량비에 따른 특성속도효율을 통해 연소성능을 확인하였다. 연소시험 결과, 핀틀 인젝터의 추진제 분무 특성으로 인한 재순환영역에 의해, 추진제 조합에 따른 특성길이 추천치보다 짧은 영역에서도 최적의 연소성능을 발휘하는 것을 확인하였다. 또한 운동량비가 연소성능에 지대한 영향을 미치나, 추천범위 1.0~1.5 내에서 특성속도효율이 일정하게 나타남을 확인하였다.

Key Words: Pintle Injector(핀틀 인젝터), Rocket Engine(로켓엔진), Characteristic Length(특성길이), Combustion Performance(연소성능), Total Momentum Ratio(TMR; 운동량비)

Received 28 October 2016 / Revised 29 November 2016 / Accepted 5 December 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

TMR : total momentum ratio
 BF : blockage factor
 D_p : post diameter of pintle injector
 N : the number of pintle slits
 W : width of pintle slit
 H : height of pintle slit

1. 서 론

핀틀 인젝터는 1960년대 아폴로 달착륙선에 활용된 이래로 추력 제어의 용이성, 높은 제어 신뢰성과 안정성 및 저비용성으로 우주추진용 추력기 뿐만 아니라 발사체용 고추력 엔진에 이르기 까지 다양한 용도로 활용되고 있다[1]. 핀틀 인젝터는 일반적인 액체로켓엔진 연소기에 사용되는 충돌형(Impinging) 인젝터나 동축스월(Coaxial swirl) 인젝터와 달리 독특한 형상을 가지며, 이에 따라 분무 특성 또한 매우 다르다. 이러한 핀틀 인젝터만의 형상적인 특징으로 인해 추력 조절이 용이하며 안정적인 연소가 가능한 등 여러 가지 장점들을 가지고 있다[1,2].

최초의 핀틀 인젝터를 사용한 로켓 엔진은 TRW에서 개발한 실험용엔진 MIRA500이다. 핀틀 인젝터를 장착한 로켓 엔진기술이 실제 임무에 적용된 것은 1965년 미국의 NASA에서 지원을 받아 수행된 아폴로13호의 달착륙선 추진기관(LMDE)이다[1].

2000년대 초반 Northrop Grumman Space Technology (NGST)에서는 NASA의 지원을 받아 2세대 재사용 발사체의 개발의 일환으로 액체-액체 추진제의 동축 핀틀 인젝터 특성에 관한 연구를 위해서 액체산소와 액체수소를 추진제로 사용하는 추력 1000 lbf급, 연소실 압력 185 psia의 핀틀 인젝터 로켓엔진을 제작하여 연소시험을 수행하였다[3]. 최근 NGST에서는 LOX/LH2를 추진제로 사용하는 최대 진공추력 8725 lbf, 연소실 압력 130~700 psia, 엔진 throttle 범위를 18.8~100%로 조절하는 핀틀 인젝터 로켓엔진 TR202를 개발하기 위한 deep throttling 기술을 연구하고 있다[4].

국내에서는 한국항공대학교에서 수류시험을 통해 액체-액체 이동식 핀틀 인젝터의 TMR에 따른 분사각을 측정하였다. 또한 핀틀 포스트 슬릿의 두께에 따른 분무 패턴 특성, 유량 변화, TMR, momentum flux 등을 고찰하였으며 그 결과 momentum flux보다 TMR이 분사각에 더 강한 상관관계를 가짐을 확인하였다[5,6]. 항공우주연구원에서는 액체-액체 추진제를 사용하는 다양한 형상의 핀틀 인젝터 분무특성을 확인하기 위해서 수류시험을 수행하였으며, 그 결과 분사각을 TMR로 정의하였고 TMR로 예측한 분사각과 실제 수류시험에서 관찰된 각도는 약 20도 이내의 차이를 보임을 확인하였다[7].

