다양한 운용 조건에서 설계 형상 변수에 따른 전단/와류동축 분사기의 연소특성

Combustion Characteristics of Shear/Swirl Coaxial Injectors with Various Design Geometric Parameters Under Wide Operating Conditions

초록

본 연구는 우주 발사체의 재사용과 다중 페이로드 운송을 위한 추력 조절 기술의 중요성에 다양한 운용 조건에서 따라 동축형 분사기의 형상 변수가 연소특성에 미치는 영향을 분석하였다. 주요 변수로 산화제의 와류 분사 유무, 리세스 길이, 내부 분사기 테이퍼 유무를 설정하고 다양한 연소실 압력과 혼합비 조건에서 특성속도 효율, 열유속, 연소 안정성을 파악하였다. 다양한 운용 조건에서 특성속도 효율이 유지되며, 와류동축 분사기의 효율이 우수하였다. 리세스 길이가 길수록 추진제의 미립화 및 혼합 성능이 향상되어 특성속도 효율이 증가하였으며, 테이퍼의 존재로 운동량 비가 커져 효율이 향상되는 것을 보였다. 연소실 압력에 비례하여 열유속이 증가하였으며, 리세스 길이가 5 mm로 증가하면 열유속이 크게 증가하고 테이퍼의 존재도 유의미한 영향을 보였다. 테이퍼가 없는 와류동축 분사기에서 저주파 연소불안정 및 섭동이 발생하였다. 따라서 테이퍼가 존재하며 리세스를 갖는 전단동축 및 와류동축 분사기가 최적화 설계 방향으로 판단된다.

Key Words : Combustion Characteristics(연소특성), Design Geometric Parameter(설계 형상 변수), Methane Rocket Engine(메탄로켓엔진), Shear and Swirl Coaxial Injector(전단 및 와류동축 분사기), Wide Operating Condition(다양한 운용 조건)

서 론

과거 미국과 소련의 경쟁 속에서 국가 중심으로 발전하던 우주 발사체는 현재 SpaceX 등의 대형 민간기업을 중심으로 개발 및 발전을 지속하고 있다. 특히 미국의 스페이스 셔틀이 퇴역한 후에 SpaceX의 Falcon 9, Falcon Heavy 등의 재사용 발사체가 등장하면서 현재 우주발사체의 트렌드는 발사체를 회수하여 재사용하는 것이다. 사용 중 혹은 개발 중인 대표적 재사용 우주발사체로는 Falcon 9, Falcon Heavy, Starship, New Shepard, New Glenn, Electron, Vulcan Centaur, Blue Whale 1 등이 있으며, 이중 Starship, New Glenn, Vulcan Centaur, Blue Whale 1등은 액체산소/메탄 조합의 추진제를 사용한다[1-7]. 액체로켓엔진의 추진제로서 메탄은 낮은 비용, 기존 탄화수소 연료 대비 높은 비추력, 적은 탄소 침식, 환경 보호 등의 장점이 많은 연료이다[8,9].

메탄을 연료로 사용하고 팽창식 사이클이 적용된 액체로켓엔진의 경우 메탄은 재생냉각채널을 통과하며 초임계 상태로 터빈을 구동하며, 이후 매니폴드로 공급되어 기체 상태로 연소실에 분사되어 분사기 출구에서는 액체산화제/기체연료의 추진제 조합으로 분사된다. 액체/기체 추진제 조합에는 주로 동축형 분사기가 과거부터 사용되어 왔다[10,11]. 동축형 분사기는 내부 분사기와 외부 분사기로 나뉘며, 내부 분사기와 외부 분사기는 동일한 축을 이루고 있다. 또한, 동축형 분사기는 추진제의 분무 방식에 따라 전단동축 분사기와 와류동축 분사기로 나뉜다. 전단동축 분사기는 액체 추진제가 회전하지 않으며 축 방향으로 제트 분사되어 액주 형태를 보이며, 와류동축 분사기는 접선 홀을 통해 공급된 액체 추진제가 분사기의 내벽을 따라 회전하면서 분사되며, 이때 분사기 중심에 기체 코어가 형성돼 액체 추진제는 환형의 액막 형태로 분사된다. 전단동축 분사기는 분사되는 액체 추진제와 기체 추진제 사이의 속도 및 밀도 차이로 인하여 발생하는 전단력에 의해 액체 추진제의 표면이

불안정해지며, 교란이 발생하여 액적으로 분해된다[12]. 와류동축 분사기는 분사되는 액체 추진제가 얇은 액막으로 분사되어 이후 주변 대기와의 상호작용으로 액사, 액적의 단계를 거쳐 미립화된다. 와류동축 분사기의 자세한 미립화 과정은 추진제 사이의 모멘텀 차이에 따른 간섭이 일어나고, 파동의 형태로 변화한 후 마루와 골에서 분열이 일어나 액사를 형상한다. 이후 액사는 액체 자체의 표면장력 등에 의해 액적으로 분열된다[13,14]. 분무 성능이 높을수록 액적의 표면적 대 질량 비율이 커져 증발, 혼합 및 연소 성능이 향상되며, 분사기의 리세스 길이, 테이퍼 각도, 추진제의 와류 유무는 추진제의 분무 및 혼합 특성에 상당한 영향을 미치게 된다. 이와 관련하여 최근 많은 연구가 이루어졌다.

Tripathi 등[15]은 실험을 통해 전단동축 분사기에서 액체 산화제 분사기의 리세스가 화염 구조와 연소에 미치는 영향을 연구하였다. 리세스는 액체 산소 제트의 미립화를 가속화시키며, 화염 구조가 확산되는 결과를 보였다. Yang 등[16]은 전단동축 분사기의 산화제 분사기와 연료 분사기의 출구 직경을 변경하여 웨버 수 및 모멘텀 플럭스 비에 따른 실험을 통해 분무 및 연소특성을 확인하였다. 증가된 모멘텀 플럭스 비로 인해 core length가 짧아지게 하고, 웨버 수의 증가는 2차 분열에 의한 액적 수를 증가시키며, 액적 수 분포의 결과와 동일하게 화염 각도가 커지는 경향을 보였다. Ping 등[17]은 다양한 형상을 갖는 다섯 가지의 전단동축 분사기에 대하여 실험을 통해 연소성능과 열유속을 관찰하였다. 산화제 분사기의 팽창 각도와 연료 분사기의 충돌 각도는 연소효율에 대해 미미한 효과를 보였으며, 열부하는 증가한 것으로 확인하였다. Liu 등[18]은 시뮬레이션을 통해 분사기와 벽면 사이의 거리, 분사기의 크기, 산화제 포스트 벽 두께, 그리고 리세스 길이를 변수로 화염 구조, 연소기 내 온도 분포, 그리고 열유속을 관찰하였다. 분사기와 연소기 벽 사이의 거리는 와류 시스템을 변경시켜 열부하에 영향을 미친다. 리세스 길이가 내부 분사기의 출구 직경과 같거나 긴 경우에는 2중 와류 구조에 의해 화염 확산이 억제되고, 벽면 열 부하가 감소하며, 특히 리세스 길이가 특정 값에 도달하면 연소실 내의 압력 강하 및 열 부하가 현저히 감소하는 것을 보였다. Kang 등[19]은 전단동축 분사기의 리세스 길이에 따른 연소특성을 실험적으로 연구하였다. 다양한 연소실 압력과 혼합비 조건에서 연소효율이 일정하게 유지되며, 리세스 길이의 증가가 연소효율과 열유속이 증가하는 결과를 확인하였다. Keller 등[20]은 전단동축 분사기의 리세스 길이에 따른 혼합 길이와 화염 확산을 실험적으로 조사하였다. 리세스 길이가 길어질수록 혼합이 효과적으로 이루어져 혼합 길이가 짧아졌으며, 화염 확산 각도는 리세스 길이가 없는 분사기에 비해 1.8배 커지는 것을 보였다.

Kim 등[21]은 이중와류 동축 분사기에서 리세스 길이가 연소특성에 미치는 영향을 실험적으로 확인하였다. 리세스 길이의 증가로 인해 분시기 내부에서 추진제의 혼합이 이루어져 연소효율이 증가하였으며, 내부 혼합이 연소실 내에서 더 집중적인 열방출을 유발하기 때문에 외부 혼합에 비해 내부 혼합에서 진동이 강하게 나타났다. Seo 등[22]도 리세스 길이가 증가함에 따라 분사기 내부에서 혼합이 강화되어 연소효율이 향상되었으며, 마찬가지로 내부 혼합은 연소실 내에서 에너지 방출을 유도하여 더욱 큰 압력 진동을 보였다. Ahn 등[23]은 냉각채널이 있는 단일분사기급 연소기를에 대한 연소시험을 수행하여 이중와류 동축 분사기에서 리세스 길이가 열유속에 미치는 영향에 대해 조사하였다. 리세스 길이가 길수록 열유속은 증가하는 경향을 보였으며, 리세스 길이가 가장 긴 분사기의 경우에는 연소 영역이 연소실 벽면과 가까워 가장 높은 열유속이 측정되었다. 리세스 길이가 길수록 연소효율이 증가하지만 동시에 열부하도 증가하기에 열 관리의 중요성을 확인하였다. Bai 등[24]은 실험을 통해 자기 맥동 현상과 연소불안정의 연관성에 대해 연구하였다. 리세스가 존재할 때 분무와 화염에서 자기 맥동 현상을 보였으며, 이때, 분무 및 화염에서 측정한 주파수와 연료 매니폴드에서 측정된 주파수가 일치하며, 연소실의 1차 종방향 모드의 주파수와 일치할 때 연소실도 동일한 주파수로 진동하는 것을 확인하였다. Liu 등[25]도 이중와류 분사기에 대해 리세스 길이가 연소효율과 열유속에 미치는 영향을 확인하였다. 리세스 길이가 증가하면 혼합효율이 향상되어 연소효율이 증가하지만, 지나치게 긴 경우에는 연소 영역이 분사기 헤드부와 가깝게 형성되어 분사기 헤드에 손상을 줄 수 있다는 것을 확인하였다. Cao 등[26]은 실험을 통해 다양한 리세스 비율(연료 분사기 출구 직경 대비 리세스 길이)을 갖는 와류동축 분사기에 대해 화염 구조, 연소효율, 연소 안정성을 조사하였다. 리세스 비율이 증가할수록 화염 구조는 원뿔 모양으로 안정적이고 연소효율이 증가하지만, 비율이 더욱 증가하면 화염이 진동하며 연소효율이 감소하며, 특히 임계 리세스 비율에서 연소효율이 가장 낮고, 자기 맥동이 고주파 불안정을 유발하였다. Lee 등[27]도 와류동축 분사기에서 리세스 비율이 분무특성과 연소특성에 미치는 영향을 실험을 통해 확인하였다. 리세스 비율이 증가하면 추진제의 내부혼합으로 인해 분무 각도와 액적 크기가 감소하는 경향을 보였으며, 질량 분포가 중심축에 가깝게 형성되는 것을 확인하였다. 이러한 결과는 연소효율을 향상시켰으며,

열유속도 증가하는 것을 보였다.

Strakey 등[28]은 실험을 통해 와류동축 분사기와 전단동축 분사기의 분무 특성을 확인하였다. 높은 모멘텀 플럭스 비에서는 내부 분사기에서 분사되는 액체가 반경 방향의 모멘텀을 잃어 와류동축 분사기와 전단동축 분사기의 분무 형상이 유사한 것을 확인하였으며, 와류동축 분사기의 액적 크기가 더 작게 분포하는 것을 확인하였다. Xu 등[29,30]은 CFD를 통해 와류동축 분사기와 전단동축 분사기의 연소특성을 조사하였다. 총 추진제 질량과 분사 속도가 일정한 경우에 와류동축 분사기를 사용할 때 화염 길이가 전단동축 분사기보다 약 69% 줄어들지만, 모든 연소는 노즐목 전에 완전히 이루어져 연소효율의 차이는 없는 것을 확인하였으며, 와류동축 분사기를 사용하는 경우에는 faceplate 근처의 열유속이 크게 증가하는 것을 보여 연소기 설계 시 연소실의 크기와 냉각 시스템 설계가 중요함을 보였다.

최근의 우주 임무를 수행하기 위해 상단용 발사체에 하나의 페이로드를 싣는 것이 아닌 다중의 페이로드를 적재하여 목표 궤도에 투입하게 된다. 이러한 앞서 말한 재사용 발사체와 다중의 페이로드를 궤도에 투입하기 위해서는 발사체 엔진의 추력 조절[31] 및 재점화[32] 등의 기술이 요구된다. 이전 연구사례 대부분은 좁은 운용 조건에서 연구가 수행되었으며, 전단동축 분사기와 와류동축 분사기를 비교한 논문과 테이퍼의 유무에 따른 연소특성을 파악한 논문이 흔치 않다.

따라서 본 연구의 목적은 다양한 연소실 압력 및 혼합비, 즉 다양한 운용 조건에서 리세스 길이, 내부 분사기의 테이퍼 유무, 산화제의 와류 유무가 연소 특성에 미치는 것을 연소시험을 통해 평가하는 것이다. 위의 세 가지 분사기 형상 매개변수에 따라 총 12종의 분사기를 설계 및 제작하였으며, 분사기를 쉽게 교체할 수 있는 단일분사기급 메탄엔진 연소기를 설계하고 제작하였다. 본 연구에서는 연속적으로 유량을 제어하는 연소시험을 수행하였으며, 시험 결과를 분석하여 다양한 연소실 압력과 혼합비 조건에서 분사기의 형상 변수가 연소 특성속도 효율, 열유속, 그리고 연소 안정성에 미치는 영향을 효율적으로 연구하였다.

단일분사기급 연소기 및 연소시험 방법

2.1 단일분사기급 연소기

다양한 운용조건과 설계 변수를 갖는 동축형 분사기에 대한 연소특성을 확인하기 위해 제작된 단일분사기급 연소기는 expander closed cycle이 적용되었으며, 추력 3톤, 비추력 360초, 연소실 압력 45 bar, 산화제-연료 비율(OFR) 3.4, 노즐 팽창비 178.5, 그리고 60개의 분사기를 갖도록 개념 설계된 메탄엔진을 모델로 한다. Fig. 1은 단일분사기급 연소기의 개략도를 나타낸다. 단일분사기급 연소기는 헤드부, 연소실 실린더부, 노즐부로 구성되며, 각각은 볼트와 너트로 결합되며, 구리 가스켓을 이용하여 기밀을 유지하였다.

