

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2024.28.1.001>

## 분무 및 연소 성능 비교를 통한 LO<sub>x</sub>/CH<sub>4</sub> 이중 스월 인젝터의 리세스 최적화 연구

강윤형<sup>a</sup> · 배창한<sup>a</sup> · 박홍영<sup>a</sup> · 김정수<sup>b,\*</sup>

### A Study on the Recess Optimization of LO<sub>x</sub>/CH<sub>4</sub> Bi-swirl Injector through the Comparison of Spray and Combustion Performance

Yun Hyeong Kang<sup>a</sup> · Chang Han Bae<sup>a</sup> · Hong Yeong Park<sup>a</sup> · Jeong Soo Kim<sup>b,\*</sup><sup>a</sup>Department of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea<sup>b</sup>School of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: [jeongkim@pknu.ac.kr](mailto:jeongkim@pknu.ac.kr)

#### ABSTRACT

The cold-flow and hot-fire tests were conducted to investigate the spray characteristics and the combustion performance of the bi-swirl injector with varying the recess number. The recess number was varied from 0 to 1.5 in increments of 0.5. The results from both cold-flow and hot-fire tests showed the same performance trends. As the recess increased from zero to 1.0, the breakup length and SMD decreased, and the combustion performance enhanced. The engine performance was most favorable at the recess number of 1.0, but as the recess exceeded this and reached 1.5, the overall performance deteriorated significantly.

#### 초 록

수류시험과 연소시험을 통해 리세스 수 변화에 따른 이중 스월 인젝터의 분무특성과 연소성능이 조사되었다. 리세스 수는 0부터 1.5까지 0.5 간격으로 변화되었다. 수류시험과 연소시험의 결과들은 동일한 성능 경향을 보였다. 리세스가 0에서 1.0이 되기까지 증가함에 따라 분열길이와 SMD는 감소되었고, 연소성능은 향상되었다. 리세스 수가 1인 경우에서 엔진 성능이 가장 우수하였으며, 이보다 리세스가 더 증가하여 1.5가 되는 경우 전반적인 성능이 큰 폭으로 저하되었다.

Key Words: Bi-swirl Injector(이중 스월 인젝터), Recess Number(리세스 수), Spray Characteristics(분무특성), Combustion Performance(연소성능)

Received 3 January 2024 / Revised 12 February 2024 / Accepted 15 February 2024

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## 1. 서 론

우주 발사체 시장이 민간시장으로 확대됨에 따라 로켓엔진의 성능과 더불어 효율에 대한 중요도 또한 높아지고 있다. 특히 분사와 동시에 확산이 단시간 내 발생하는 기체추진제와는 달리, 액체추진제는 연소반응에 도달하기까지 분열, 미립화, 기화, 그리고 혼합과 같은 다양한 유동 현상이 동반된다. 이러한 현상은 연소 안정성과 직결되므로, 고신뢰성 연소 시스템을 설계하기 위해서는 핵심 구성요소의 설계변수에 기인하는 연소특성에 대한 지식과 이해가 필요하다.

다양한 종류의 인젝터 중, 이중 스윙 인젝터(bi-swirl injector)는 연료와 산화제 모두에 회전운동을 유도하여 이들을 소용돌이 형태로 연소실에 분사시킨다. 이러한 구조는 액체추진제를 균일한 입자로 미립화시키는데 탁월하며, 안정된 연소를 가능케 한다[1-3]. 또한, 연소실의 축 방향으로 추진제를 분사시키는 전단형과는 다르게 추진제가 연소실의 접선 방향으로의 운동량을 가지고 있어 유동 체류 시간(flow residence time)이 늘어나 연소 효율이 우수하다. 이와 같은 장점들로 인해 이중 스윙 방식은 RD-0110엔진을 포함한 대부분의 러시아 액체로켓엔진에서 주로 사용되고 있다[4,5]. 더불어, 우주개발선도국을 중심으로 이중 스윙 인젝터의 내재적인 특성을 철저히 이해하기 위한 연구가 다양하게 진행되고 있으나, 인젝터에 대한 실험은 주로 특정 설계에 대한 성능을 특성화하는 데 중점을 두고 있다[6-11]. Fu [12]는 스윙 인젝터의 내부 유동 특성을 관찰하였으며, Wang [13]은 리세스의 증가가 분무에 긍정적인 영향을 미친다고 보고하였다. 그러나, 액체/액체 인젝터의 리세스 변이에 따른 분무특성과 연소성능을 비교 분석하는 연구는 현재까지 충분히 이루어지지 않았다. 따라서, 본 연구는 LOx/LNG 소형로켓엔진의 개발의 일환으로 이중 스윙 인젝터에서의 분무특성과 연소성능을 분석하는 데 초점을 두었다.

