

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.5.037>

동축형 다공성재 분사기의 에탄올/아산화질소 연소성능

김도현^a · 이건웅^a · 구자예^{b,*}

Combustion Performance of a Coaxial Porous Injector using Ethanol/N₂O Propellant

Dohun Kim^a · Keonwoong Lee^a · Jaye Koo^{b,*}

^aDepartment of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^bSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jykoo@kau.ac.kr

ABSTRACT

The gas jet from a coaxial porous injector for two-phase flows is discharged radially from the porous surface, which encloses the center liquid jet. Several hot-firing test using ethanol/nitrous oxide propellants was conducted to analyze the effect of oxidizer/fuel ratio on the combustion performance, and the uncertainty analysis was performed for the results. The characteristic velocity was affected by oxidizer/fuel ratio similarly with the results of CEA calculation except that the maximum characteristic velocity was appeared in the stoichiometric ratio. The characteristic velocity efficiency was increased as the oxidizer/fuel ratio increases.

초 록

2상유체 동축형 다공성재 분사기는 중심포스트에서 분사되는 액체제트 주위로 형성된 다공성재 실린더의 내부 표면에서 기체를 반경방향으로 분사한다. 동축형 다공성재 분사기의 추진제 혼합비에 따른 연소성능을 분석하기 위하여 에탄올/아산화질소 추진제를 사용한 단일 축소형 분사기의 연소시험이 수행되었으며, 수집된 데이터 및 계산된 성능인자들에 대하여 불확실도 해석이 이루어졌다. 연소시험에 의한 추진제 혼합비에 따른 특성속도 경향은 CEA 이론값과 유사하였으나 최대값을 가지는 혼합비 영역이 이론혼합비영역에 가까웠다. 특성속도효율은 산화제 과잉 영역으로 갈수록 더 높게 나타났다.

Key Words: Ethanol/Nitrous Oxide Propellants(에탄올/아산화질소 추진제), Coaxial Porous Injector (동축형 다공성재 분사기), Two-phase Flow Injector(2상유체 분사기), Hot-firing Test(연소시험), Characteristic Velocity(특성속도)

A_t	: Area of nozzle throat
C_F	: Thrust coefficient
C_{exp}^*	: Measured characteristic velocity
C_{CEA}^*	: Theoretical characteristic velocity
dP_{inj}	: Pressure drop at injector
D_{cc}	: Diameter of combustion chamber
D_e	: Dia. of nozzle exit
D_L	: Inner dia. of liquid jet hole
D_{PR}	: Inner dia. of porous element
D_t	: Dia. of nozzle throat
e	: Mean pore diameter
γ	: specific heat ratio
η_{C^*}	: Characteristic velocity efficiency
L_{CC}	: Length of combustion chamber
L^*	: Characteristic length
\dot{m}_{tot}	: total mass flow rate of propellants
ζ_F	: Thrust correction factor
P_{CC}	: Combustion chamber pressure
P_{inj}	: Pressure at upstream of injector
P_{recess}	: Pressure at recessed region
t_{PR}	: Thickness of porous element
VR_{tip}	: Velocity ratio at injector tip

1. 서 론

다공성재를 통과하는 유동은 질량분포 균일도가 높으며, 넓은 면적에서 원하는 만큼의 압력강하를 가지고 유체를 분사할 수 있다. 또한 화염의 전파를 차단하고 침투냉각성능이 좋아, 산업용 버너의 재료로 다양하게 사용되고 있으며, 일부 항공우주 연구기관에서는 분사기 표면냉각을 위하여 다공성재로 제작된 분사기 표면을 통해 기체상태의 연료 일부를 분사하거나[1], 기존의 추진제 혼합 메커니즘과는 다른 표면분사방식의 샤워헤드형 2상 유체 다공성재 분사기를 제작하여 연구 중에 있다[2,3]. 폐쇄 사이클 방식 액체로켓의 주연소기용 2상 유체 분사기는 대부분 동축형으로 설계되며, 기체-액체제트 사이의 분사속도 차이에 의한 전단력 발생을 통하여 추진제의 혼합과정이 일어난다. 전단 동축형 분사기

는 액체 및 기체제트가 모두 축 방향으로 분사되며, 그 경계면에서의 운동량 교환이 추진제 미립화/혼합을 일으키는 주된 원동력이다. 하지만 분무 중심에서 추진제의 질량분포 구배가 크고, 스로틀링되었을 때 연소성능이 감소하며[2], 동심도와 같은 제작공차에 대한 높은 민감도[4] 등과 같은 단점이 있다. 이를 보완하기 위하여 상온 액체상태의 연료를 사용하는 액체로켓은 대부분 동축형 스웰 분사기를 사용하고 있다.