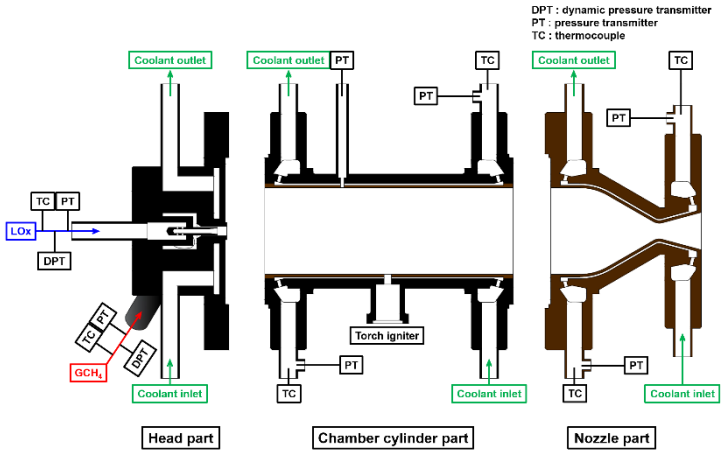


Fig. 1. Schematic of uni-element thrust chamber

팽창식 사이클이 적용된 엔진은 연료의 열에너지를 사용하여 터빈을 구동시킨다. 일반적으로 액체수소와 액체메탄과 같은 극저온 연료를 사용하며, 연소기의 재생냉각채널을 흐르며 고온의 연소가스로부터 연소실을 보호 및 냉각시키고 이러한 과정에서 연료의 온도는 상승하여 초임계상태로 터빈을 구동하고 연소기 헤드로 공급되게 된다. 따라서 분사기에서는 액체산화제/기체연료의 추진제 조합을 이루게 된다. 이러한 추진제 조합에서 연소 성능과 안정성이 입증되어 과거부터 많이 사용되어 온 동축형 분사기를 채택하였다[10,11]. 본 연구에서는 다음의 분사기 설계 변수에 대해 연구하였다. 첫 번째는 산화제 분사기 출구와 연료 분사기 출구 사이의 거리를 나타내는 리세스 길이, 두 번째는 내부 산화제 분사기의 테이퍼 유무, 세 번째로 산화제의 제트 분사 및 와류 분사이다. 설계 및 제작된 분사기들의 설계 형상 변수와 치수를 Table 1에 정리하였으며, 본 연구에 사용된 전단동축 및 와류동축 분사기의 개략도를 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 내부 분사기에서 액체산소가, 외부 분사기에서 기체메탄이 분사된다. 테이퍼 각도는 0°와 사전 연구[33]에서 유동 박리가 발생하지 않으며 성능이 확인된 15°를 갖도록 설계하였으며, 리세스 길이는 0, 2.5, 5.0 mm로 설정하였다. 산화제 분사만 제트 분사와 와류 분사로 구분하였으며, 기체 연료의 경우에는 산화제 분사기 주변의 환형 공간에서 제트 분사된다. 테이퍼의 유무에 따라 산화제 분사기의 출구 직경은 3.4 mm와 2.4 mm로 다르다. 또한, 전단동축 분사기의 산화제 유입 홀 직경이 1.2 mm이며, 와류동축 분사기의 산화제 유입 탄젠셜 홀 직경은 1.3 mm이다. 산화제 분사기의 중심으로 부터 산화제 유입 탄젠셜 홀 중심까지의 수직 거리(R)는 0.5 mm이다.

Table 1. Geometric parameters and dimensions of injectors

Parameter	Unit	Injector No											
		SH						SW					
		#A	#B	#C	#D	#E	#F	#A	#B	#C	#D	#E	#F
D_F	mm	5.0											
D_O	mm	3.4			2.4			3.4			2.4		
d_F	mm	4.0											
d_O	mm	2.4											
d_h	mm	1.2						1.3					
L_R	mm	0.0	2.5	5.0	0.0	2.5	5.0	0.0	2.5	5.0	0.0	2.5	5.0
n_h	-	4											
R	mm							0.5					
2α	°	15			0			15			0		
Oxidizer injection type	-	Shear						Swirl					

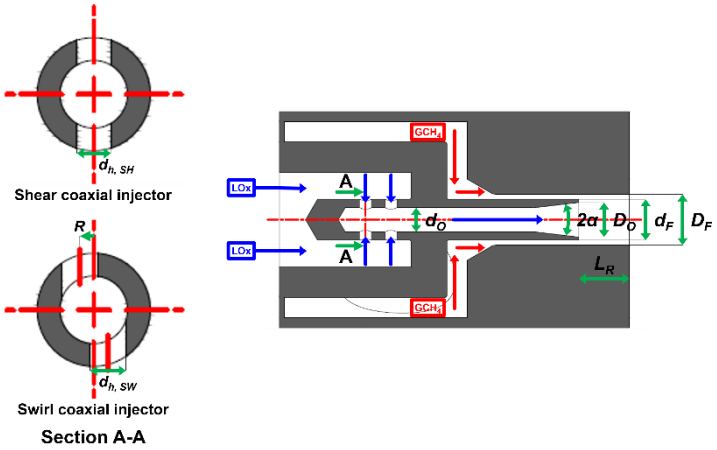


Fig. 2. Cross-section of shear coaxial injector

단일분사기급 연소기의 연소실 실린더부와 노즐부는 재생냉각 연소실을 모사하여 냉각채널을 갖도록 설계 및 제작되었다. 실린더부는 외피에 UNS 31803, 내피에 구리합금을 사용하여 높이 1.00 mm, 폭 1.28 mm인 60개의 직선형 냉각채널을 갖도록 기계가공되었다. 주 추진제 점화를 위한 토치 점화기 설치를 위한 포트, 냉각수의 입구 및 출구 포트, 냉각채널 입구 및 출구에서의 온도 및 압력 측정 포트, 연소실 압력 측정 포트가 가공되어 있다. 노즐부는 CuCrZr 파우더를 사용하여 적층제조되었다. 노즐부 냉각채널의 높이는 1.50 mm, rib의 두께는 1.05 mm로 고정하였으며, 적층제조를 통해 직선형 냉각채널 수가 38개에서 19개로 줄어들도록 하여 노즐목에서의 채널 폭은 1.00 mm가 되도록 설계 및 제작하였다. 노즐부에도 냉각수 입구 및 출구 포트, 냉각채널 입구 및 출구에서의 온도 및 압력을 측정하기 위한 포트들이 가공되어 있다.

연소기 헤드의 faceplate로부터 노즐목까지의 길이는 188.50 mm, 연소실 직경은 45.75 mm이다. 설계 노즐목 직경은 8.36 mm이며, 지상 연소시험을 위해 노즐 출구 직경은 21.10 mm(노즐 팽창비 6.37)를 갖도록 하였다. 냉각수 공급 방식은 두 가지 방식으로 나뉜다. 첫 번째는 노즐부의 후단으로 공급된 냉각수가 노즐부의 냉각채널을 통과한 뒤 전단으로 배출되어 다시 실린더부의 후단으로 공급되어 실린더부를 냉각시키고 실린더부의 전단으로 배출되는 방식이다. 두 번째는 냉각수가 실린더부와 노즐부에 독립적으로 공급되는 방식이다. 노즐부 하단에서 공급된 냉각수는 노즐부 냉각채널을 지난 후 상단의 출구를 통해 대기 중으로 배출되고, 독립적으로 실린더부 하단으로 공급된 냉각수는 실린더부 냉각채널을 통과한 후 상단으로 배출되었다. SH#A-E와 SW#A의 연소시험은 첫 번째 방식으로 진행되었으며 냉각수 온도가 너무 높게 올라 SW#B-F의 연소시험은 두 번째 방식으로 수행되었다. Fig. 3은 본 연구에 사용된 단일분사기급 연소기 구성품들의 사진이다.

Fig. 3. Photographs of uni-element thrust chamber components

2.2 연소시험 방법

1 kN급 연소시험장에서 단일분사기급 연소기의 연소시험이 수행되었다. LOx run tank에 저장된 액체산소는 고압 기체질소, 압력 레귤레이터, 수동 밸브, 솔레노이드 밸브, 자동 공압 밸브, 유량제어 밸브(FCV)에 의해 공급되며, 기체메탄 봄베에 저장된 기체메탄은 압력 레귤레이터에 의해 감압되어 수동 밸브, 솔레노이드 밸브, 공압 밸브, 유량제어 밸브에 의해 연소기 헤드로 공급된다. 유량제어 밸브를 통해 추진제 유량을 조절하여 연소실 압력과 혼합비를 변경시킨다. 주 추진제의 점화를 위해 토치 점화기가 사용되었으며, 주 추진제와는 독립적으로 기체산소와 기체메탄을 추진제로 사용하여 스파크 플러그에 의해 점화된다. Lab VIEW 프로그램에 사전에 설정된 시퀀스에 따라, 연소시험은 솔레노이드 밸브와 스파크 플러그에 전원이 인가되어 자동 공압 밸브와 유량제어 밸브가 작동되며 수행된다.

연소시험에서의 온도, 정압, 동압, 유량 데이터는 NI-PXI data acquisition system에 의해 수집된다. 주 산화제 라인에는 코리올리 질량 유량계(Micro Motion CMF025M, uncertainty: ±0.10%)와 벤츄리 유량계(Kometer GSAV-4000-S, uncertainty: ±1.00%)가 직렬로 설치되었으며, 주 연료 라인에는 브롱호스트 질량 유량계(Bronkhorst M55, uncertainty: ±0.50%)와 벤츄리 유량계(Kometer GSAV-4000-S, uncertainty: ±1.00%)가 마찬가지로 직렬로 배치되었다. 냉각수의 유량 측정에는 터빈 유량계(Kometer NK-250, uncertainty: ±0.50%) 2개가 병렬로 사용되었다. K-type 열전대(Sentech SEN-320-S, uncertainty: ±1.50 K), T-type 열전대(Sentech SEN-320-S, uncertainty: ±1.00 K), 그리고 압력 트랜스미터(Sensys PSH series, uncertainty: ±0.15%)를 연소기 헤드의 매니폴드 및 냉각채널의 입구 및 출구에 설치하여 추진제와 냉각수의 온도 및 압력을 측정하였다. 또한 동압센서(PCB Piezotronics 102A14/102B, uncertainty: ±1.00%)를 각 추진제의 매니폴드에 설치하여 압력 섭동을 계측하였다. 온도, 압력, 유량 데이터는 100 Hz의 샘플링 속도로 저장되었으며, 동압 데이터는 10,000 Hz의 샘플링 속도로 기록되었다. 측정된 동압 데이터는 불필요한 노이즈를 제거하기 위해 30 ~ 4,999 Hz의 구간에서 band-pass 필터링 되었다. 연소시험설비에 대한 자세한 설명은 참고문헌[19,34-36]에서 확인할 수 있다.

연소기 개발에서는 design point를 기준으로 +/-20% 범위 내에서 혼합비를 설정하여 광범위한 운용 시나리오에 대해 연구하는 것이 일반적인 접근 방식이다. 연소실 압력 범위의 선택은 RL10(5.9%까지 조절), RD-0120(25%까지 조절), RD-180(40%까지 조절)[31], LE-5B(30%까지 조절)[37], Vinci(15%까지 조절)[38]와 같은 상위 엔진의 사양을 고려하여 설정하였으며, 이를 통해 연구가 실제 시나리오에 적용 가능함을 보장했다. 연소시험은 다양한 연소실 압력 조건과 혼합비 조건에서 수행되었으며, 목표 연소시험 조건은 Fig. 4에 나타내었다. 각 분사기에 대한 첫 번째 연소시험은 고정된 혼합비에서 설계 연소실 압력을 기준으로 20%씩 감소시켜 9 bar까지 감소시켰다. 하지만 연소실 압력 9 bar에서의 연소시험은 모든 분사기에서 액체산소가 공급되지 않아 제외하고 18 bar까지의 연소시험만 데이터를 분석하였다. 두 번째 연소시험은 설계 연소실 압력보다 50% 낮은 고정된 연소실 압력에서 혼합비를 설계점 기준으로 0.34씩 증감시켜 +/- 20% 범위에서 수행되었다. 또한, 연소실 압력을 변경시킨 연소시험을 pressure-control hot-firing test(PT)라 하며, 혼합비를 변경시킨 연소시험을 mixture ratio-control hot-firing test(MT)라고 한다.

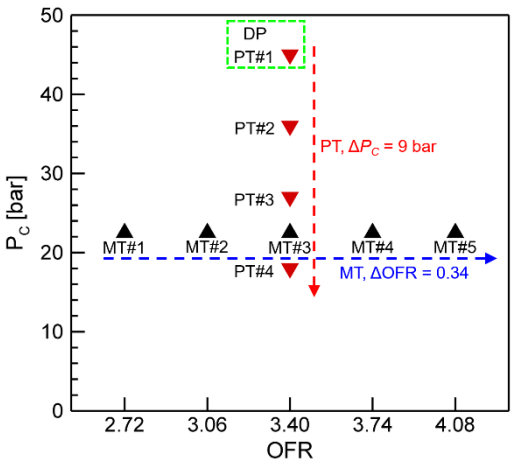


Fig. 4. Target condition of hot-firing tests

연소시험 결과

3.1 연소시험

SW#E-PT 연소시험에서 각 연소실 압력마다 연소시험 장면을 캡쳐하여 Fig. 5에 순서대로 정리하였다. 연소실 압력이 감소하면서 점차 배기플룸의 길이가 짧아지는 것을 확인할 수 있으며, SW#E-PT-1, 2, 3, 및, 4에서 노즐 출구 압력은 각각 1.10, 0.90, 0.69, 및 0.43 bar로 계산된다. 따라서 under-expanded flow인 PT-1에서는 노즐 출구에서 expansion fan이 생성된 후 oblique shock waves 뒤에 mach disk가 나타난다. 또한, over-expanded flows인 PT-3과 PT-4에서는 노즐 출구에서 oblique shock waves가 형성되고 노즐 근처에서 mach disk가 관찰된다.