이중 스윙 인젝터의 개략도는 Fig. 1에 제시되며, 인젝터의 핵심 설계변수 중 하나인 리세스 수(Recess Number, RN)는 추진제 충돌 길이

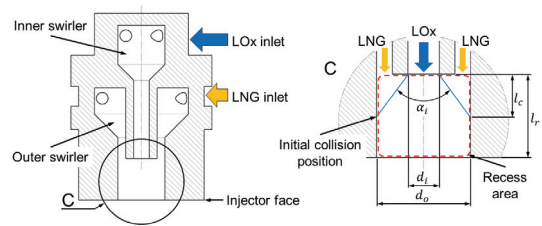


Fig. 1 Schematic of bi-swirl injector.

(collision length,  $l_c$ )에 대한 리세스 길이(recess length,  $l_r$ )로 정의되고, 리세스 수와 추진제 충돌 길이는 각각 Eq. 1과 Eq. 2로 표현된다.

$$RN = l_r / l_c \quad (1)$$

$$l_c = (d_o - d_i) / (2 \tan \alpha_i) \quad (2)$$

여기서, 리세스 수가 1인 경우를 기준으로 1보다 크면 인젝터의 리세스 영역(recess area) 내에서 추진제가 충돌하는 내부 혼합(internal mixing), 1이면 두 추진제가 인젝터의 끝단에서 충돌하는 팁 혼합(tip mixing), 1보다 작으면 추진제가 인젝터를 빠져나와 연소실에서 서로 충돌하는 외부 혼합(external mixing)이 발생한다. 따라서, 혼합의 형태에 기인하는 성능특성을 비교하여 최적의 리세스를 도출하고자 0에서 1.5까지 이산적으로 변하는 리세스 수의 인젝터에 대한 수류시험(cold-flow test)과 연소시험(hot-fire test)이 수행되었다.

## 2. 시험 장치 및 방법

장치 구성은 수행된 시험에 따라 크게 두 가지로 나뉜다. 먼저, 분무특성을 관찰하기 위한 수류시험 장치는 물 공급 장치, 분무 발생 시스템(spray generation system)으로 구성되고, 분무 시트(spray sheet)를 가시화하기 위해 역광시스템(back-light system)이 적용된 초고속 카메라(high-speed camera, HSC)와 DSLR이 사용된다. 촬영 장치로 획득된 이미지는 후처리(post-processing) 과정을 통해 분열길이(breakup length)와

SMD (Sauter Mean Diameter) 산출에 사용된다.

다음으로, 연소시험 장치는 가압식 추진제 공급시스템, 정밀추력 측정장치(thrust measuring rig), 데이터 획득 및 제어장치(data acquisition & control system), 그리고 DSLR로 구성된다. 추력은 수직 방향 1 분력 측정 방식을 통해 획득되고, 이를 포함한 압력, 유량, 온도 등의 데이터는 100 Hz의 샘플링 속도로 실시간 저장된다.

시험에 사용된 추력실 조립체(thrust chamber assembly)는 이중 스웰 인젝터, 연소실, 그리고 초음속 노즐로 구성되며 이들 모두 내열강도와 가공성이 우수한 STS316L로 제작되었다. 연소실은 앞서 수행된 연소시험[14]에서 채택된 1.71 m의 특성 길이(characteristic length)를 가지며, 노즐은 대기압에 의한 유동 박리(flow separation)를 고려하여 팽창비(expansion ratio)가 3.4인 벨모양의 컷아웃 형상(cut-out shape)으로 설계되었다. 마지막으로, 이중 스웰 인젝터의 내측과 외측 선회기(swirler)는 Fig. 1에서 보이는 바와 같이 모두 closed-type이 채택되었는데, 이 타입은 open-type보다 분무각(spray angle)이 더 넓고 미립화 성능이 우수한 특징을 가지고 있다. 또한, 두 선회기의 수축각(convergence angle)은 추천 값인 90도가 적용되었다[15].