국내에서는 우주개발계획에 따라 2020년까지 자체 개발한 달 궤도선과 탐사선을 보내기로 계획이 되어있다. 달 탐사선에 사용되는 추진기관은 추력조절이 가능한 시스템이 반드시 요구되지만, 현재 국내에서는 달 탐사선의 추진기관에 적용 가능한 인젝터에 대한 연구가 미비한 실정이다. 또한 핀틀 인젝터에 관한 국외 연구 결과가 있기는 하나 설계 관련 정보가 부족하여 이에 대한 연구가 필요하다.

따라서, 본 연구에서는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 핀틀 인젝터의 기초설계자료를 확보하고, 이에 따른 설계절차를 확립하기 위해 핀틀 인젝터를 설계 및 제작하였다. 사각슬롯, 원형 홀, 기울어진 슬릿 등 형상에 따라 다양한 종류가 있다. 문헌[8]을 통해 차단율(이하 BF; blockage factor)이 주요 성능 인자임을 확인하였으며, 추진제 충돌 혼합의 효율을 증대시키기 위해 BF를 최대로 설계하기 용이한 기울어진 슬릿으로 선택하였다. 핀틀 인젝터의 연소시험과 관련해, 초기 연구임을 감안하여 가변추력 기술을 적용하지 않은 고정형 인젝터를 설계하였다. 제작된 엔진의 제작성과 분무특성을 파악하기 위하여 수류시험을 수행하였으며, 엔진의 연소시험을 통해 주요 설계 변수인 연소실의 특성길이와 TMR에 따른 연소성능에 대한 연구를 수행하였다.

2. 인젝터 및 연소실 설계

2.1 중심 추진제 선정

일반적으로 소형 핀틀 인젝터 엔진에는 연료 중심의 핀틀 인젝터를 사용하며, 대형 엔진에는 산화제 중심의 핀틀 인젝터를 사용한다. 연료 중심 핀틀 인젝터의 장점은 중심에서 분사된 연료가 외곽에서 분사된 산화제와 충돌 후 연소실 벽면까지 부딪혀 연료 막내가 가능하도록 TMR을 증가시킬 수 있다는 것이다. 반면 산화제 중심의 핀틀 인젝터는 분사된 산화제가 연소실 벽면을 손상하지 않는 TMR이 낮은 상태에서 주로 운용되어 각각의 장단점을 이용한 조정 작업이 필요하다[1,8]. 본 연구에서는 액체산소의 매니폴드 냉각과 제작성을 고려하여 산화제를 중심 추진제로 선정하였다.

2.2 TMR (Total Momentum Ratio)

TMR (Total Momentum Ratio)은 Eq. 1과 같이 중심 추진제의 유량과 속도의 곱을 외곽 추진제의 유량과 속도의 곱으로 나눈 값이다. 즉, 추진제의 운동량 비를 나타내는 값이다. 추진제의 유량과 속도의 곱은 힘(force)과 같다. 따라서 TMR은 정상상태의 각 추진제 흐름과 관계된 힘으로 나타나며 충돌한 추진제의 분사각을 결정하게 된다. 또한 액체산소와 케로신 추진제 조합에서 참고문헌의 TMR 추천치는 1~1.5이며[9], 본 연구에서는 추천치 범위를 포함하여 0.6~2.0에서 시험하였다.

$$TMR = \frac{(\dot{m} U)_{post}}{(\dot{m} U)_{annulus}} = \frac{(\rho U^2 A)_{post}}{(\rho U^2 A)_{annulus}} \quad (1)$$

$$BF = \frac{NW}{\pi D_p} \quad (2)$$

이동 가능한 핀틀 인젝터의 경우 Fig. 1에서 보는 바와 같이 포스트 슬릿의 두께변화를 통해 추진제 유량을 제어할 수 있다. 하지만 본 연구에서는 전술한 바와 같이 초기 연구임을 감안하여 이동 가능한 핀틀이 아닌 고정형 핀틀 인젝

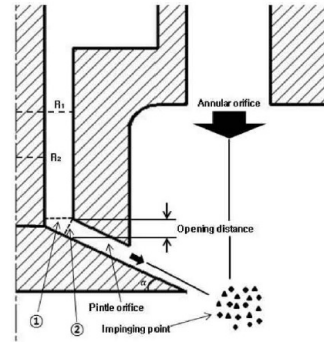


Fig. 1 Movable pintle injector model[6].