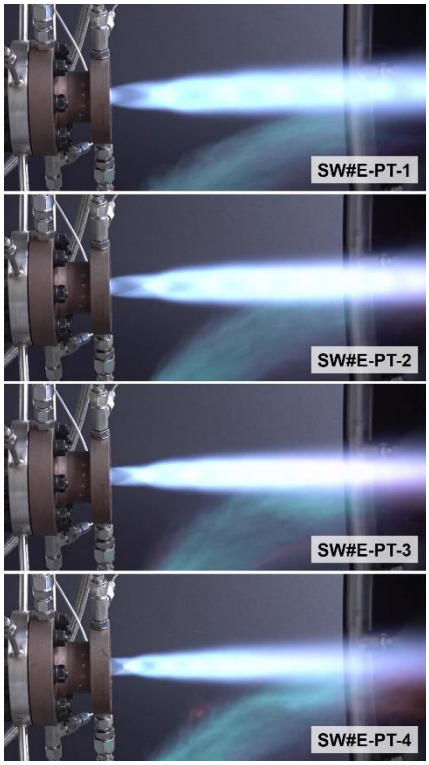


Fig. 5. Snapshot of SW#E-PT-1-4

Fig. 6은 연소시험의 결과로 연소실 압력, 추진제 질량 유량, 유량조절 밸브 스트로크 값을 표현하였다. Fig. 6(a)는 SW#E-PT 연소시험 결과이다. 종단 밸브 후단의 배관과 연소기 헤드 및 연소실 내부에 존재할 수 있는 이물질과 잔류 추진제를 제거하기 위해 0~4초 동안 기체질소를 이용하여 퍼지를 실시하였다. 이후 4초에 토치 점화기가 작동하기 시작하며, 약 7초에 액체산소와 기체메탄이 공급되어 주점화가 이루어져 연소실 압력이 빠르게 상승하는 것을 확인할 수 있다. 약 5초 동안 주 추진제의 점화를 위해 토치 점화기의 화염이 연소실 내부 존재하게 되며, 9초에 토치 점화기의 연소는 중단된다. 마지막으로 약 87초에 종단 밸브가 닫히면서 추진제 공급이 중단돼 연소가 완료된다. 검은색 수직 점선은 유량조절 밸브의 스트로크가 변화하는 시점을 나타낸다. 연소실 압력을 감소시키기 위해 추진제 유량조절 밸브의 스트로크를 점차 감소시켰다. 따라서 추진제 질량 유량이 감소하고 연소실 압력도 감소하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6(b)는 SW#D-MT 연소시험 결과를 나타낸다. 일정한 연소실 압력에서 추진제 혼합 비율을 증가시키기 위해 산화제와 연료 유량조절 밸브의 스트로크를 각각 점진적으로 증가 및 감소시켰다. 각 연소시험 시 압력, 온도, 그리고 유량이 가장 안정화된 상태에서 측정하기 위해 정상상태라고 판단되는 유량조절 밸브의 스트로크가 변경되는 시점의 1초 전 0.2초

구간을 평균하였다.

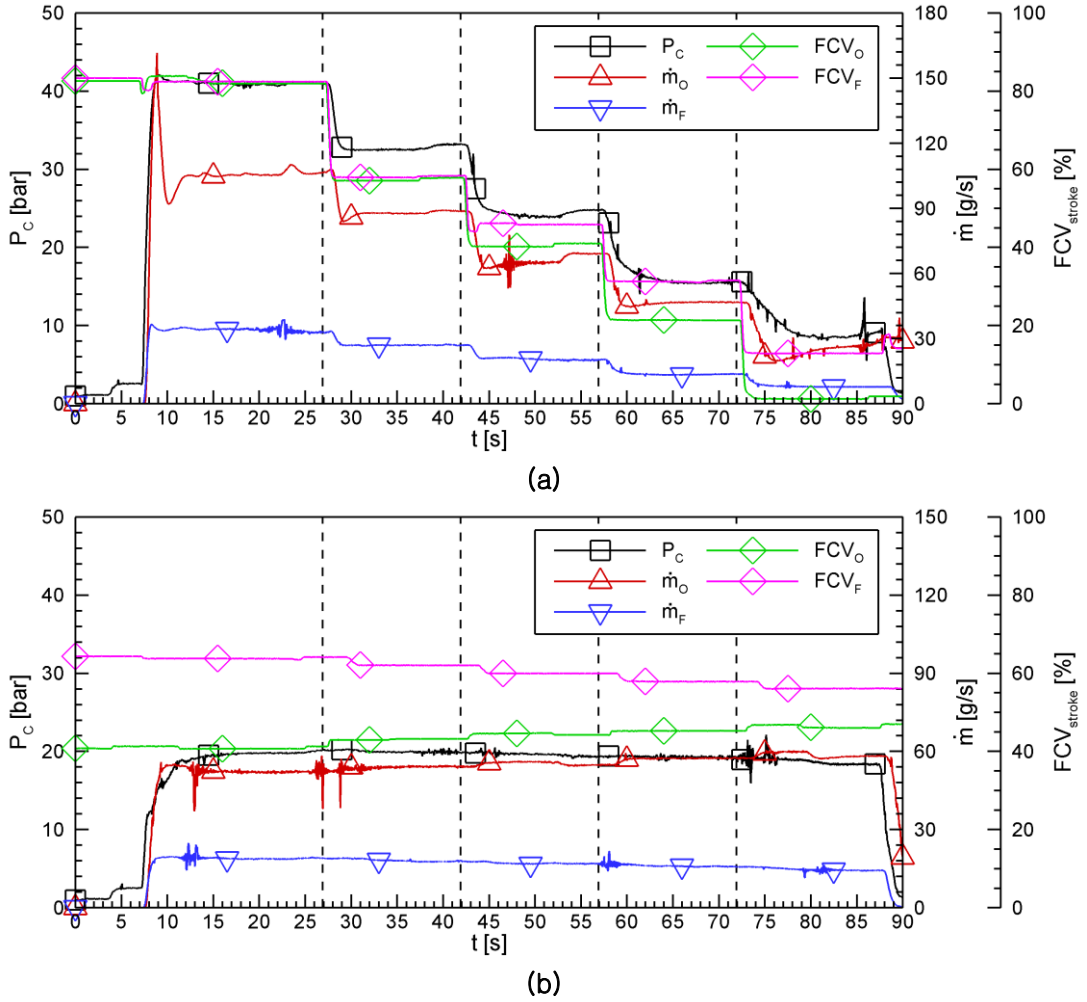
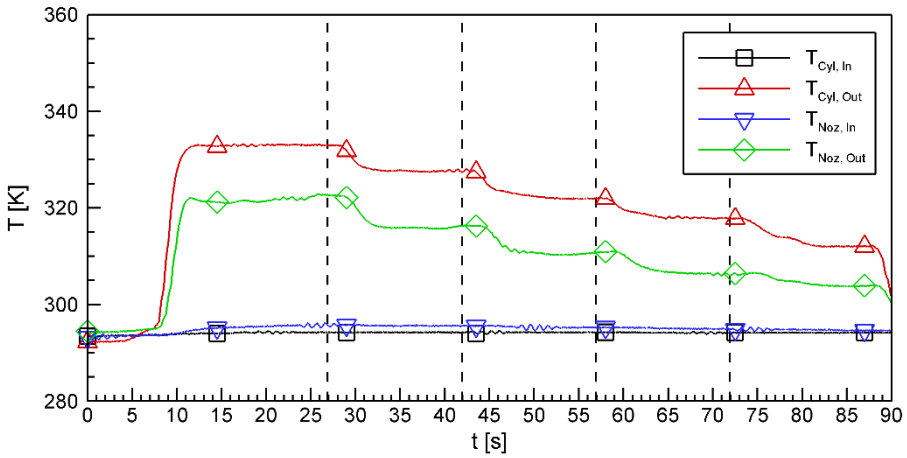
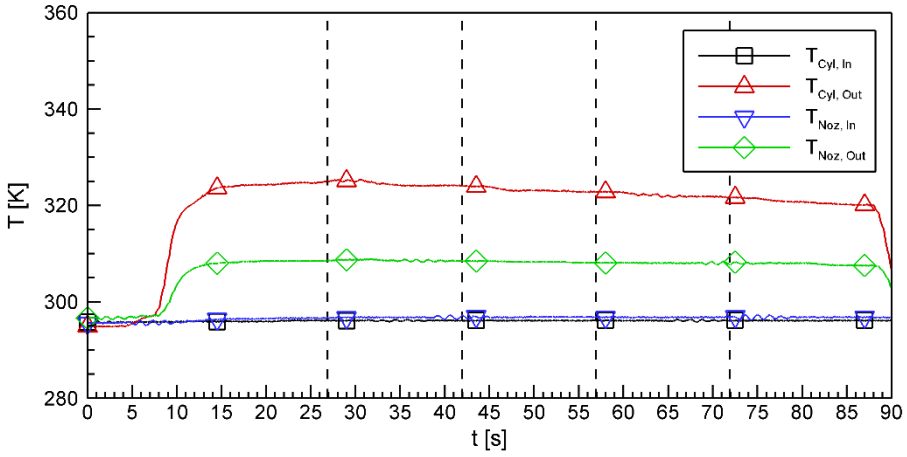


Fig. 6. Time histories of combustion chamber pressure, propellant mass flow rate, and FCV stroke: (a) SW#E-PT and (b) SW#D-MT

Fig. 7은 연소시험 시 연소실 실린더부와 노즐부를 통과하는 냉각수의 온도 변화를 보여준다. Fig. 7(a)와 (b)는 각각 SW#E-PT와 SW#D-MT 연소시험 결과로 앞서 언급된 두 가지 방식 중 두 번째 방식으로 연소기가 냉각되었다. 노즐부 후단에서 공급된 냉각수는 노즐부 냉각채널을 지나 전단으로 배출되며, 독립적으로 실린더부 후단으로 유입된 냉각수는 실린더부 냉각채널을 지나 전단으로 이동하여 배출된 후에 다시 헤드부를 냉각하고 대기 중으로 배출되었다. 따라서 노즐부 후단과 실린더부 후단의 냉각수 온도는 비슷하며, 노즐부 전단보다 실린더부 전단의 온도가 높은데 이는 노즐부보다 면적이 넓은 실린더부에서 더 많은 열을 흡수하여 냉각수의 온도가 더 상승하였기 때문이다. Fig. 7(a)의 PT 연소시험에서는 연소실 압력이 감소함에 따라 냉각수 온도가 많이 감소하지만, 변화 폭은 점차 작아졌다. Fig. 7(b)의 MT 연소시험에서는 혼합비가 증가하더라도 냉각수의 온도는 거의 변화가 없었다.



(a)



(b)

Fig. 7. Time histories of coolant temperature: (a) SW#E-PT and (b) SW#D-MT

Table 2와 3에 각각 전단동축 분사기와 와류동축 분사기에 대한 모든 연소시험 결과인 연소실 압력, 추진제 질량 유량, 혼합비, 분사기 차압, 추진제 온도를 정리하였다. Design point 조건에서 목표 연소실 압력은 45 bar이지만, 연소실 압력들이 목표 값에 비해 조금씩 낮게 계측되었다. 이는 실제 적층제조된 노즐목의 직경이 설계 직경인 8.36 mm보다 큰 8.42 mm로 조금 크게 제작되었으며, 단일분사기급 연소기의 낮은 추진제 혼합 특성상 연소특성속도 효율이 실물형 연소기의 설계 목표 값에 도달하지 못했기 때문이다. 마찬가지로 MT 연소시험에서도 design point 조건의 50%인 22.5 bar보다 낮은 연소실 압력을 보이며, 혼합비는 시험이 진행됨에 따라 점차 증가한다.

Table 2. Results of shear coaxial injector hot-firing tests

Test No.	P_C [bar]	$\dot{m}_O$ [g/s]	$\dot{m}_F$ [g/s]	OFR	ΔP_O [bar]	ΔP_F [bar]	T_O [K]	T_F [K]
SH#A-PT-1	39.54	125.97	29.32	4.30	13.06	4.81	155.72	301.93
SH#A-PT-2	30.13	88.33	25.53	3.46	6.80	4.70	153.52	299.71
SH#A-PT-3	21.28	62.96	18.44	3.41	5.62	3.66	153.24	297.83
SH#A-PT-4	14.78	41.89	12.60	3.33	6.57	2.33	149.21	296.67
SH#B-PT-1	38.44	103.49	29.80	3.47	10.77	6.23	155.92	302.02