본 연구실에서 2상 유체 전단 동축형 분사기의 액적분포 균일도 및 혼합성능을 향상시키기 위해 고안된 동축형 다공성재 분사기[5]의 축소형 단일분사기와 연소시험을 위한 수냉 노즐을 갖춘 연소기를 설계/제작하였고, 연소성능 분석을 위한 연소시험이 수행되었다. 연소시험에 사용된 추진제는 기체 아산화질소(N_2O) 및 액체 에탄올(C_2H_5OH)이며, 추진제의 혼합비 및 분사속도 비에 따른 연소 성능에 대한 고찰이 이루어졌다.

2. 축소형 연소시험장치 및 시험조건

2.1 축소형 다공성재 분사기

동축형 다공성재 분사기는 리세스 영역 내부에서 반경방향으로 분사되는 기체제트가 분사기 출구를 향해 축 방향으로 발달하면서 중심 액체제트로 운동량을 효과적으로 전달하여 액체제트 분열이 이루어지며, 분사기 끝단에서는 전단 동축형 분사기와 마찬가지로 전단력 작용 및 공기역학적 항력에 의한 2차분열이 일어난다. 준2차원 분사기를 이용한 비연소 상압 분사시험에서, 동축형 다공성재 분사기는 전단 동축형 분사기보다 낮은 운동량 플럭스 비 조건에서 동일한 단면적의 액체제트의 분열이 향상되고, 분무각이 크고, 분무의 질량분포가 더 균일하다[6].

동축형 다공성재 분사기의 개념도 및 주요 형상 인자를 Fig. 1에 표시하였으며, 실험에 사용된 분사기의 주요 치수는 Table 1에 나타내었다. 액체분사기의 제트직경은 1 mm이며, 액체분사기의 상류에는 연소 시 압력강하를 고려하여 직

경 0.55 mm의 오리피스가 설치되어 있다. 와이어 방전 가공된 소결 스테인리스스틸 재질의 다공성재 실린더는 중심 포스트에 삽입되어 장착되며, 중심포스트와 분사기 페이스 내 측면 사이에서 PTFE 가스켓이 0.5 mm 압축되며 고정된다. 분사기 양 측면에서 반경방향으로 공급된 기체 추진제는 다공성재 실린더 주위로 형성된 유동통로를 통해 다공성재 실린더로 이동한다. 기체추진제의 유동통로 단면적은 상류로부터, 38.1 mm^2 (1/4인치 튜브×2), 42.4 mm^2 (다공성재 실린더 외측둘레 유동통로), 62.2 mm^2 (다공성재 실린더 내측 표면분사면적)로 변화한다. 다공성재 표면분사면적은 유동통로면적보다 넓지만, 공극 사이로 유체가 통과하는 다공성재에서의 유효 유동면적은 매우 좁기 때문에 기체추진제의 공급 유로에서 대부분의 압력강하는 다공성재 실린더에서 발생한다. 다공성재 실린더에서의 압력강하는 분사기 기체공급배관의 상류부분에서 측정된 압력, $P_{inj,GAS}$ 와 리세스 영역 압력, P_{recess} 의 차이로 측정된다. 연소 시 리세스 영역 압력은 연소실 압력, P_{CC} 와 동일하다고 보았다.

축소형 동축형 다공성재 분사기는 아산화질소/에탄올($\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$) 추진제 연소를 상정하여 설계되었으며, 설계 추진제 유량은 22.3 g/s (산화제 18.96 g/s , 연료 3.34 g/s), O/F 비 5.68이다. 설계 연소조건에서 액체 에탄올의 분사밀도가 789 kg/m^3 일 때 분사기 압력강하는 약 1.5 bar, 분사속도는 약 5.4 m/s 로, 기체 아산화질소의 분사밀도가 41.24 kg/m^3 일 때 분사기 압력강하는 약 6.5 bar, 다공성재에서의 표면분사속도는 약 4.7 m/s , 분사기 출구에서의 분사속도는 7.48 m/s 이다.

2.2 연소기 설계

연소시험을 위하여 단일분사기용 축소형 연소기 및 저유량 추진제 공급시스템을 사용하였다. 수냉각 방식 노즐이 장착된 연소기는 Fig. 2에 나타낸 바와 같으며, 각 부분의 치수는 Table 2와 같다. 연소기의 설계를 위하여 아산화질소/에탄올($\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$) 추진제 조합에 대한 CEA