수류시험 및 연소시험 조건은 Table 1에 요약된다. 시험에서는 리세스 수를 0에서 1.5까지 0.5의 간격으로 변화시킨 총 4개의 인젝터가 사용되었으며, 리세스 수에 따른 인젝터 리세스 영역은 Fig. 2에 비교된다. 스웰 인젝터는 점성의 영향을 크게 받으므로[1], 이를 고려하여 포스트의

길이는 이론 설계값과 최대한 유사하게 설정되었다.

내측 선회기의 분무특성은 선행연구[16]에서 상세히 살펴본 바 있으므로, 본 시험에서는 내측 선회기의 분사차압(pressure differential)은 40 psia로 고정된 조건에서 외측 선회기의 분사차압을 20 psia에서 60 psia까지 10 psia의 증분으로 변화시켜 외측 선회기의 분무특성을 분석하고자 하였다. 또한, 실제 추진제를 대신하고자 물이 모사 추진제(simulant)로 사용되어 양측의 선회기에 공급되었다.

연소시험은 화학양론비(stoichiometric ratio) 조건에서 수행되었으며, 액체 연료를 추진제로 사용하기에 앞서 이중 스웰 인젝터를 통해 형성되는 메탄-산소 확산화염의 거동과 연소특성을 관

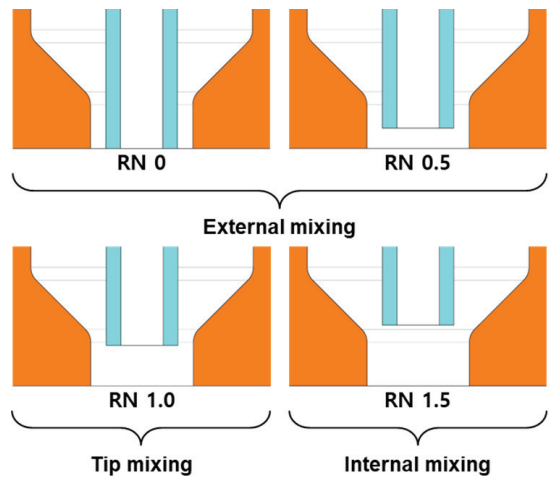


Fig. 2 Schematic of the recess area with varying RN.

Table 1. Conditions of cold-flow and hot-fire tests.

Cold-flow test		Hot-fire test	
Parameter	Specification	Parameter	Specification
Injection-pressure differential of inner swirler, $\Delta P_i$ [psia]	40	Mass flow-rate of total propellant, $\dot{m}_t$ [g/s]	46
Injection-pressure differential of outer swirler, $\Delta P_o$ [psia]	20-60, $\Delta 10$	Equivalence ratio, $\phi$ [-]	1.0
Simulant	Water	Propellant combination	GCH <sub>4</sub> -LOx
Recess Number, RN [-]	0, 0.5, 1.0, 1.5	Recess Number, RN [-]	0, 0.5, 1.0, 1.5