SH#B-PT-2	31.27	83.14	25.98	3.20	7.33	5.50	155.30	299.85
SH#B-PT-3	24.59	66.27	19.89	3.33	5.62	4.14	154.88	298.05
SH#B-PT-4	16.98	43.29	13.20	3.28	6.19	2.85	152.10	297.14
SH#C-PT-1	38.85	99.86	27.85	3.59	12.98	7.43	160.01	306.65
SH#C-PT-2	32.72	81.14	25.52	3.18	9.17	6.48	157.75	304.73
SH#C-PT-3	25.75	64.22	19.94	3.22	7.47	5.07	157.58	302.66
SH#C-PT-4	17.17	43.57	12.44	3.50	8.56	3.52	153.73	301.58
SH#D-PT-1	38.21	107.35	32.15	3.34	10.76	6.19	155.82	291.69
SH#D-PT-2	31.53	86.22	27.00	3.19	7.15	5.53	153.23	289.48
SH#D-PT-3	24.33	67.36	20.77	3.24	4.70	4.21	152.13	286.62
SH#D-PT-4	16.23	45.60	13.40	3.40	5.34	2.62	148.89	284.85
SH#E-PT-1	37.94	104.59	32.42	3.23	11.17	5.69	156.34	294.96
SH#E-PT-2	30.87	85.08	27.81	3.06	7.59	4.96	153.94	292.55
SH#E-PT-3	22.66	66.69	20.67	3.23	5.27	3.82	153.00	290.26
SH#E-PT-4	15.83	44.27	12.87	3.44	5.78	2.17	149.21	289.15
SH#A-MT-1	17.98	45.11	18.90	2.39	11.35	4.65	156.06	302.52
SH#A-MT-2	18.77	49.75	17.92	2.78	10.37	3.88	156.06	302.03
SH#A-MT-3	20.14	58.50	16.95	3.45	8.71	3.02	155.80	301.73
SH#A-MT-4	21.55	70.04	15.80	4.43	7.12	2.65	155.51	301.52
SH#A-MT-5	22.06	79.38	14.73	5.39	6.34	2.34	152.83	301.25
SH#B-MT-1	20.70	52.88	17.07	3.10	8.19	4.45	156.10	303.15
SH#B-MT-2	21.42	57.18	16.20	3.53	6.90	3.87	155.80	302.69
SH#B-MT-3	21.73	64.13	15.68	4.09	5.57	3.20	154.53	302.26
SH#B-MT-4	21.87	67.32	15.28	4.41	4.98	3.02	152.78	301.82
SH#B-MT-5	21.97	68.16	14.58	4.67	4.73	2.97	150.90	301.48
SH#C-MT-1	18.64	45.46	18.46	2.46	11.09	5.71	156.10	305.69
SH#C-MT-2	18.87	48.57	17.09	2.84	10.64	5.37	155.97	305.08
SH#C-MT-3	19.75	51.92	16.16	3.21	9.39	4.88	155.79	304.67
SH#C-MT-4	20.72	54.88	15.49	3.54	8.02	4.29	155.66	304.28
SH#C-MT-5	21.33	58.42	14.29	4.09	6.92	3.88	155.34	304.03
SH#D-MT-1	20.20	53.00	18.28	2.90	8.35	3.98	154.38	290.98
SH#D-MT-2	20.51	59.88	17.44	3.43	7.01	3.83	153.85	290.72
SH#D-MT-3	20.68	68.49	17.05	4.02	5.49	3.42	152.26	290.55
SH#D-MT-4	21.76	68.49	16.47	4.16	4.35	2.89	149.29	290.17
SH#D-MT-5	21.61	69.37	15.58	4.45	4.27	2.72	146.62	289.68
SH#E-MT-1	20.94	53.87	18.13	2.97	8.07	3.63	155.33	296.32
SH#E-MT-2	20.86	63.84	16.96	3.76	6.96	2.91	154.74	295.77
SH#E-MT-3	20.49	69.99	16.34	4.28	6.06	2.67	153.28	295.34
SH#E-MT-4	21.22	72.57	15.65	4.64	5.02	2.37	149.99	294.98
SH#E-MT-5	21.23	72.31	14.85	4.87	4.90	2.25	147.98	294.65

Table 3. Results of swirl coaxial injector hot-firing tests

Test No.	P_C [bar]	$\dot{m}_O$ [g/s]	$\dot{m}_F$ [g/s]	OFR	ΔP_O [bar]	ΔP_F [bar]	T_O [K]	T_F [K]
SW#A-PT-1	38.90	106.98	31.64	3.38	8.58	6.11	161.45	304.19
SW#A-PT-2	31.13	84.08	26.09	3.22	6.38	5.15	159.59	301.51
SW#A-PT-3	23.40	62.58	20.65	3.03	6.71	4.49	156.74	298.73
SW#A-PT-4	15.50	39.57	12.61	3.14	7.14	2.55	151.51	297.74
SW#B-PT-1	39.12	107.08	27.59	3.88	8.69	6.13	124.64	294.08
SW#B-PT-2	32.88	88.13	25.30	3.48	6.15	5.29	120.38	292.41
SW#B-PT-3	24.79	67.78	19.17	3.54	4.06	3.99	120.46	290.77
SW#B-PT-4	16.70	46.29	13.05	3.55	2.24	2.54	121.59	289.20
SW#C-PT-1	40.37	98.26	29.91	3.29	10.81	8.76	122.76	282.88
SW#C-PT-2	34.14	81.88	25.43	3.22	8.00	7.27	120.57	281.04
SW#C-PT-3	27.09	66.19	21.28	3.11	5.41	5.31	120.06	278.79
SW#C-PT-4	17.94	45.23	13.40	3.37	3.24	3.42	121.70	276.74
SW#D-PT-1	39.66	109.97	34.32	3.20	9.27	6.02	120.13	288.83
SW#D-PT-2	31.92	88.62	27.99	3.17	6.23	4.73	117.91	286.48
SW#D-PT-3	23.12	65.94	19.37	3.40	3.50	3.01	117.65	284.19
SW#D-PT-4	15.67	46.54	12.91	3.61	1.80	2.06	119.14	283.07
SW#E-PT-1	41.00	105.95	32.69	3.24	9.76	6.10	117.96	281.28
SW#E-PT-2	33.13	88.83	27.14	3.27	7.00	4.89	115.51	279.47
SW#E-PT-3	24.77	69.02	20.11	3.43	4.45	3.56	115.18	277.16
SW#E-PT-4	15.46	46.72	13.64	3.42	2.76	3.21	115.69	275.47
SW#F-PT-1	39.32	94.98	31.49	3.02	12.79	9.71	125.22	283.90
SW#F-PT-2	33.55	81.15	25.95	3.13	9.57	7.56	119.80	282.23
SW#F-PT-3	26.31	64.71	20.76	3.12	6.36	5.71	119.05	279.77
SW#F-PT-4	17.57	44.88	13.74	3.27	4.09	4.10	121.30	277.93
SW#A-MT-1	19.61	47.87	17.49	2.74	9.60	3.58	156.12	302.89
SW#A-MT-2	19.73	53.21	16.75	3.18	8.89	3.26	155.97	302.28
SW#A-MT-3	20.24	60.29	15.89	3.79	7.66	3.14	155.49	301.85
SW#A-MT-4	20.72	66.94	15.04	4.45	5.83	2.68	154.60	301.53
SW#A-MT-5	21.40	70.28	14.43	4.87	4.59	2.44	153.13	301.25
SW#B-MT-1	20.21	50.43	18.69	2.70	2.26	4.01	125.10	295.27
SW#B-MT-2	20.01	51.33	17.67	2.91	2.53	3.86	123.03	294.75
SW#B-MT-3	20.11	53.77	17.00	3.16	2.62	3.59	121.09	295.25
SW#B-MT-4	20.69	59.02	15.94	3.70	3.03	3.34	119.37	294.12
SW#B-MT-5	21.46	64.36	15.54	4.14	3.38	3.02	117.14	293.95
SW#C-MT-1	19.87	46.54	18.96	2.45	3.72	5.02	125.35	282.56
SW#C-MT-2	19.98	47.81	17.76	2.69	3.64	4.29	122.79	282.54
SW#C-MT-3	21.12	54.30	16.27	3.34	4.02	4.24	121.47	282.72
SW#C-MT-4	21.61	59.74	15.30	3.91	4.42	4.33	119.12	282.65
SW#C-MT-5	21.52	59.73	14.24	4.19	4.28	3.87	117.46	282.73
SW#D-MT-1	20.04	52.38	19.23	2.72	2.27	3.73	123.38	290.63
SW#D-MT-2	19.97	54.27	17.71	3.06	2.23	3.18	120.99	289.98
SW#D-MT-3	19.32	54.73	16.92	3.23	2.45	3.01	118.82	289.43
SW#D-MT-4	19.10	57.42	15.74	3.65	2.61	2.69	116.48	289.09

SW#D-MT-5	18.37	58.24	14.25	4.09	2.50	2.36	114.80	288.74
SW#E-MT-1	19.78	51.11	20.76	2.46	3.34	4.31	126.17	282.75
SW#E-MT-2	19.53	52.35	17.51	2.99	3.64	3.98	122.01	282.43
SW#E-MT-3	20.18	56.33	15.63	3.60	3.63	3.42	120.31	282.37
SW#E-MT-4	20.11	57.92	14.67	3.95	3.80	3.14	117.90	282.48
SW#E-MT-5	20.71	65.00	13.59	4.78	4.01	2.66	114.73	282.29
SW#F-MT-1	20.75	50.85	17.75	2.86	4.64	5.06	119.16	282.53
SW#F-MT-2	21.40	54.51	16.91	3.22	5.18	5.04	117.37	282.29
SW#F-MT-3	21.49	56.72	15.40	3.68	5.40	4.85	115.96	282.10
SW#F-MT-4	22.19	61.21	15.13	4.04	5.78	4.75	113.82	281.96
SW#F-MT-5	22.32	67.27	14.02	4.80	6.11	4.53	114.48	282.19

PT 연소시험에서 산화제와 연료 유량이 감소함에 따라 산화제 분사 차압 및 연료 분사차압이 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 하지만 몇몇 MT 연소시험에서는 산화제 유량이 증가함에도 불구하고 산화제 분사 차압이 감소하는 경향을 보였다. 이는 시험 초기에는 낮은 산화제 유량 조건에서 산화제 매니폴드 내 산화제의 온도가 높으며, 이후 점차 산화제의 유량이 증가하면서 온도가 감소하여 액체산소의 밀도가 증가하여 분사차압이 낮아지는 것으로 판단된다.

3.2 연소특성

본 연구에서 다양한 연소실 압력 및 혼합비, 산화제의 와류 유무, 리세스 길이, 테이퍼 유무에 따라 비교한 연소특성은 연소 특성속도 효율, 열유속, 연소 안정성이다. 연소시험 조건 및 분사기의 형상변수에 따른 연소특성 결과는 3.2.1~3.2.4 절에서 확인할 수 있으며, 그 전에 연소특성의 의미와 계산 과정을 살펴본다.

로켓엔진의 성능은 최종적으로 비추력으로 판단되지만, 본 연구에서는 다양한 운용 조건 및 분사기의 설계 변수에 따른 연소성능을 비교하는 것이 주 목적으로 노즐 팽창비가 작은 노즐을 사용하였기 때문에 연소성능의 기준을 연소 특성속도 효율로 정하였다. 실제 특성속도(c^*_{exp})는 Eq. 1과 같이 연소시험 중 측정되어 평균된 연소실 압력, 총 추진제 질량 유량, 그리고 연소시험 후 측정된 노즐목 면적으로 계산되었으며, 특성속도 효율(η_{c^*})은 이론 특성속도(c^*_{theo}) 대비 실제 특성속도의 비로 Eq. 2와 같이 계산된다. 이때, 이론 특성속도는 rocket-propulsion-analysis (RPA) program에 연소시험에서 얻은 연소실 압력, 추진제 질량 유량, 추진제 공급 온도 및 공급 압력, 혼합비, 팽창비, 노즐 축소비를 입력하여 구하였다[39,40].

$$c^*_{exp} = \frac{P_C \times A_t}{\dot{m}_t} \tag{1}$$

$$\eta_{c^*} = \frac{c^*_{exp}}{c^*_{theo}} \tag{2}$$

열유속은 연소기 내부에서 발생하는 고온의 가스로부터 연소실 벽면으로 전달되는 열의 양을 의미한다. 연소기 설계 시 연소기 보호를 위해 재생냉각채널을 사용하기도 하며, 팽창식 사이클의 경우에는 이 에너지를 통해 터빈을 구동하게 된다. 따라서 열유속을 측정하는 것은 연소실 벽면을 효과적으로 보호하고, 재생냉각채널의 성능을 확인하는 데 중요하다. 열유속은 Eq. 3과 같이 냉각수의 질량 유량, 정압 비열, 온도 변화, 그리고 내벽의 면적으로 계산되었다. 본 연구에서는 냉각채널 입구 및 출구에서만 온도와 압력을 측정하였기 때문에 열유속은 연소실 실린더부와 노즐부의 평균 열유속을 의미한다. 앞에서 언급하였듯이 두 가지 방식으로 진행되었으며, 냉각수 유량은 SH#A와 B는 400 g/s, SH#C-E와 SW#A은 450 g/s, SW#B-F는 420 g/s로 공급되었다. 따라서 열유속은 비교 가능한 분사기

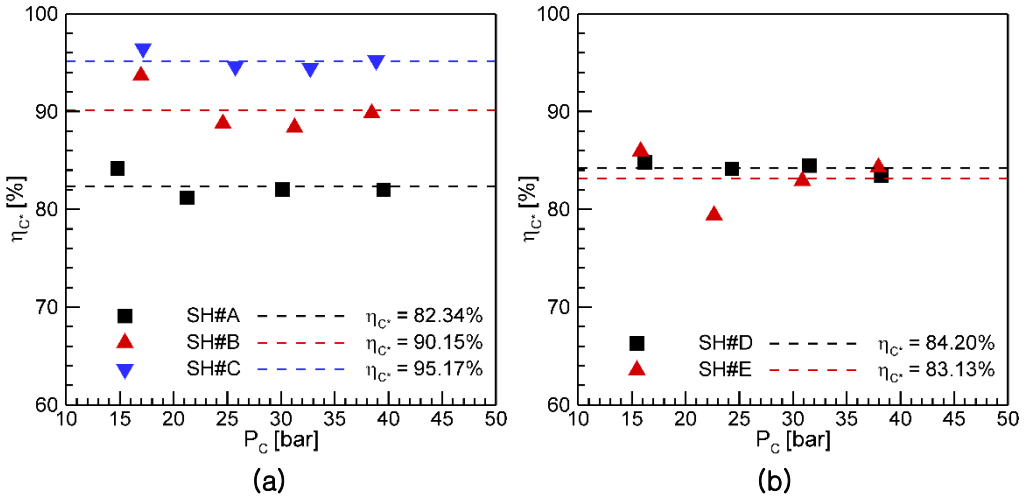
사이에서 그 결과를 비교하였다.

$$\ddot{q} = \frac{\dot{m}_c \times c_p \times \Delta T}{A_w} \quad (3)$$

마지막으로 연소과정과 추진제 공급 시스템 사이의 상호작용을 방지하기 위해 분사기의 분사 차압은 일반적으로 연소실 압력의 15% 이상을 갖도록 설계된다[41]. 문헌에 의하면 분사 차압이 연소실 압력의 15% 미만으로 감소한다면 chugging이라 불리는 저주파 연소불안정이 발생할 수 있다고 알려져 있다[42]. 따라서 design point를 기준으로 연소실 압력이 100% ~ 40%까지, 혼합비가 -20 ~ 20%까지 변화되는 본 연소시험에서는 저주파 연소불안정 발생 여부를 확인하는 것이 중요하다. 연소기 헤드 내 각 추진제 매니폴드에서 측정된 압력 섭동의 root mean square(RMS) 값을 연소실 압력으로 정규화하였다. 압력 섭동의 RMS 값이 연소실 압력보다 3% 이상을 넘어가는 경우를 연소불안정이라고 정의하였다[43].