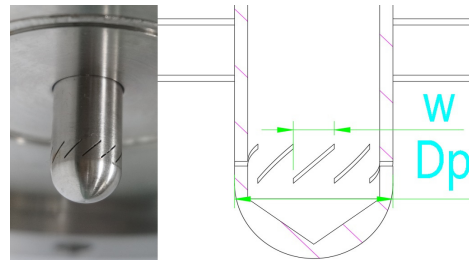


Fig. 2 Post design of pintle injector.

터를 이용하여 시험을 진행하였다.

2.3 BF (Blockage Factor)

BF (Blockage Factor)는 Eq. 2와 Fig. 2와 같이 핀틀 인젝터의 단위 슬릿 너비(W)와 슬릿 개수(N)의 곱인 전체 너비($N \times W$)를 핀틀 포스트의 원주($\pi \times D_p$)로 나눈 값으로 정의된다. 즉, 핀틀 포스트에 360도 방향으로 연속적인 슬릿을 가지는 인젝터는 BF가 1이 된다. $BF < 1$ 인 영역에서는 post jet과 annular jet이 충돌하지 않는 부분으로 인해 슬릿 틈 사이로 annular jet이 흘러나오는 drizzling 현상이 발생하여 충돌 혼합이 감소한다[8,9]. 본 연구에서는 BF를 1로 선정하여 post jet과 annular jet이 모두 충돌하여 혼합효율의 증대를 기대하였다.

2.4 Skip ratio

핀틀 인젝터의 주요 설계 변수 중 하나인 skip ratio (L_s/D_p)는 Fig. 3과 같이 annular jet이 post jet과 충돌하기 전까지의 거리인 skip distance

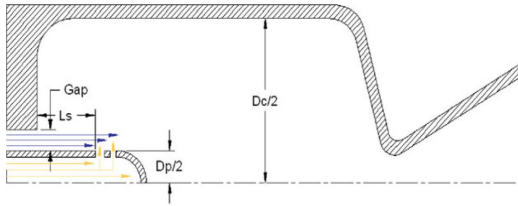


Fig. 3 Key design point for a pintle injector[8].

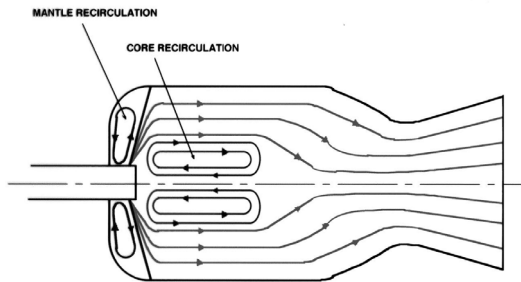


Fig. 4 Combustion chamber flowfield resulting from pintle injection of propellants[1].

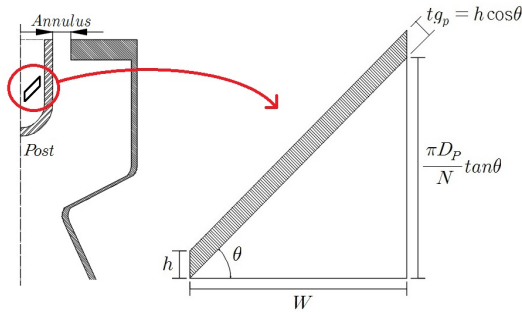


Fig. 5 Canted slit shape.

(L_s)를 포스트 직경(D_p)으로 나눈 값이다. Skip ratio가 클 경우 마찰로 인해 annular jet의 감속이 발생하며 반대로 skip ratio가 작을 경우 서로 충돌한 추진제의 화염면이 헤드면과 가깝게 형성하게 된다[8]. 본 연구에서는 헤드면과 핀틀 팁의 열적보호를 위해 추천치[9]를 반영하여 1로 선정하였다.

2.5 핀틀 인젝터

핀틀 인젝터의 작동원리는 중심에 위치한 포

Table 1. Specification of pintle injector engine.