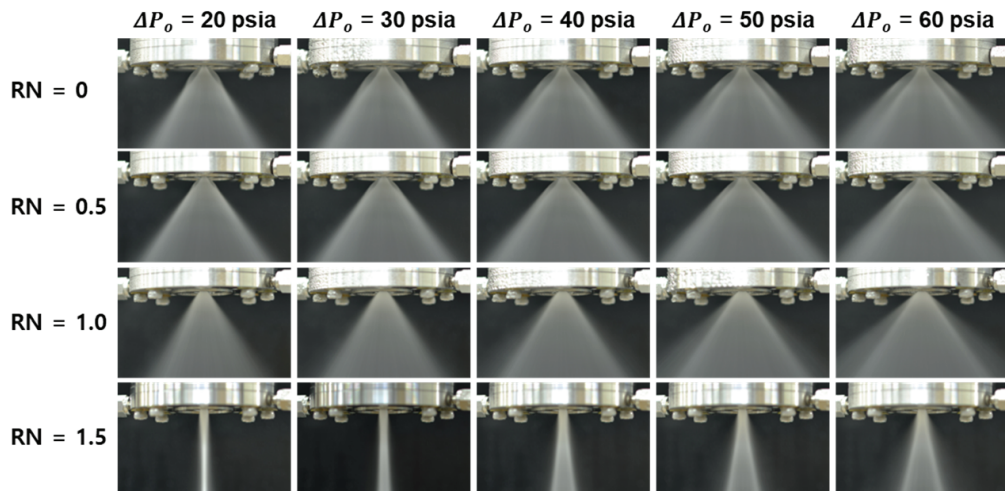


Fig. 3 Comparison of spray configurations according to the RN variation.

찰하고자 점화지연이 상대적으로 짧은 기체메탄-액체산소 조합이 사용되었다. 추가로, 고온의 연소 가스에 의한 추력실의 열·기계적 손상을 방지하기 위해 연소시간은 모두 4초로 설정되었다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 수류시험 결과

리세스 수 변화에 따른 분무 시트는 Fig. 3에 비교된다. 모든 외측 선회기의 분사차압 조건에서 분무각은 리세스 수에 반비례하는 경향이 확인되는데, 분무각의 감소는 혼합의 형태가 바뀔 때 더욱 두드러지게 나타나고, 특히 내부 혼합이 발생하는 리세스 수가 1.5인 경우에는 전단형 인젝터의 분무 형상과 유사한 분무 시트가 형성된다. 이러한 분무 거동은 점성에 의한 운동량 손실을 최소화하기 위해 포스트가 짧아지면서 내측 선회기에서 빠져나오는 유동이 외측의 유동과 충돌하여 발생한 접선 방향의 운동량 손실에 기인한 것으로 판단된다. 또한, 이는 분사되기 전 리세스 영역에서 추진제의 혼합을 활발하게 발생시키지만, 미립화에 불리하게 작용하고 연소실에서의 유동 체류 시간을 단축시켜 심각한 연소 불안정(combustion instability)을 야기할 수 있다.

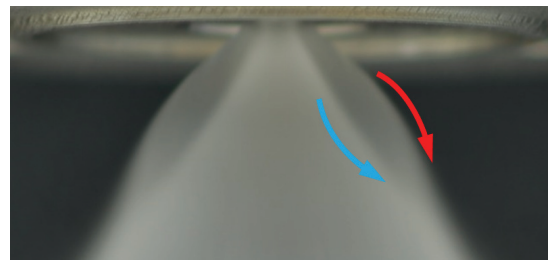


Fig. 4 Enlarged image of the spray formed under RN of 0 and  $\Delta P_0$  of 20 psia.

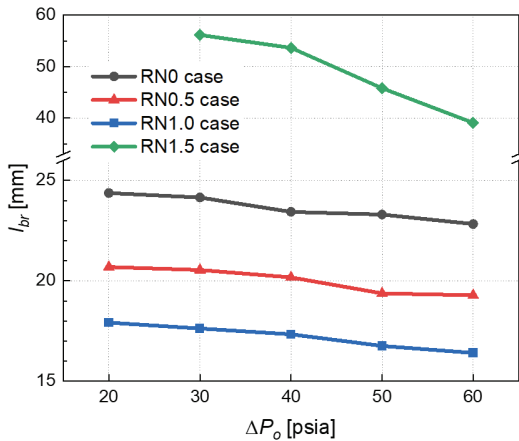
외부 혼합이 발생하는 리세스 수가 0과 0.5인 경우에는 외측 분무 시트의 분무각이 내측 분무 시트보다 크게 형성됨에도 불구하고 Fig. 4에 도시된 바와 같이 인젝터 출구부를 확대해보면, 두 시트가 서로 충돌하는 현상이 관찰된다. 이때 내측 분무 시트는 외부로 퍼지고 외측 분무 시트는 반대의 경향을 보이는데, 이는 유동에 의한 주변 대기의 유입(entrainment)에 기인한 현상이다. De Corse와 Kemeny [17]는 인젝터에서 분사된 서로 다른 두 시트의 내부와 외부 표면에서 주변 기체의 유입이 동반되고, 두 시트 사이에 압력 차이가 발생하여 그림과 같은 거동을 보인다고 설명하였다. 이와 같은 현상은 외측 선회기의 분사차압에 반비례하여 약해지고 두 시트가 점차 분리되는 것이 Fig. 3에서 관찰된다.