3.2.1 다양한 연소실 압력 및 혼합비 조건

Fig. 8은 PT 연소시험의 특성속도 효율을 연소실 압력에 따라 나타낸 것이다. 몇몇 경우(SH#B, SW#A, SW#E)를 제외한 모든 분사기에서 연소실 압력에 따라 연소효율이 큰 변화없이 유지되는 것을 확인할 수 있다. SH#B와 SW#A 분사기의 연소시험의 경우에는 낮은 연소실 압력 조건에서 액체산소가 아닌 기체산소가 공급되면서 연소효율이 증가된 것으로 판단된다. 연소실 압력에 따라 감소가 큰 SW#E의 경우에는 저주파 섭동과 관련이 있는 것을 판단되며, 이는 3.2.3절에서 다루도록 하겠다. Fig. 9는 MT 연소시험의 연소 특성속도 효율을 혼합비에 따라 나타낸 것이다. 리세스 길이가 가장 긴 분사기의 경우에는 혼합비가 변하여도 긴 리세스 영역에서 추진제의 미립화 및 혼합이 충분히 이루어져 효율의 변화가 크지 않지만, 리세스 길이가 0, 2.5 mm로 짧은 분사기에서는 이론 혼합비보다 낮은 혼합비 조건에서 높은 모멘텀 플럭스 비를 갖기 때문에 높은 혼합비 조건보다 두 추진제의 상호작용이 더욱 활발하여 추진제의 미립화 및 혼합 성능이 달라 효율이 혼합비에 따라 다른 것으로 판단된다. 또는 낮은 혼합비 조건에서는 액체산소의 공급 유량이 적어 산화제 공급 배관 온도가 올라 액체산소와 기체산소가 섞인 상태로 산화제가 공급되어 연소효율이 높을 수 있다. SW#E 분사기의 경우에는 낮은 혼합비 조건에서 연소효율이 낮아지는 것을 확인할 수 있는데 이것은 저주파 섭동과 관련이 있는 것으로 판단된다.



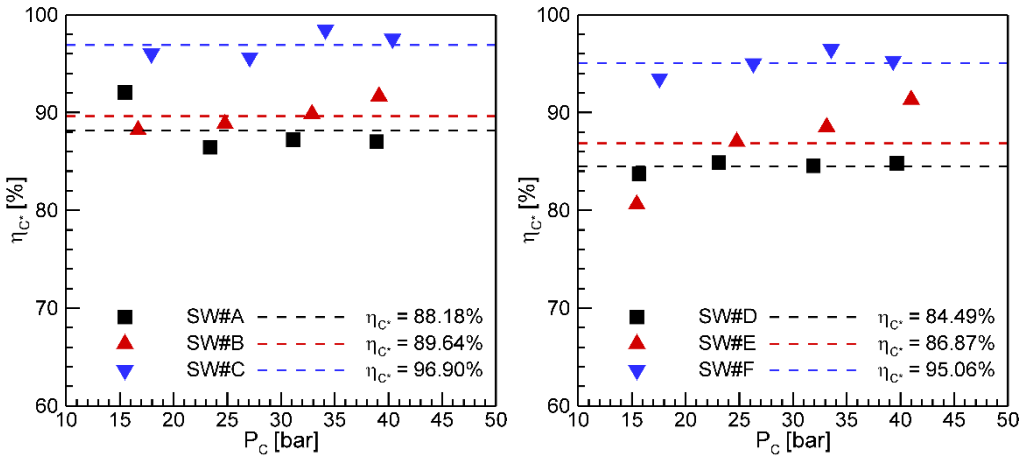


Fig. 8. Combustion characteristic velocity of PT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-F

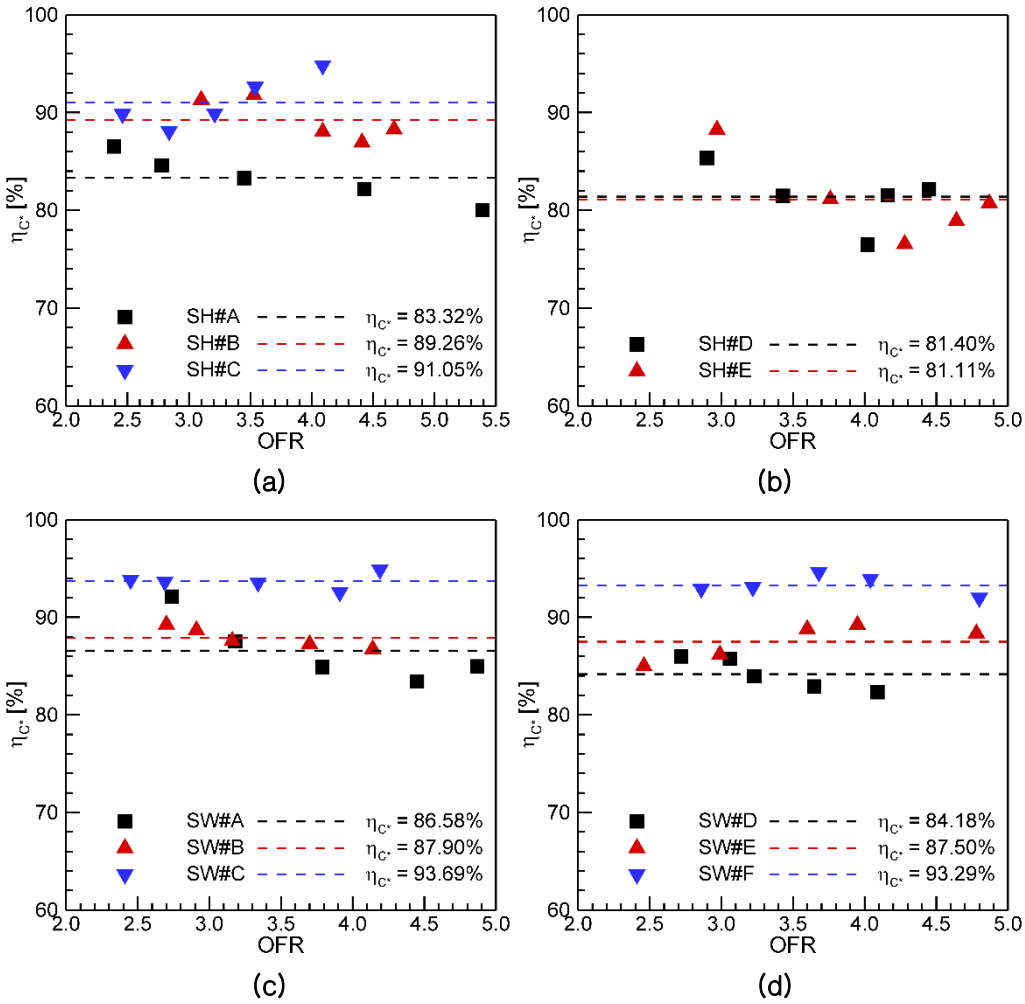


Fig. 9. Combustion characteristic velocity of MT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-F

Fig. 10은 PT 연소시험의 열유속을 나타내며, Fig. 11은 MT 연소시험의 결과이다. 열유속은 Bartz

방정식에 따라 연소실 압력에 비례하며[10], 연소실 압력이 감소함에 따라 열유속도 감소하는 것을 확인할 수 있다. 반면에 혼합비의 변화는 열유속의 변화를 가져오지 못하는 것을 확인할 수 있다.

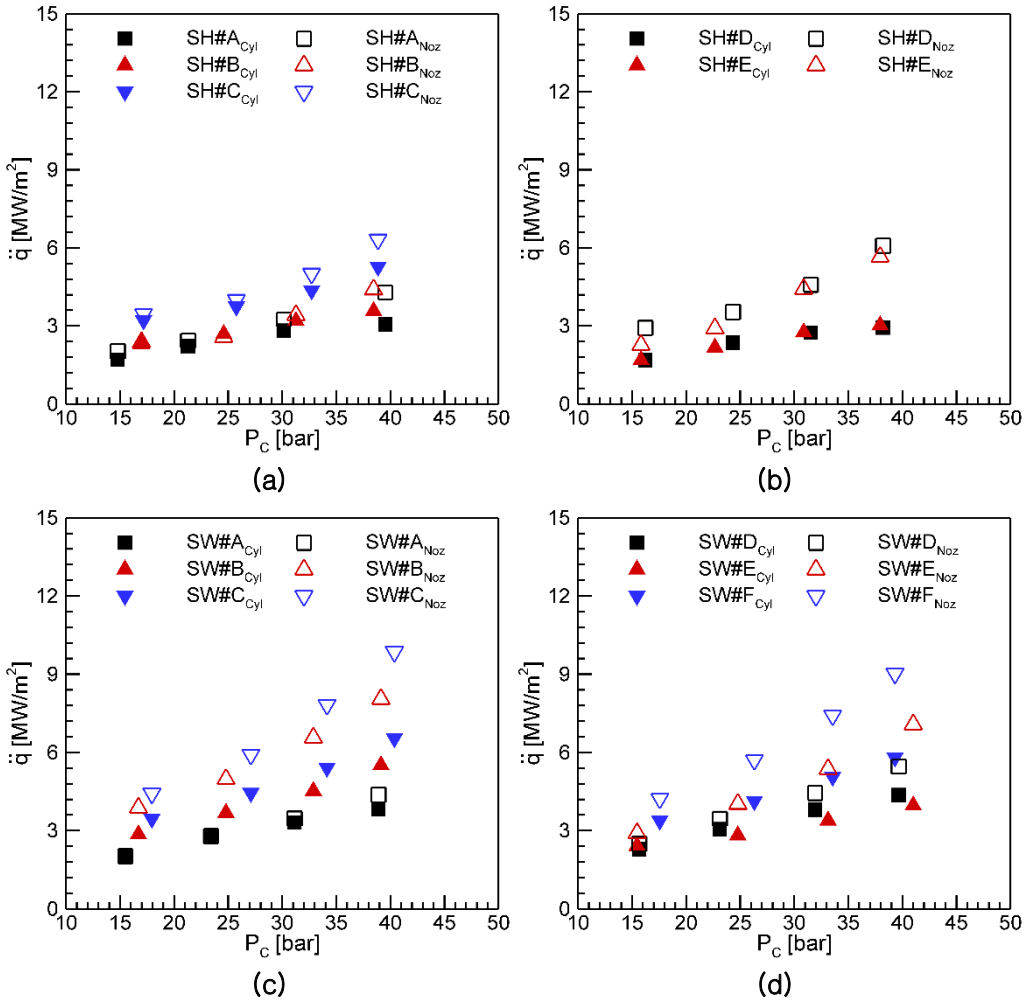
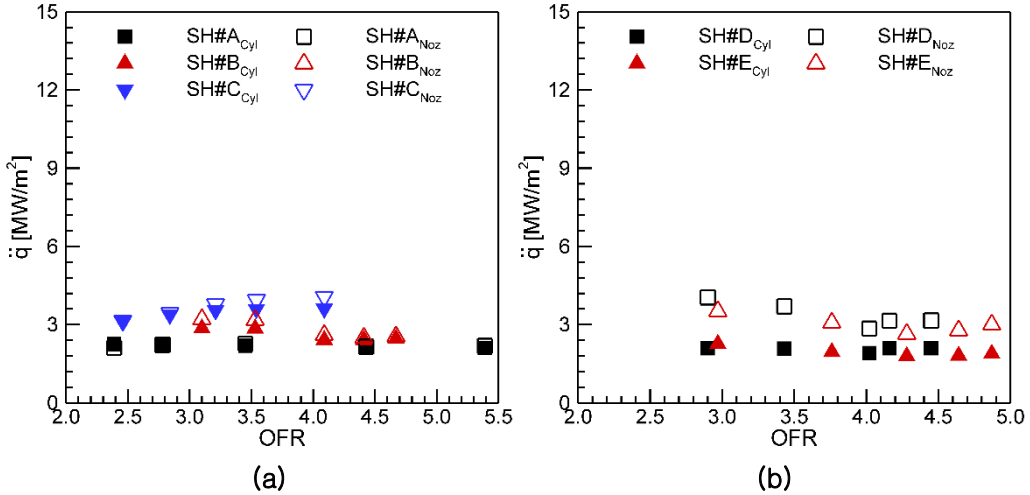


Fig. 10. Heat flux of PT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-E



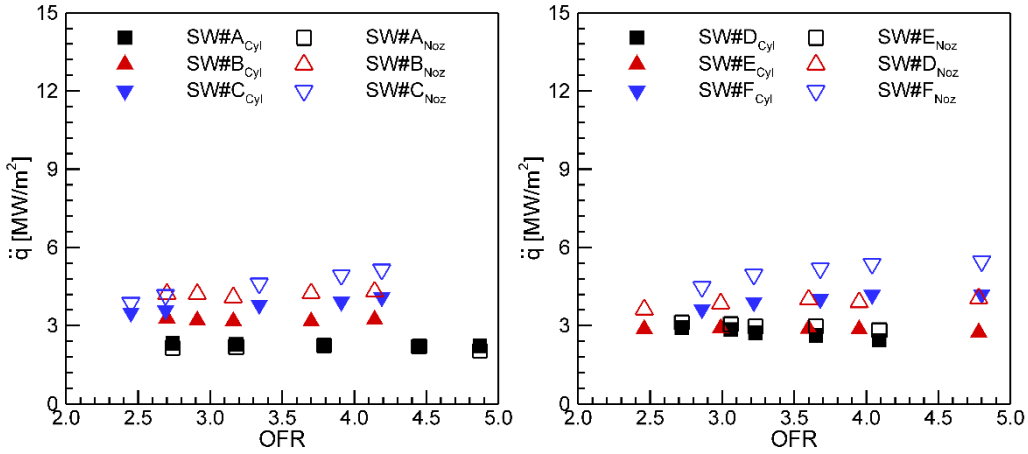


Fig. 11. Heat flux of MT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-F

Fig. 12는 PT 연소시험의 연소실 압력 대비 압력 섭동의 RMS 값을 연소실 압력에 따라 나타낸 것이며, Fig. 13은 MT 연소시험의 결과를 혼합비에 따라 나타낸 것이다. 주목할 부분은 테이퍼가 존재하는 전단동축 분사기와 와류동축 분사기의 경우 안정적인 연소가 확인되며, 테이퍼가 없는 전단동축 분사기와 와류동축 분사기의 결과는 압력 섭동이 큰 것을 확인할 수 있다.