Propellant	Kerosene	LOx
Flow rate	88 g/s	194 g/s
Pressure drop	5.14 bar	1.5 bar
O/F ratio	2.2	
Blockage factor	1	
Slit number(N)	12 ea	
W (width)	3.14 mm	
H (height)	0.386 mm	
Pintle diameter	12 mm	
Gap distance	0.11 mm	
Skip ratio	1	
TMR	1	
Vacuum thrust	755 N	

스트에서 분사된 post jet과 바깥쪽에 위치한 환형 오리피스에서 분사된 annular jet이 Fig. 4와 같이 post와 annulus에서 각각 분사되는 추진제가 서로 수직으로 충돌하여 일정한 분사각이 형성되며 추진제의 혼합과 미립화가 발생한다. 또한 넓은 재순환영역을 생성하며 연소불안정의 발생에 둔감하다고 보고되어지고 있다[8,9].

본 연구에서는 연소실압력 10 bara, 진공추력 755 N의 케로신/액체산소를 추진제로 사용하는 핀틀 인젝터를 적용한 액체로켓엔진을 설계 및 제작하여 수평형 연소시험 설비에서 연소시험을 수행하였다.

본 연구에서 사용된 핀틀 인젝터의 형상은 충돌혼합의 효율을 키우기 위해 Fig. 5와 같이 canted slit으로 제작하였다. Table 1은 본 연구에서 사용된 핀틀 인젝터 로켓엔진의 주요 사양을 나타낸다.

2.6 연소실 설계

연소실 특성길이는 인젝터에서 분사된 추진제가 혼합되어 추진제가 완전히 연소할 수 있는 연소실 체류시간을 제공하는 길이이다. 연소실의 직경은 연소실 직경 대 핀틀 포스트 직경의 비 (D_p/D) 추천치인 3~5를 고려하여 60 mm로 선정하였으며, 연소실의 기본 특성길이를 케로신과 액체산소 추진제 조합에 따른 특성길이 추천치[5]인 1.02~1.27 m를 고려하여 1.04 m로 선정하였다.

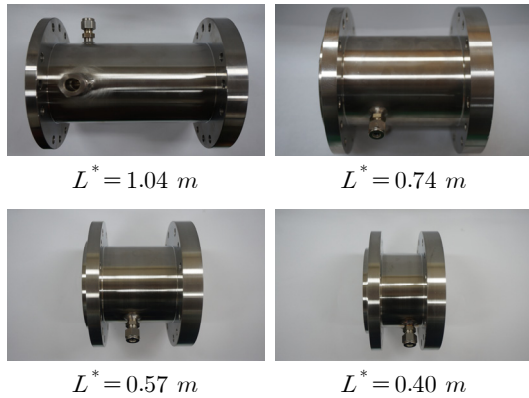


Fig. 6 Combustion chambers for characteristic length.

Table 2. Combustion chamber and characteristic length.

L^* (m)	0.4	0.57	0.74	1.04
D_c (mm)	60			
L_c (mm)	70	100	130	183.4
t (msec)	0.543	0.772	1.003	1.498

연소실 특성길이에 따른 핀틀 인젝터 연소성능을 확인하기 위해서 연소실 직경을 고정하고, 연소실 길이를 조절하여 특성길이를 변경하였다. 최초 선정된 기본 특성길이보다 짧은 특성길이를 재선정하여 연소실을 설계하였으며, 점화기의 위치는 동일하게 선정하였다.

선정된 연소실의 특성길이, 연소실 길이, 연소실 잔류시간 및 제작 형상을 Fig. 6과 Table 2에 나타내었다.

3. 실험결과

3.1 수류시험

제작된 핀틀 인젝터 엔진의 차압에 따른 인젝터의 유량 공급특성을 파악하고 분무 형태 및 분사각을 확인하기 위하여 수류 시험을 수행하였다. 안전상 모의 추진제인 물을 이용하여 유량을 측정된 뒤 밀도 보정을 통하여 설계유량과 비교하였다. 수류시험을 위한 시험 장치는 모의 추진제 가압장치, 공급장치, 수류시험대, 제어계

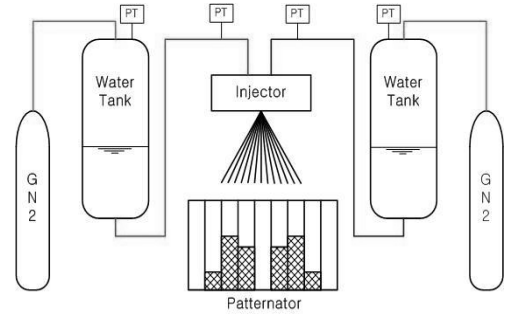


Fig. 7 Schematic diagram of cold flow test.