내측 분무 시트가 인젝터의 끝단에서 외측 시

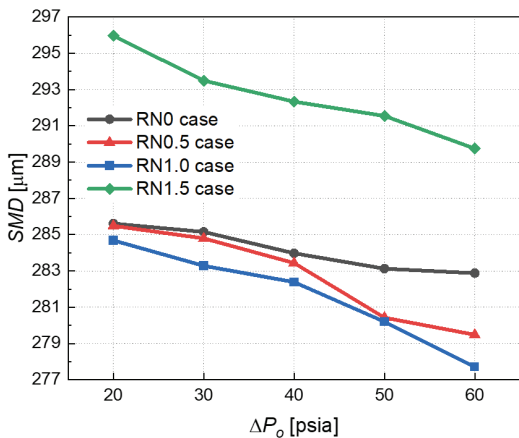
트와 충돌하는 팁 혼합에서는 단일 원뿔 형상의 시트가 관찰되는데, 이는 우수한 혼합과 미립화가 이루어짐을 의미하므로, 높은 연소 효율을 기대할 수 있다.

외측 선회기의 분사차압이 증가할수록 외측 분무 시트의 접선 방향 운동량이 강해져 외부 혼합과 팁 혼합에서는 두 시트가 점차 분리되어 혼합 성능이 저하되는 반면, 내부 혼합에서는 분무각이 커져 미립화 성능이 향상된다.

초고속 카메라 이미지를 후처리하여 산출된 분열길이( $l_{br}$ )와 SMD는 Fig. 5에 도시된다. 리세스



(a) Comparison of the breakup length



(b) Comparison of the SMD

Fig. 5 Post-processing results of the HSC image according to the RN variation.

스 수가 0에서 1.0으로 증가함에 따라 분열길이는 점차 짧아지는데, 축소된 분열길이의 평균값은 6.4 mm로 리세스 수가 0일 때보다 27.2% 감소한 수치이다. 이러한 분열길이의 감소는 리세스 수 증가에 따른 시트의 충돌 위치 상승 및 분무 시트 간 상호작용의 증가에 기인하며, 미립화 성능의 향상을 의미한다. 내부 혼합이 발생하는 리세스 수가 1.5인 경우에서의 분열길이는 Fig. 3에서 관찰된 바와 같이 강력한 축 방향의 대류 강도(convective strength)로 인해 큰 폭으로 증가된다. 특히 외측 선회기의 분사차압이 20 psia인 경우에는 초고속 카메라에 촬영된 영역 내에서 분무 시트가 액적(droplet)으로 분열되지 않아 그래프에 표기되지 않았다.

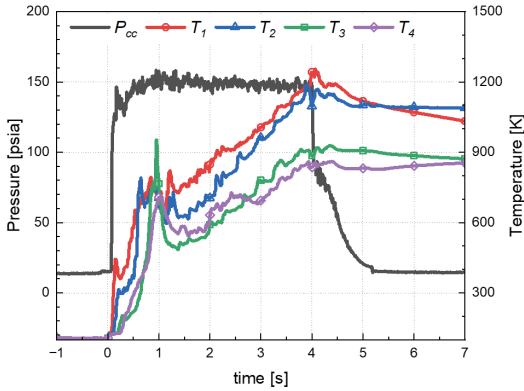
초고속 카메라 이미지의 액적 영역에 대한 SMD를 산출한 결과는 분열길이와 유사한 경향을 보인다. 역광시스템을 사용하여 산출된 SMD의 경우, 액적이 중첩되는 현상으로 인해 실제보다 크게 측정되는 단점이 있으나, 그 경향은 미립화 성능지표와 동일한 거동을 보이는 것을 보아 상대적인 크기에 대한 비교는 합당하다고 판단된다.