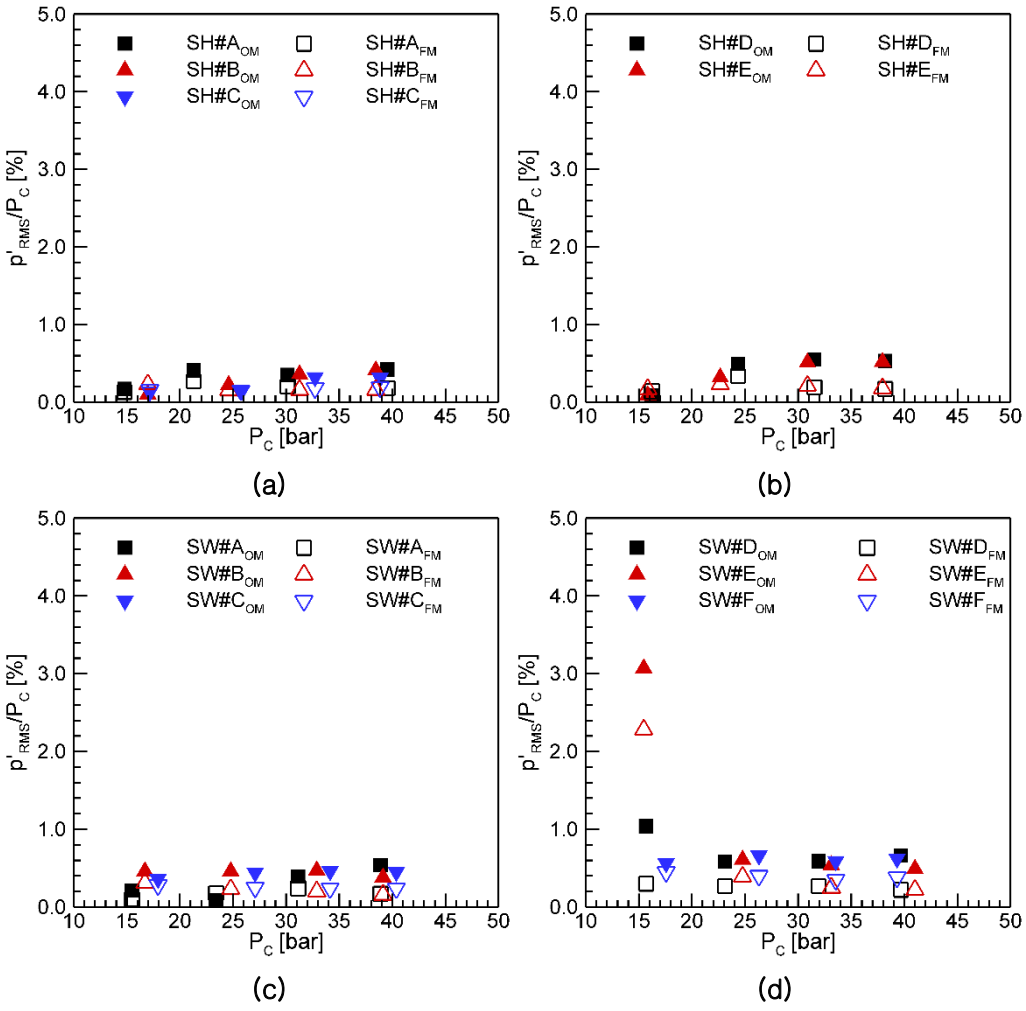


Fig. 12. RMS value of pressure fluctuations of PT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-F

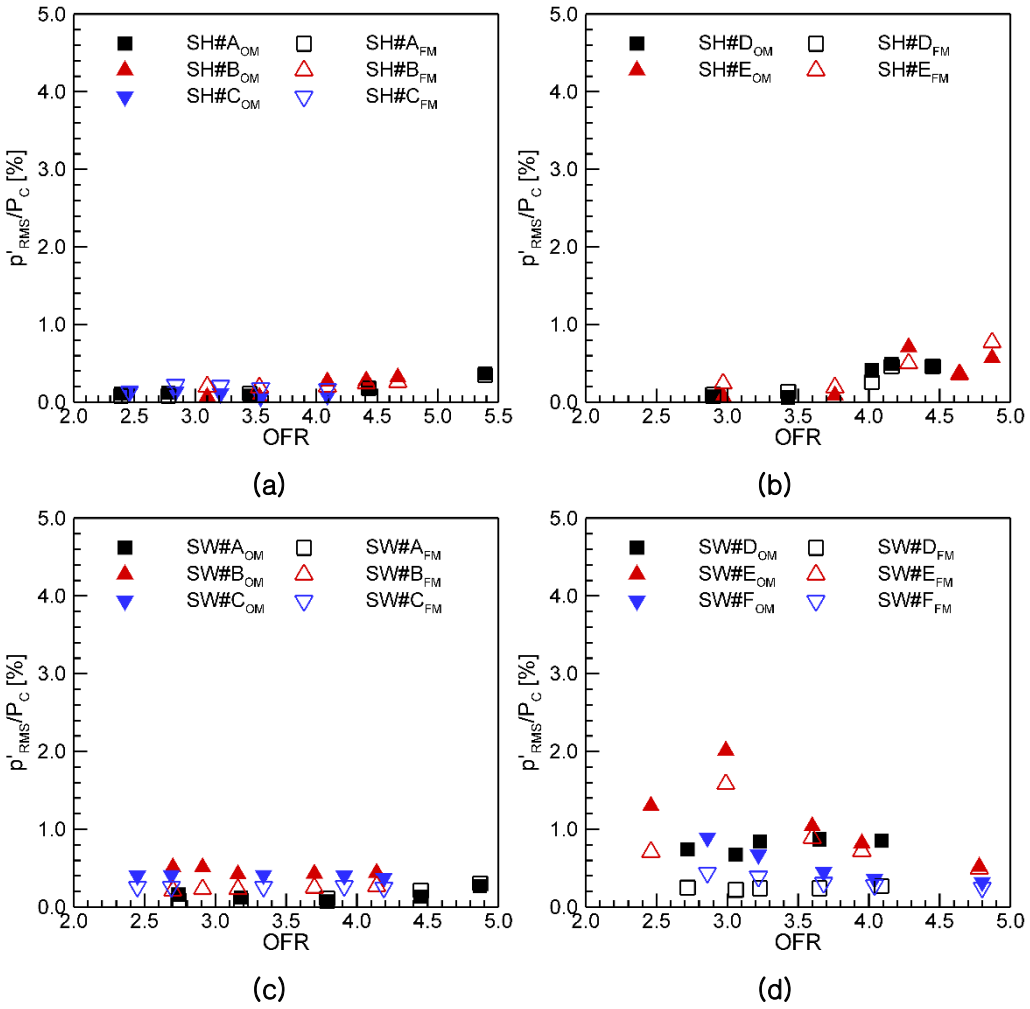


Fig. 13. RMS value of pressure fluctuations of MT hot-firing tests: (a) SH#A-C, (b) SH#D-E, (c) SW#A-C, and (d) SW#D-F

3.2.2 리세스 길이에 따른 영향

테이퍼가 있는 전단동축 분사기(SH#A, B, C)에서 리세스 길이에 따라 PT 및 MT 연소시험 각각에서 평균 특성속도 효율이 82.34%/83.32%, 90.15%/89.26%, 95.17%/91.05%로 향상되는 것이 확인된다. 특히 이론 혼합비 근처에서 효율이 높은 것을 확인할 수 있다. PT 연소시험에서 테이퍼가 없는 전단동축 분사기(SH#D, E)의 평균 특성속도 효율은 각각 84.20%와 83.13%로 SH#A와 비교하여 연소효율이 약 1.86%, 0.79% 향상되었으며, MT 연소시험에서는 효율이 각각 1.92%, 2.21% 감소하였다. 또한, SH#D와 SH#E를 비교하면 연소효율 향상이 확인되지 않으며, SH#B와 비교해도 성능 향상이 확인되지 않아 SH#F의 경우에는 연소시험을 진행하지 않았다(Fig. 8과 9 참고). 테이퍼가 있는 와류동축 분사기(SW#A, B, C)도 리세스 길이가 0.0 mm, 2.5 mm, 5.0 mm로 증가함에 따라 PT 및 MT 연소시험에서 평균 특성속도 효율이 각각 88.18%/86.58% 89.64%/87.90% 96.90%/93.69%로 향상되며, SW#D, E, F도 평균 특성속도 효율이 84.89%/84.18%, 86.87%/87.50%, 95.05%/93.29%로 증가되는 것을 확인할 수 있다(Fig. 8과 9 참고). 이는 기존의 연구 결과들과 일치하며 리세스 길이가 증가함에 따라 리세스 영역 내부에서 추진제의 미립화 및 혼합이 이루어지면서 미립화 및 혼합 성능이 향상되어 연소효율이 증가된 것으로 판단된다[15, 18, 19, 21, 22, 25-27].

다양한 압력 및 혼합비 조건 하 전단동축 분사기(SH#A, B, C, D, E)에서는 리세스 길이가 0 mm에서

2.5 mm로 증가하여도 열유속의 큰 변화가 없으며, 리세스 길이가 5.0 mm로 증가하면 열유속도 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다(Fig. 10과 11 참고). 본 연구에서는 축소비가 큰 연소기 실린더부를 사용하여 분사기와 연소실 벽면 사이의 거리가 상당하기에 화염 모양의 변화가 벽면으로의 열전달에 실질적인 영향을 미치지 못한 것으로 생각된다. 또한, 이전 연구 사례에서도 리세스 길이가 산화제 직경 대비 0.7에서 1.7로 증가하였을 때 확염의 확산 각도가 리세스가 없는 분사기 대비 1.3배에서 1.8배로 증가하였다. 이로 인해 리세스 길이가 5.0 mm인 경우에 화염의 확산 각도가 더 커져 더 높은 열유속을 기록한 것으로 판단된다[20]. 테이퍼가 없는 와류동축 분사기(SW#D, E, F)도 전단동축 분사기와 동일하게 리세스 길이가 2.5 mm로 증가하여도 실린더부에서의 열유속은 변화가 없고 오히려 낮아지는 것을 볼 수 있으며, 리세스 길이가 5.0 mm로 증가하면 열유속이 큰 폭으로 증가하는 것을 확인할 수 있다. SW#A와 SW#B, C는 냉각수 공급 방식과 유량이 달라 비교에서 제외하였다.

SW#D, E, F를 제외한 모든 분사기에서 리세스 길이에 따른 연소안정성에 큰 변화가 없다(Fig. 12와 13 참고). SW#D, E, F 분사기는 전반적으로 다른 분사기에 비해 압력 섭동이 조금 높은 경향을 보이며 특히 SW#E의 경우에는 PT 연소시험 중 연소실 압력이 design point 조건의 40% 조건에서 산화제 매니폴드의 압력 섭동이 3%를 넘어가는 103.76 Hz의 저주파 연소불안정이 발생하였으며, 연료 매니폴드에서도 103.76 Hz로 동일하게 저주파 섭동이 발생하였다. MT 연소시험에서도 마찬가지로 산화제 매니폴드의 압력 섭동이 2%를 넘으며 64.09 Hz의 저주파 섭동이 관찰되었다. 리세스 길이가 2.5 mm인 경우에만 강한 압력 섭동과 불안정이 발생하였으며, 리세스 길이가 5.0 mm인 경우에는 발생하지 않은 것으로 보아 리세스 길이를 갖는 와류동축 분사기에서 관찰되는 self-pulsation에 의한 연소불안정은 아닌 것으로 판단되며[24,44,45], 이는 테이퍼의 유무와 관련있는 것으로 생각된다.

3.2.3 산화제 분사기의 테이퍼 유무에 따른 영향

전단동축 분사기와 와류동축 분사기의 결과를 살펴보면 테이퍼가 존재하는 경우에 특성속도 효율이 향상된 것을 확인할 수 있다(Fig. 8과 9 참고). 동축형 분사기에서 테이퍼의 존재는 분사기 출구에서 액체산소의 분사 속도를 감소시키는 역할을 한다. 액체산소의 분사 속도가 감소하여 상대적으로 기체메탄의 분사 속도는 빨라지게 되어 기체메탄과의 모멘텀 플럭스 비가 커져 상호작용이 더욱 강하게 발생하게 되며 이는 추진제의 미립화 성능을 향상시키는 결과로 이어질 수 있다. 실제 연소시험에서 테이퍼가 있는 분사기의 모멘텀 플럭스 비가 테이퍼가 없는 분사기에 비하여 약 4배 높게 계산되며, 이를 통해 테이퍼의 존재가 연소효율을 향상시킨 요인으로 판단된다.

테이퍼의 유무에 따른 열유속 비교는 동일한 냉각수 공급 조건으로 연소시험을 수행한 SW#C와 SW#F를 비교하여 Fig. 14에 나타내었다. 테이퍼의 존재는 화염 형상을 더욱 팽창하게 하여 화염과 연소실 벽면의 접촉 면적이 늘어나고, 더 많은 열이 벽면으로 전달되어 열유속이 증가한 것으로 판단된다.