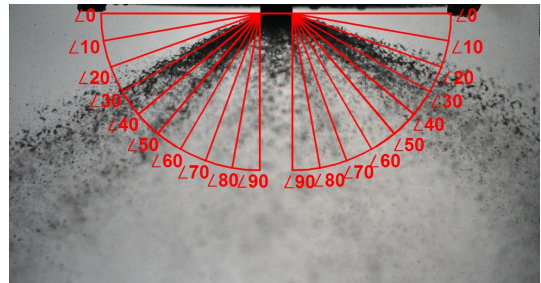


Fig. 8 Pintle injector spray angle measurement.

측장치 등으로 구성되어 있으며 수류시험 계통도를 Fig. 7에 나타내었다. Eq. 3과 4와 같이 유동충돌의 모멘텀 해석으로 앞서 선정된 TMR 범위인 0.6~2.0에서 최대 분사각을 62°~126°로 예측하였다. TMR=1에서 예측하는 분사각은 90°이다.

$$\tan\theta = \frac{(\dot{m}U)_{post}}{(\dot{m}U)_{annulus}} = TMR \quad (3)$$

$$\theta = \tan^{-1}(TMR) \quad (4)$$

수류시험 결과, Fig. 8에서 보는 바와 같이 핀틀 포스트의 두께로 인하여 한 포인트에서만 측정하는 것은 문제가 있다. 따라서 양 쪽 윗부분의 빈 공간을 제외하는 방식으로 계측하였으며, 분사각은 130°로 측정되었다. 실제 제작 후 설계시 고려했던 유량계수와 차이가 발생하여 설계유량에서의 TMR이 약 1.3으로 변화하였다. 따라서 예측했던 분사각과 차이를 갖게 되었다.

3.2 연소시험

연소시험 시 실제 TMR을 계산하기 위해서 제작된 핀틀 인젝터 포스트 슬릿과 annulus gap의 정확한 면적과 유량계수가 필요하지만, 이를 정확하게 확인하는 것은 불가능하다. 따라서 수류시험 결과를 Eq. 5와 같이 오리피스 유량식에서 $C_d A$ 를 하나의 변수로 설정하였다. 이와 함께 연소시험 결과의 밀도와 유량데이터를 적용하고, Eq. 6을 이용하여 종단속도를 구한 뒤 TMR을 계산하였다.

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho\Delta P} \tag{5}$$

$$u = \frac{\dot{m}}{C_d A \rho} \tag{6}$$

수류시험을 통해 획득한 설계 유량의 압력을 바탕으로 실제 추진제를 이용하여 Fig. 9와 같이



Fig. 9 Combustion test.

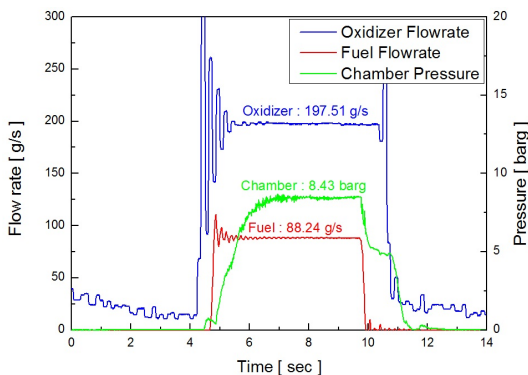


Fig. 10 Combustion test results.

연소시험을 수행하였다. Fig. 10의 실험데이터와 같이 각 추진제의 유량이 설계유량과 거의 동일하며 연소실의 압력이 안정적으로 형성된 것을 알 수 있다.