수류시험을 통해 종합된 결과는 다음과 같다. 외부 혼합에서 팁 혼합까지의 리세스 수 증가는 미립화 성능을 향상시키나, 리세스가 과도하게 커져 내부 혼합이 발생하게 되면 미립화 성능이 급격하게 저하된다. 또한, Fig. 3을 통해 혼합 성능 역시 미립화 성능과 동일한 경향을 보이는 것으로 판단되나, 외측 분사차압이 증가하게 되면 외부 및 팁 혼합에서는 혼합 성능이 낮아지고, 내부 혼합에서는 그 성능이 향상될 것으로 보인다.

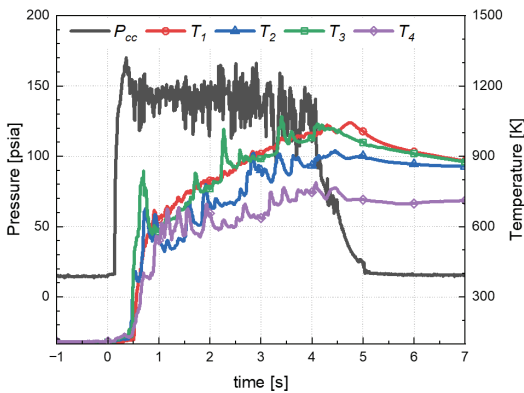
### 3.2 연소시험 결과

연소시험 결과, 리세스 수 0~1.0 구간에서는 모두 일관된 추이를 보였으나, 1.5에서는 연소가 정상적으로 이루어지지 않았다. 이들의 시간에 따른 연소거동은 Fig. 6에 비교된다.

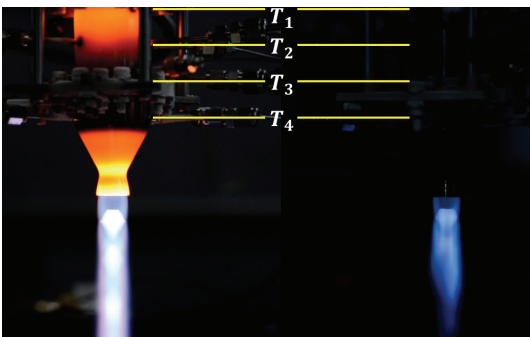
외부 및 팁 혼합이 발생하는 구간에서의 연소는 Fig. 6 (a)에 도시된 바와 같이 연료 주입 후 90 ms 이내에 시작되며, 그로부터 약 1초 후에



(a) Pressure and temperature profiles at RN of 1.0



(b) Pressure and temperature profiles at RN of 1.5



(c) Plume images at RN of 1.0 (left) and 1.5 (right)

Fig. 6 Comparison of test result between RN of 1.0 and 1.5.

안정화된다. 반면, 내부 혼합이 발생하는 경우에는 연료 주입부터 연소까지 약 150 ms가 소요되고, 낮은 화염온도 및 미연가스의 영향으로 인해 연소 후 약 500 ms가 지난 뒤 연소실 온도가 오르는 것이 Fig. 6 (b)를 통해 관찰된다. 또한, Fig. 6 (a)와 비교하였을 때 온도는 전반적으로 약 200 K 가량 낮게 측정되는데, 그 원인은 극도로 불안정한 연소로, 이는 연소시간 내 지속되는 압력 섭동(pressure perturbation)을 통해 확인된다.

내부 혼합인 경우에서의 연소 불안정은 Fig. 6 (c)에 비교된 플룸을 통해서도 명확히 관찰된다. 연소가 정상적으로 이루어진 외부 및 팁 혼합의 경우에는 좌측과 같이 연소실의 상단부 및 노즐에서의 글로잉(glowing)과 플룸의 마하 디스크(shock diamond)가 선명하게 관찰된다. 그러나 내부 혼합의 경우에는 열부하(thermal load)를 가장 심하게 받는 노즐 목(nozzle throat)에서조차 글로잉이 발생하지 않으며, 플룸 또한 낮은 연소 강도로 인해 안정적으로 형성되지 못하는데, 이는 불안정한 연소가 발생하였음을 방증한다.