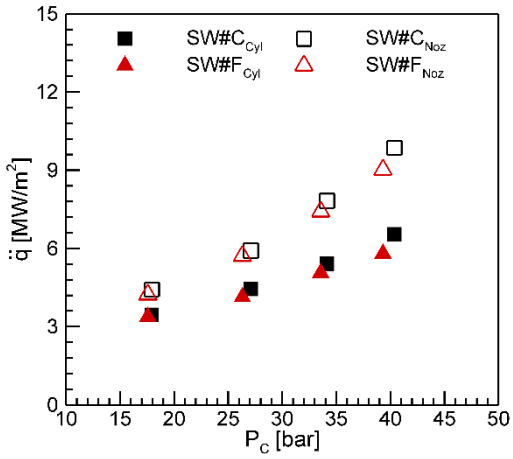
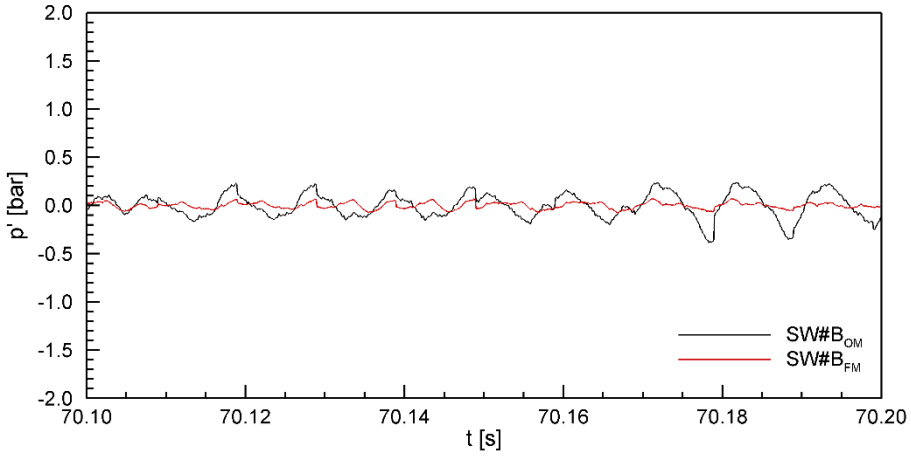
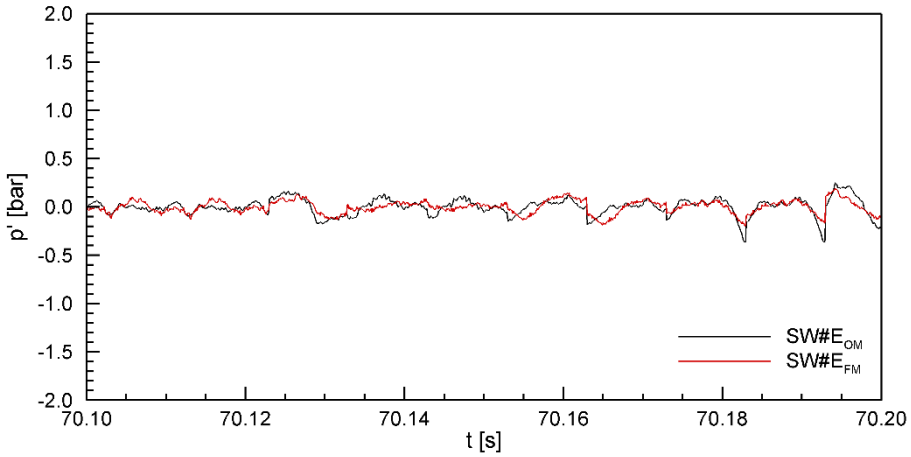


Fig. 14. Comparison of heat flux between SW#C and SW#F

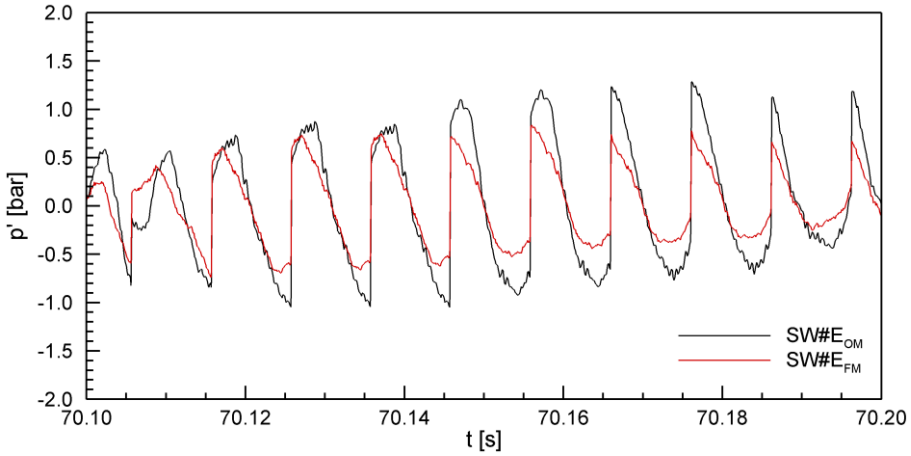
테이퍼가 없는 와류동축 분사기인 SW#D, E, F에서 압력 섭동이 큰 것으로 관찰된다(Fig. 12와 13 참고). 본 시험에 사용된 모든 분사기는 이전 연구에서 수류실험을 통해 분무각을 측정하였으며, 테이퍼가 없는 와류동축 분사기의 경우에 테이퍼가 있는 분사기보다 더 큰 분무각을 갖는 것을 수류실험을 통해 확인하였다[46]. SW#D의 경우에는 외부 혼합으로 인해 기체메탄의 유동에 의한 영향을 받지 않았지만, SW#E의 경우에는 리세스 영역 내에서 기체메탄의 유동에 영향을 받은 것으로 판단된다. 또한, SW#F의 분무각은 SW#C와 동일한 경향을 보였지만, SW#C보다는 분무각이 조금 더 크고 반경방향 운동량이 크기 때문에 기체메탄과 상호작용에 의해 섭동이 발생했을 수 있을 것으로 판단된다. Fig. 15와 16은 각각 SW#B, SW#D, SW#E, 그리고 SW#F의 PT 연소시험 중 설계 연소실 압력의 40%에 해당하는 압력 섭동과 FFT 처리 후 power spectral density (PSD) 결과이다.



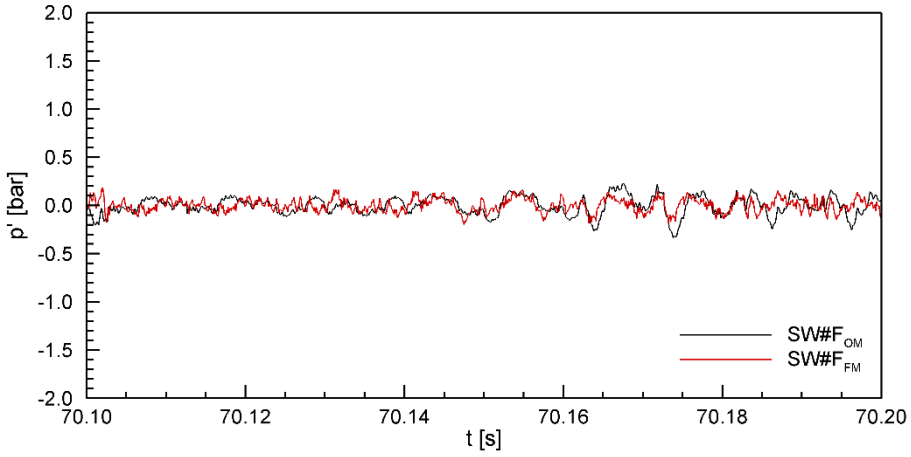
(a)



(b)

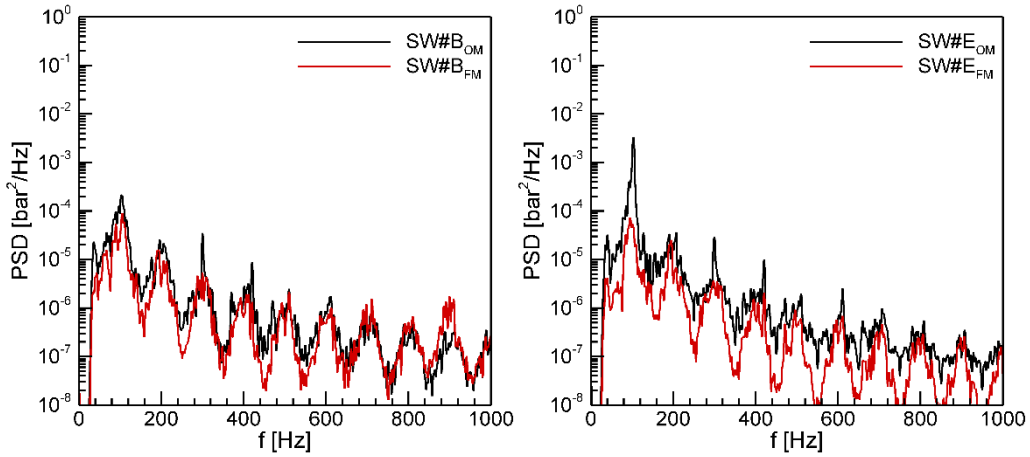


(c)



(d)

Fig. 15. Comparison of pressure fluctuation for swirl coaxial injectors: (a) SW#B, (b) SW#D, (c) SW#E, and (c) SW#F



(a) (b)

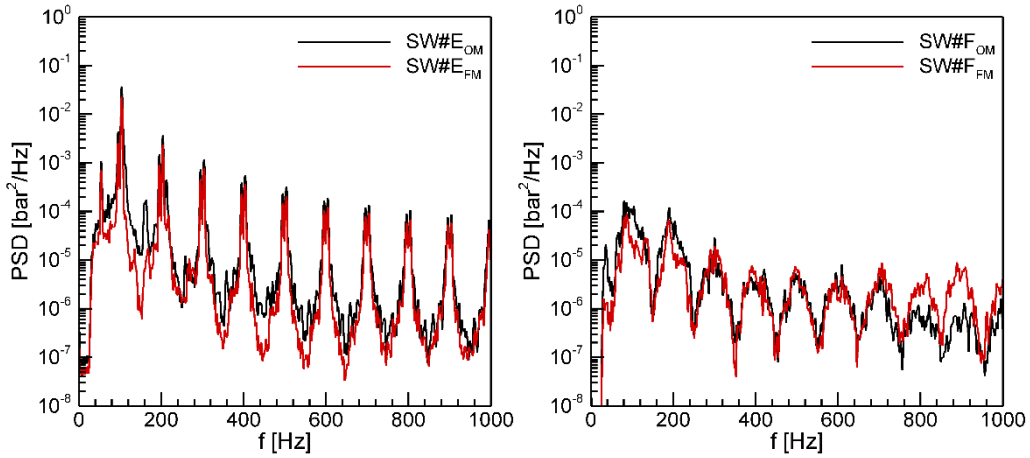


Fig. 16. Comparison of PSD results of swirl coaxial injectors: (a) SW#B, (b) SW#D, (c) SW#E, and (c) SW#F

동일한 리세스 길이를 갖는 SW#B와 SW#E를 비교하면 SW#E가 눈에 띄게 압력 섭동과 PSD 값이 크며, SW#D에 비해서도 SW#E의 압력 섭동과 PSD 값이 커진 것을 확인할 수 있다. 또한, SW#D와 SW#E는 산화제 매니폴드와 연료 매니폴드에서의 동일한 주기의 압력 섭동이 관찰되지만, SW#B와 SW#F에서는 확인할 수 없으며, 이를 통해 SW#D와 SW#E는 산화제와 연료의 상호작용이 발생하고 있는 것으로 생각할 수 있다. 동일하게 테이퍼가 없는 SW#D, E, F를 비교하면 리세스 길이가 길어질수록 섭동과 PSD 값이 점차 커지지만 리세스 5 mm를 갖는 SW#F 분사기에서 다시 섭동과 PSD 값이 작아지는 것을 확인되며, 이는 사전 수류실험에서 확인한 분무각 경향과 유사하다. 따라서 본 연구에서 발생한 저주파 연소불안정 및 저주파 섭동은 와류동축 분사기에서 리세스가 존재할 때, 테이퍼의 존재 유무가 영향을 미치는 것으로 판단된다. SW#E의 경우에는 연소실 압력과 혼합비가 낮아짐에 따라 연소는 점차 불안정해지며, 마찬가지로 동일한 경향성으로 연소효율이 점차 감소하는 것을 확인할 수 있으며, 이는 저주파 섭동 및 연소불안정과 관련이 있는 것으로 생각된다. 연소 중 발생한 저주파 연소불안정 및 섭동은 산화제 분사기 내부의 가스 코어를 따라 올라가 액체산소의 와류 운동을 불안정하게 만들었으며, 이것이 추진제의 미립화 및 혼합 성능에 영향을 미쳐 결국 연소효율이 감소하는 결과를 보인 것으로 생각된다. 또한, 동일한 주파수를 기록하였지만, SW#E-PT-4 연소시험에서 액체산소 매니폴드에서의 압력 섭동이 기체메탄 매니폴드 측정된 압력 섭동보다 더 크게 측정되었다. 이는 액체산소의 밀도를 기체메탄과 비교하면 약 70배 크며, 기체메탄에 비해 압축성이 매우 작기 때문에 압력 변화에 쉽게 반응하는 것으로 판단된다.

3.2.4 산화제의 제트 및 와류 분사에 따른 영향

PT 연소시험에서 평균 특성속도 효율을 살펴보면 SW#A-C, SH#A-C, SW#D-F, SW#D-E 순으로 효율이 높으며, MT 연소시험에서는 전단동축 분사기보다 와류동축 분사기의 연소효율이 더 높은 것을 확인할 수 있다(Fig. 8과 9 참고). 또한, 리세스 길이가 0 mm에서 2.5 mm로 길어질 때, 전단동축 분사기의 특성속도 효율의 증가 폭에 비해 와류동축 분사기의 경우 그 폭이 작은 것을 확인할 수 있다. 이는 기본적으로 리세스 길이 0 mm인 경우에도 와류동축 분사기는 액체 산화제가 얇은 액막의 형태로 분사되며, 액체 산화제가 액주로 분사되는 전단동축 분사기보다 기체와의 상호작용에 의한 미립화 및 혼합 성능이 더 높고, 와류동축 분사기의 경우에는 연소 시 발생하는 재순환 영역에 의해 효율이 높아진 것으로 판단된다[28]. 또한, 큰 차이는 아니지만 전단동축 분사기보다 와류동축 분사기에서 압력 섭동이 더 큰 것을 확인할 수 있는데 이는 와류동축 분사기가 갖는 분무각으로 인해 리세스 영역에서 액체산화제와 기체연료 사이에 발생하는 상호작용에 의한 영향으로 판단된다.