설계 유량에서 연소실 특성길이에 따른 연소시험을 수행하였으며 전체 연소시험 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 특성속도효율은 실제 연소시험 데이터를 이용하여 연소시험의 특성속도 값을 계산한 후, NASA에서 제공하는 CEA 코드를 통해 이론값을 계산하여 비교한다. 참고문헌[10]에 따라 실험실 보유 장비의 불확도를 이용한 B형 평가의 불확도 추정 결과, 특성속도효율이 2.76%의 확장불확도를 가진 것으로 확인되었다.

특성길이에 따른 특성속도효율이 약 90~95%로 측정되었으며 특성길이가 짧아질수록 연소성

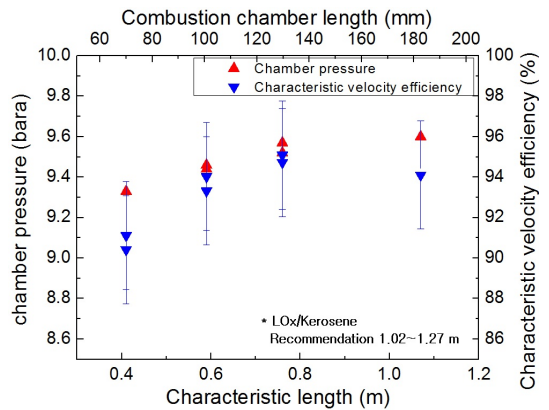


Fig. 11 L^* vs η_c & P_c .

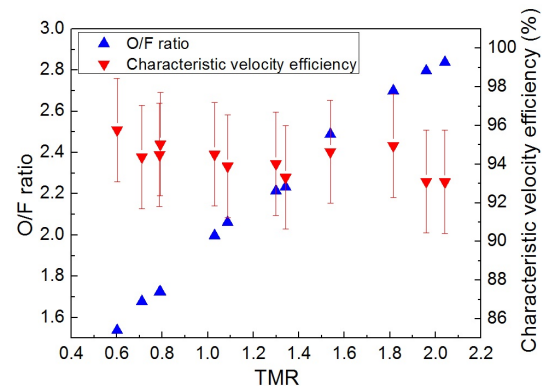


Fig. 12 TMR vs O/F ratio & η_c .

능 효율이 낮아지지만, 0.74 m의 특성길이에서의 효율이 1.04 m의 효율과 거의 동일하게 나타남을 확인하였다. 일반적으로 소형 연소실의 경우 단위 부피당 연소실 표면적이 넓어 연소성능 효율이 비교적 적게 나타날 수 있다. 본 연구실에서 진행되었던 유사한 크기의 동축 스웰 인젝터를 가지는 연소기의 경우, 충분한 특성길이를 가짐에도 불구하고 특성속도효율은 89% 수준을 유지하였다. 즉 일반적으로 알려진 케로신/액체산소 인젝터의 추천 특성길이는 1.02~1.27 m 이지만, 2.5 절에서 언급하였듯이 핀틀 인젝터의 독특한 분무 형태에 의해 분사기면에서 가까운 곳에 재순환 영역이 생성되며 이로 인해 추진제의 연소실 체류시간이 증가하여 기존 연소실 특성길이 추천치보다 상당히 짧은 특성길이에서도 충분한 연소성능을 발휘하는 것으로 판단된다.

Fig. 12는 TMR에 따른 연소시험 결과로, 특성속도효율이 약 93~96%로 측정되었다. 이 실험에 사용된 연소실은 특성길이가 0.57 m인 연소실을 사용하였으며, 이는 너무 긴 특성길이의 연소실을 사용할 경우 추진제 체류시간이 너무 길어 각 변수에 따른 연소 성능의 변화가 나타나지 않을 것을 감안한 것이다. 설계 TMR 1 을 기준으로 대략 0.6~2.0까지의 구간까지의 효율을 보면, 2.0 근처에서 다소 효율이 떨어지는 듯한 경향도 보이기는 하나 거의 일정한 것으로 봐도 무방할 것으로 사료된다. 다만 TMR이 너무 증가할 경우, 연소실 벽면에 산화제가 직접 충돌하여 고온의 산화제로 인한 산화나 화염온도의 증가에 의한 손상의 가능성이 높으므로 더 이상의 TMR 증가는 바람직하지 않을 것으로 사료된다.