시험을 통해 획득된 연소실 압력( $P_{cc}$ )과 분석을 통해 산출된 특성속도( $C^*$ ), 비추력( $I_{sp}$ ), 그리고 각각의 효율( $\eta_{C^*}$ ,  $\eta_{I_{sp}}$ )은 Fig. 7에 요약된다. 리세스 수가 0에서 1.0으로 증가함에 따라 연소성능은 전반적으로 향상되나, 리세스 수가 1.5로 증가하면 연소 불안정으로 인해 그 성능이 급격히 낮아지는데, 그 이유로는 수류시험에서 관찰된

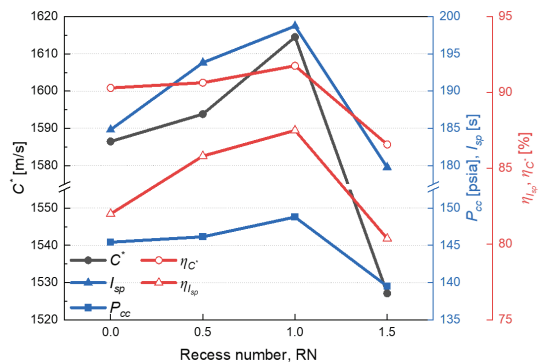


Fig. 7 Summary of the combustion performance.

저조한 미립화 성능과 더불어 강한 축 방향 운동량으로 인해 반응물이 미처 다 연소되지 못하고 노즐을 빠져나가면서 발생하는 것으로 판단된다.

연소성능과 가장 밀접하게 관련된 특성속도는 외부 혼합에서 팁 혼합으로 변화할 때 두드러지게 증가한다. 이러한 향상은 외부 혼합에서 팁 혼합으로 가까워질수록 활발해지는 연료와 산화제 간의 혼합에 기인한다. 반면에, 내부 혼합이 발생하는 경우에서의 특성속도는 팁 혼합인 경우보다 87.4 m/s 낮다. 또한, 비추력 성능을 비교하였을 때, 팁 혼합에서 가장 높고, 내부 혼합에서 가장 저조한 것을 볼 수 있는데, 그 차이는 19.0초(팁 혼합 대비 9.5%)이다. 이 역시 추진제의 저조한 미립화로 인한 결과로 Fig. 6에서 확인되듯 추진제가 정상적으로 연소되지 못하여 발생하였다. 이러한 비정상적인 연소는 특성속도 및 비추력 효율을 통해서도 재확인된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 LOx/LNG 소형로켓엔진 개발의 일환으로 이중 스웰 인젝터의 분무특성 및 연소성능을 분석하고자 다양한 리세스 수 조건에서 수류시험과 연소시험이 수행되었다.

수류시험을 통해 리세스 수가 0과 0.5인 경우에는 외부 혼합이, 1.0과 1.5인 경우에는 각각 팁 혼합과 내부 혼합이 발생하는 것이 확인되었다. 외부 및 팁 혼합에서는 원뿔 형상의 분무 패턴이 형성되나, 내부 혼합에서는 축 방향의 강력한 대류 강도로 인해 전단형 인젝터의 분무 패턴과 유사한 거동을 보였다. 또한, 리세스 수가 0에서 1.0으로 증가함에 따라 분열길이와 SMD는 감소하는 경향을 보였으나, 그 후 리세스 수가 1.5로 진행됨에 따라 두 값 모두 큰 폭으로 증대되었다. 분무특성을 모두 종합해보면, 팁 혼합이 발생하는 1.0의 리세스 수인 경우에서 미립화가 가장 우수하고, 내부 혼합이 발생하는 리세스 수가 1.5인 경우에는 미립화 성능이 가장 저조한 것으로 판단된다.

연소시험 결과, 외부 및 팁 혼합인 경우에는 압력과 온도가 일관된 경향을 보였으며, 0에서 1.0까지 리세스 수가 증가함에 따라 엔진 성능은 향상되었다. 반면에, 내부 혼합에서는 극심한 연소 불안정으로 인해 압력 섭동이 발생하였으며, 연소실 온도가 앞선 경우보다 약 200 K 가량 낮게 측정되었다. 이러한 연소 불안정의 영향은 특성속도와 비추력에서도 관찰되므로, 내부 혼합에서의 연소성능은 매우 저조한 것으로 확인된다. 따라서, 연소성능은 수류시험의 분무특성과 일치하며, 팁 혼합에서의 분무특성 및 연소성능이 가장 우수한 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2085070)의 지원과 2023년도 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원(20026368)을 받아 수행된 연구결과임.