결 론

본 연구에서는 다양한 연소실 압력과 혼합비 조건에서 동축형 분사기의 설계 변수가 연소 특성에

미치는 영향을 실험적으로 분석하였다. 특히 산화제의 와류 유무, 리세스 길이, 그리고 산화제 분사기의 테이퍼 유무를 주요 변수로 하여 총 12종의 분사기를 설계하고, 단일분사기급 메탄 엔진 연소기를 통해 연소효율, 열유속, 그리고 연소 안정성을 평가했다.

저주파 연소불안정 및 저주파 섭동이 발생한 분사기를 제외한 모든 분사기에서 다양한 연소실 압력 및 혼합비 조건에서 연소효율은 크게 변하지 않는 것을 보였다. 열유속의 경우에는 연소실 압력에 비례하여 변하며, 혼합비는 열유속에 큰 영향을 미치지 않았다. 테이퍼가 없는 동축형 분사기들의 경우에 저주파 연소불안정 및 섭동이 관찰되었다. 또한, 와류동축 분사기가 전단동축 분사기보다 더 나은 미립화 및 혼합 성능을 갖기에 연소효율도 더 향상된 것을 확인할 수 있다.

리세스 길이가 증가함에 따라 분사기 내부에서 추진제의 미립화 및 혼합이 개선되어 연소효율이 향상되는 경향을 확인하였다. 열유속 측면에서는 리세스 길이가 짧은 경우에는 열유속의 변화가 미미했지만, 리세스 길이가 5.0 mm로 증가할 때 열유속이 크게 증가하는 경향을 보였다. 이는 화염 확산 각이 커져 연소실 벽면과 화염의 접촉 면적이 넓어짐에 따라 열 전달이 증가하는 결과로 판단된다. 또한, 테이퍼가 없는 와류동축 분사기에서는 리세스 길이가 연소안정성에 영향을 미칠 수 있다.

테이퍼가 있는 분사기에서 더욱 효율이 향상되는 것이 관찰되었다. 이러한 결과는 테이퍼가 산화제 분사기 출구에서의 액체 산화제의 분사 속도를 감소시켜 추진제 간의 상호작용을 강화함으로써 미립화 성능을 향상시켰기 때문이다. 와류동축 분사기의 경우 테이퍼가 없는 경우에 압력 섭동이 더 크게 발생하고 연소가 불안정하며 결국 저주파 연소불안정이 발생하는 것이 관찰되며, 이는 연소효율을 감소시키는 결과를 초래하였다. 테이퍼가 없는 와류동축 분사기는 분무각이 더 크고, 기체연료와의 상호작용에 의한 섭동이 발생하는 것으로 생각된다. 추력 조절과 연소 안정성을 고려한 분사기 설계 시 리세스가 존재하는 와류동축 분사기에서는 테이퍼의 유무가 중요한 요소로 판단된다.

종합하자면 리세스 길이가 길며 테이퍼 각도를 갖는 와류동축 분사기의 성능이 가장 우수한 것으로 판단된다. 따라서 본 연구를 통해 액체산소의 제트 분사보다 와류 분사가 연소 성능이 우수한 것을 확인할 수 있고 리세스 길이가 길고 테이퍼가 존재하는 경우에 성능과 연소 안정성이 향상되는 것을 보였으며, 리세스와 테이퍼가 존재하는 전단동축 분사기도 준수한 성능과 연소 안정성을 보임으로써 액체산소/기체메탄을 추진제로 사용하는 액체로켓엔진의 성능을 향상시키기 위한 분사기 설계 최적화에 유용한 방향을 제시하였다고 판단된다. 더하여 다양한 연소실 압력 및 혼합비 조건에서 연소특성을 확인함으로써 향후 다양한 임무를 수행하기 위해 넓은 운용 조건을 갖는 액체로켓엔진에 사용될 수 있는 분사기 설계 및 연소 특성 연구 발전에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] E. Musk, “Making humans a multi-planetary species,” New Space, vol. 5, no. 2, pp. 46-61, June 2017.

[2] J. L. Heldmann, M. M. Marinova, D. S. Lim, D. Wilson, P. Carrato, K. Kennedy, A. Esbeck, T. A. Colaprete, R. C. Elphic, J. Captain, K. Zacny, L. Stolov, B. Mellerowicz, J. Palmowski, A. M. Bramson, N. Putzig, G. Morgan, H. Sizemore and J. Coyan, “Mission architecture using the SpaceX starship vehicle to enable a sustained human presence on Mars,” New Space, vol. 10 no. 3, pp. 259-273, September 2022.

[3] E. B. Wagner, “Research flights on blue origin's new shepard,” Gravitational and Space Research, vol. 9, no. 1, pp. 62-67, March 2021.

[4] M. Sagliano, “Generalized hp Pseudospectral-Convex programming for powered descent and landing,” Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 42, no. 7, pp. 1562-1570, April 2019.

[5] R. French, C. Mandy, R. Hunter, E. Mosleh, D. Sinclair, P. Beck, S. Seager, J. J. Petkowski, C. E. Carr, D. H. Grinspoon, D. Baumgardner and on behalf of the Rocket Lab Venus Team, “Rocket lab mission to Venus,” Aerospace, vol. 9, no. 8 pp. 445, August 2022.

[6] J. E. Gillette, C. Larson and J. G. Reed, “Vulcan centaur reuse: The next step to accessible

and affordable space," ASCEND 2022, October 2022.

[7] B. Lim, J. J. Jung, S. Kim, E. Lee, K. Lee and J. Park, "A competition-based government initiative for private sector-led development of high-performance upper stage engines for small launchers," 항공우주산업기술동향지, vol. 20, no. 2, pp. 90-101, December 2022.

[8] T. Neill, D. Judd, E. Veith and D. Rousar, "Practical uses of liquid methane in rocket engine applications," Acta Astronautica, vol. 65, no. 5-6, pp. 696-705, September-October 2009.

[9] B. Lim, C. Kim, G. O. Lee, K. Lee, J. Park, K. Ahn, H. J. Namkoung and Y. Yoon, "Development trends of liquid methane rocket engine and implications," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 25, no. 2, pp. 119-143, April 2021.

[10] D. K. Huzel and D. H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, Progress in Astronautics and Aeronautics, Washington, D.C., 1992.

[11] G. P. Sutton and O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 9th ed., John Wiley & Sons, New Jersey, 2020.

[12] M. Glogowski and M. M. Micci, "Shear coaxial injector spray characterization near the LOX post tip region," 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, July 1995.

[13] J. Shinjo and A. Umemura, "Simulation of liquid jet primary breakup: Dynamics of ligament and droplet formation," International Journal of Multiphase Flow, vol. 36, no. 7, pp. 513-532, July 2010.

[14] Z. Kang, Z. Q. Wang, Q. Li and P. Cheng, "Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine," Acta Astronautica, vol. 145, pp. 174-198, April 2018.

[15] A. Tripathi, M. Juniper, P. Scouflaire, D. Durox, C. Rolon and S. Candel, "LOX tube recess in cryogenic flames investigated using OH and H_2O emission," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, June 1999.

[16] B. Yang, F. Cuoco and M. Oschwald, "Atomization and flames in LOX/H_2-and LOX/CH_4-spray combustion," Journal of Propulsion and Power, vol. 23, no. 4, pp. 763-771, July-August 2007.

[17] J. Ping, L. Mao and C. Guobiao, "Experimental study of hydrogen-rich/oxygen-rich gas-gas injectors," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 26, no. 5, pp. 1164-1172, October 2013.

[18] C. Liu, S. Zhang and D. Yu, "Effects of injector geometric parameters on the combustion and heat transfer process inside a 7-elements methane combustion chamber," Case Studies in Thermal Engineering, vol. 34, pp. 102019, June 2022.

[19] C. Kang, D. Lee and K. Ahn, "Combustion characteristics of shear coaxial injectors with different recess lengths under wide operating conditions," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Published online, pp. 1-14, April 2024.

[20] A. R. Keller, R. M. Spearrin and F. A. Bendana, "Shear coaxial methane-oxygen injector mixing and combustion examined by laser absorption tomography," Journal of Propulsion and Power, vol. 40, no. 5, pp. 1-12, September 2024.

[21] S. H. Kim, Y. M. Han, S. Seo, I. Y. Moon, J. K. Kim and W. S. Seol, "Effects of LOx post recess on the combustion characteristics for bi-swirl coaxial injector," 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 2005.

[22] S. Seo, Y. M. Han and H. S. Choi, "Combustion characteristics of bi-liquid swirl coaxial injectors with respect to a recess," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 53, no. 179, pp. 24-31, May 2010.

[23] K. Ahn, J. G. Kim and H. S. Choi, "Effects of injector recess on heat flux in a combustion chamber with cooling channels," Aerospace Science and Technology, vol. 37, pp. 110-116, August 2014.

[24] X. Bai, P. Cheng, Q. Li, L. Sheng and Z. Kang, "Effects of self-pulsation on combustion instability in a liquid rocket engine," Experimental Thermal and Fluid Science, vol. 114, pp. 110038, June 2020.

[25] B. Liu, P. Jin, Y. Ma, J. Lv and G. Cai, “Experimental study of the effects of Weber number and recess length on the combustion characteristics for liquid-liquid swirl coaxial injector,” Aerospace Science and Technology, vol. 124, pp. 107550, May 2022.

[26] P. Cao, P. Cheng, X. Bai, Q. Li and C. Cui, “Effects of recess ratio on combustion characteristics of LOX/methane swirl coaxial injectors,” Fuel, vol. 337, no. 1, pp. 127205, April 2023.

[27] J. Lee, I. Lee, S. Woo, Y. Han and Y. Yoon, “Experimental study of spray and combustion characteristics in gas-centered swirl coaxial injectors: Influence of recess ratio and gas swirl,” Aerospace, vol. 11, no. 3, pp. 209, March 2024.

[28] P. A. Strakey, D. G. Talley and J. J. Hutt, “Mixing characteristics of coaxial injectors at high gas/liquid momentum ratios,” Journal of Propulsion and Power, vol. 17, no. 2, pp. 402-410, March-April 2024.

[29] J. Xu, P. Jin, R. Li, J. Wang and G. Cai, “Effect of coaxial injector parameters on LOX/methane engines: A numerical analysis,” Acta Astronautica, vol. 171, pp. 225-237, June 2020.

[30] J. Xu, P. Jin, R. Li, J. Wang and G. Cai, “Numerical study on combustion and atomization characteristics of coaxial injectors for LOX/Methane engine,” International Journal of Aerospace Engineering, vol. 1, pp. 6670813, May 2021.

[31] M. J. Casiano, J. R. Hulka and V. Yang, “Liquid-propellant rocket engine throttling: A comprehensive review,” Journal of Propulsion and Power, vol. 26, no. 5, pp. 897-923, September 2010.

[32] M. Börner, C. Manfletti, G. Kroupa and M. Oschwald, “Repetitive laser ignition by optical breakdown of a LOX/H_2 rocket combustion chamber with multi-injector head configuration,” CEAS Space Journal, vol. 9, pp. 289-297, June 2017.

[33] J. Ahn, K. Lee and K. Ahn, “Study on Atomization Characteristics of Shear Coaxial Injectors,” Journal of ILASS-Korea, vol. 26, no. 1, pp. 9-17, March 2021.

[34] C. Kang, D. Hwang, J. Ahn, J. Lee, D. Lee and K. Ahn, “Methane engine combustion test facility construction and preliminary tests,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 25, no. 3, pp. 89-100, June 2021.

[35] C. Kang, S. Lee, S. Han, K. Lee, H. Jung, D. Choi and K. Ahn, “Step-by-step tests for continuous thrust control hot-firing test,” Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 26, no. 1, pp. 58-67, February 2023.

[36] D. Choi, C. Kang, S. Lee, H. Jung, C. Oh, J. Jang, J. Lee and K. Ahn, “Comparative analysis of heat flux variation in LOx/GCH_4 ribbed combustor with different rib types,” AIAA SCITECH 2024 Forum, Orlando, January 2024.

[37] Y. Kakuma, M. Yasui, T. Onga, R. Sekita and S. Warashina, “LE-5B engine development,” 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, July 2000.

[38] P. Alliot, J. F. Delange, E. Edeline and P. Sabin, “The VINCI® upper stage engine: toward the demonstration of maturity,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2013.

[39] “Rocket Propulsion Analysis,” retrieved 8 September 2024 from https://www.rocket-propulsion.com/publications.htm

[40] A. Ponomarenko, “RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis,” Space Propulsion Conference, Cologne, May 2014.

[41] K. Ahn, Y. M. Han, S. Seo and H. S. Choi, “Effects of injector recess and chamber pressure on combustion characteristics of liquid-liquid swirl coaxial injectors,” Combustion Science and Technology, vol. 183, no. 3, pp. 252-270, December 2010.

[42] M. J. Casiano, “Extensions to the Time Lag Models for Practical Application to Rocket Engine Stability Design,” Doctoral thesis, Pennsylvania State University, August 2010.

[43] M. D. Klem and R. S. Fry, “Guidelines for Combustion Stability Specification and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines,” CPIA Publication 655, January 1997.

[44] Z. Kang, Q. Li, P. Cheng, X. Zhang and Z. Q. Wang, “Effects of self-pulsation on the spray characteristics of gas-liquid swirl coaxial injector,” Acta Astronautica, vol. 127, pp. 249-259, October-November 2016.

[45] J. Ahn, H. Lim, G. Jeong and K. Ahn, “Effect of the recess length on the dynamic characteristics of liquid-centered swirl coaxial injectors,” Acta Astronautica, vol. 199, pp. 1-9, October 2022.

[46] C. Kang, D. Lee, H. Jung and K. Ahn, “Effect of Geometrical Parameters on Spray Characteristics of Shear/Swirl Coaxial Injector,” Journal of ILASS-Korea, vol. 29, no. 3, pp. 112-123, September 2024.