4. 결 론

본 연구에서는 케로신/액체산소를 추진제로 사용하는 핀틀 인젝터 액체로켓엔진의 수류시험을 수행하고, 연소실 특성길이와 TMR에 따른 연소성능에 관한 연구를 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 유동충돌의 모멘텀 해석으로 설계 TMR에서의 분사각을 90°로 예상하였으며 수류시험을 통해 TMR의 증가는 분사각의 증가를 야기함을 확인하였다.

2. 특성길이에 따른 연소시험 결과 특성속도효율이 약 90~95%로 측정되었다. 추진제 조합에 따른 연소실 특성길이는 1.02~1.27 m이나 그보다 짧은 0.74 m 이상에서 최적으로 작동함을 확인하였다. 이는 핀틀 인젝터의 추진제 분무 특성으로 인해 추진제의 연소실 체류시간이 늘어났기 때문으로 분석하였다.

3. TMR에 따른 연소시험 결과, TMR 약 0.6~2.0 범위에서 특성속도효율이 약 93~96%로 측정되었다. 추천범위 1.0~1.5 보다는 조금 넓은 0.6~1.8 정도에서는 일정한 특성속도효율을 나타내었으며, 이 보다 높은 TMR에서 특성속도효율이 다소 낮아지는 것을 확인하였다. 이는 annular jet이 post jet에 침투하지 못하여 혼합효율의 감소가 발생하여 나타난 결과로 판단된다.

본 연구를 통해 핀틀 인젝터의 기초설계 자료 및 설계 절차를 확립하였으며 성공적인 연소시험을 수행하여 핀틀 인젝터 개발 설계 기술을 검증하였다. 또한 주요설계 변수에 대한 기초자료를 확보하였으며 향후 핀틀 인젝터 연구에 활용될 것으로 사료된다.

References

1. Dressler, G.A. and Bauer, J.M., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics," *36th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3871, Jul. 2000.
2. Mueller, T. and Dressler, G., "TRW 40 Klb LOX/RP-1 Low Cost Pintle Engine Test Results," *36th Joint Propulsion*

- Conference and Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3863, Jul. 2000.
3. Calvignac, J., Dang, L., Tramel, T.L. and Passeur, L., "Design and Testing of Non-Toxic RCS Thrusters for second Generation Reusable Launch Vehicle," *39th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2003-4922, Jul. 2003.
 4. Gromski, J.M., Majamaki, A.N., Chianese, S.G. and Weinstock, V.D., "Northrop Grumman TR202 LOX/LH2 Deep Throttling Engine Technology Project Status," *39th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Music city, T.N., U.S.A., AIAA 2010-6725, Jul. 2010.
 5. Yu, K.J., Lee, I.C., Son, M. and Koo, J.Y., "Liquid Sheet Breakup of Water Simulants with Pintle Injector," *2014 KSPE Spring conference*, Seoul, Korea, pp. 368-369, May. 2014.
 6. Yu, K.J., Son, M., Koo, J.Y., "Effects of Opening Distance on Liquid-Gas Spray of Pintle Injector under Atmospheric Condition," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 7, pp. 585-592, Jul. 2015.
 7. Kim, H.M., Lee, H.S., Park, P.M. and Yang, S.S., "Spray Characteristic of Liquid-Liquid Pintle injectors," *2014 KSPE Fall conference*, Jeongsun, Kangwando, Korea, pp. 787-790, Dec. 2014.
 8. Nasser Ashgriz, *Handbook of Atomization and Sprays*, Springer, New York, N.Y., U.S.A., 2011.
 9. Daric, W.E., "Design and Preliminary Hot Fire and Cold Flow Testing of Pintle Injectors," Thesis of Master degree, The graduate school of the pennsylvania state university, Dec. 1996.
 10. Kim, S.J., Moon, H.J. and Kim, J.K., "Combustion Experiment Measurement Uncertainty for Hybrid Rocket Motor," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Flight Operation*, Vol. 19, No. 1, pp. 7-14, Mar. 2011.