#### References

1. Long, M. R., Anderson, W. E. and Humble, R. W., "Bi-centrifugal Swirl Injector Development for Hydrogen Peroxide and Non-toxic Hypergolic Miscible Fuels," 38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
2. Soller, S., Wagner, R., Kau, H.-P., Martin, P. and Mäding, C., "Combustion Stability Characteristics of Coax-swirl-injectors for Oxygen/Kerosene," 43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE / ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
3. Schlieben, G., Kirchberger, C., Hupfer, A., Kau, H.-P., Soller, S. and Mäding, C., "Dynamic Characterization of Double Swirl Injectors for GOX/Kerosene," 47<sup>th</sup> AIAA/

- ASME/SAE/ASEE *Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011.
4. Rubinsky, V. R., "Combustion Instability in the RD-0110 Engine," *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, edited by W. E. Anderson and V. Yang, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, pp. 89-112, 1995.
  5. Dranovsky, M. L., "Injector Head for RD-170 Engine Combustion Chamber," *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia*, edited by V. Yang, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washinton, DC, pp. 253-281, 2007.
  6. Kalitan, D. M., Salgues, D., Mouis, A. G., Lee, S. Y., Pal, S. and Santoro, R. J., "Experimental Liquid Rocket Swirl Coaxial Injector Study Using Non-intrusive Optical Techniques," *41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005.
  7. Huo, H., Wang, X. and Yang, V., "Several Fundamental Issues in Large Eddy Simulation of Supercritical Mixing and Combustion," *52<sup>nd</sup> Aerospace Sciences Meeting*, 2014.
  8. Carlanescu, R., Prisecaru, T., Prisecaru, M. and Soriga, L., "Swirl Injector for Premixed Combustion of Hydrogen-methane Mixtures," *Energy Resources Technology*, Vol. 140, No. 7, pp. 1-9, 2018.
  9. Rivas, J. R., Pimenta, A. P., Salcedo, S. G., Rivas, G. A. and Suazo, M. C., "Study of Internal Flow of a Bipropellant Swirl Injector of a Rocket Engine," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 40, No. 6, 2018.
  10. Martinez-Sanchis, D., Sternin, A., Jocher, A. and Haidn, O., "Analysis of Turbulent Mixing in a Methane-oxygen Recessed Injector for Space Propulsion," *Physics of Fluids*, Vol. 35, No. 7, 2023.
  11. Gill, G. S. and Nurick, W. H., "Liquid Rocket Engine Injectors," NASA SP-8089, 1976.
  12. Fu, Q.-F., Yang, L.-J., Zhang, W. and Cui, K.-D., "Spray Characteristics of an Open-end Swirl Injector," *Atomization and Sprays*, Vol. 22, No. 5, pp. 431-445, 2012.
  13. Wang, X., Wang, Y. and Yang, V., "Geometric Effects on Liquid Oxygen/ Kerosene Bi-Swirl Injector Flow Dynamics at Supercritical Conditions," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 10, pp. 1-9, 2017.
  14. Kang, Y. H., Ahn, H. J., and Kim, J. S., "A Comparative Analysis for the Performance of 200 N-class Gaseous Methane-Liquid Oxygen Small Rocket Engine According to the Characteristic Length Variation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 6, pp. 85-92, 2020.
  15. Bayvel, L. and Orzechowski, Z., *Liquid Atomization*, 1st ed., Taylor & Francis Inc., Oxfordshire, U.K., pp. 189-194, 1993.
  16. Ahn, H. J., Kang, Y. H. and Kim, J. S., "Spray Characteristics According to the Variation of Design Parameters and Gas-liquid Momentum-flux Ratio in a Swirl-coaxial Injector Applied to Small Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 27, No. 1, pp. 27-36, 2023.
  17. De Corso, S. M. and Kemeny, G. A., "Effect of Ambient and Fuel Pressure on Nozzle Spray Angle," *Fluids Engineering*, Vol. 79, No. 3, pp. 607-614, 1957.