해석결과를 이용하였다. 설계 연소실 압력 20 bar, 설계추력 5 kgf, O/F비는 5.68, 연소실 내경, D_{cc} 이 22.0 mm, 산화제온도 278 K, 연료온도 282 K, 연소가스 비열비, γ 가 1.16, 노즐에서 대기압 최적팽창인 조건에서, C_F 는 Eq. 1에 의해 1.42로 계산되며[7], 추력보정계수, ζ_F 를 1.0으로 가정한 경우, Eq. 2에 의해 노즐 목 면적은 17.35 mm^2 , 노즐 목 직경은 약 4.7 mm로 계산된다. 계산된 노즐 목 직경에서의 CEA 계산결과는 Table 3에 나타내었다. CEA의 Rocket Problem 모드에서 finite area combustor, equilibrium flow assumption, $ac/at=21.91$ 조건에서 계산되었다. 최적팽창조건에서 노즐 목-출구 면적 비는 3.92로 계산되었으며, 이에 따라 노즐 출구직경은 9.0 mm로 선정되었다. 연소기의 길이, L_{CC} 는 아산화질소/에탄올 추진제 조합에서 특성길이, L^* 가 1m인 경우[8], Eq. 3에 따라 L_{CC} 는 45.6 mm로 계산된다. 연소실 길이는 추진제의 액적기화와 관련이 있으며, 일반적으로 연소실 길이가 길수록 액체로켓엔진의 성능은 증가한다[9]. 단일 분사기용 축소형 연소기의 경우, 열전달에 따른 벽면 적합성 (wall-compatibility) 확보를 위하여 노즐 목 직경대비 연소실 직경이 커지게 된다. 따라서 여러 개의 분사기가 사용되는 연소기에서의 L^* 값을 그대로 적용할 경우, 연소기의 길이가 매우 짧게 계산되며, 이로 인하여 연소효율 감소, 저주파 연소 불안정 등의 현상이 발생한다[10].

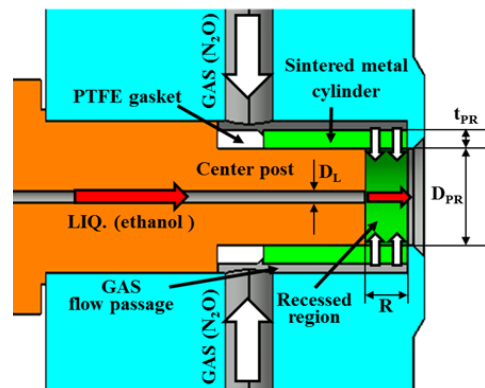


Fig. 1 Schematics of coaxial porous injector.

Table 1. Geometrical parameters of coaxial injector.

	Descriptions	Values
D_L	Inner dia. of liquid jet hole	1.0 mm
D_{PR}	Inner dia. of porous element	8.9 mm
t_{PR}	Thickness of porous element	1.75 mm
$A_{inj,GAS}$	Gas injection area of porous element	62.2 mm ²
e	Mean pore diameter	90 μ m
R	Recess depth (length of exposed porous cylinder)	3.5 mm

본 연구를 통해 수행된 축소형 분사기의 연소 실험에서는 추진제의 체류시간을 충분히 확보하기 위하여 연소기의 길이, L_{CC} 를 143 mm ($L^*=3$ m)로 선정하였으며, 모든 연소실험에서 동일하게 적용하였다.

2.3 추진제 공급 장치

추진제 공급시스템의 개략도는 Fig. 3에 나타내었다. 산화제로 사용된 아산화질소는 고압용기 내에 형성된 증기압에 의해 자발 가압된 기체상태의 아산화질소가 공급되었다. 지속적인 사용시, 잠열소모로 인한 온도 강하로 인해 증기압이 낮아지므로, 히터를 사용하여 고압용기를 가열하여 충분한 추진제 공급압력을 확보하였다.

연료인 에탄올은 고압용기에 충전한 뒤 기체질소로 가압하여 공급된다. 연소 전/후의 배관 및 연소실 퍼지는 기체질소를 사용하여 이루어지며, 추진제의 유동제어는 공압 작동식 볼밸브로, 퍼지 질소는 솔레노이드 밸브로 이루어진다. 아산화질소의 유량은 차압식 오리피스 유량계로, 에탄올의 유량은 터빈유량계를 사용하여 측정되었다. 압력 및 온도 데이터는 NI compact DAQ를 사용하여 20 kHz의 속도로 수집되었으며, 추진제 분사압력의 정상상태 시점을 기준으로 연소실 압력, 분사기 차압, 유량 등의 정상상태 평균값이 계산되었다. 점화 및 소화시퀀스는 Atmega 128 마이크로 컨트롤러 및 6채널 24 VDC 출력 인터페이스로 구성된 제어기를 사용하여 1 ms 단위로 제어된다.

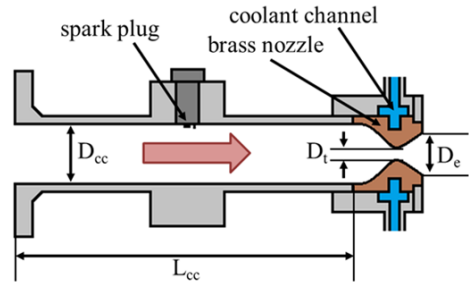


Fig. 2 Schematics of combustion chamber assembly.

Table 2. Geometrical parameters of combustion chamber and nozzle.

	Descriptions	Values
D_{cc}	Inner dia. of combustion chamber	22 mm
D_t	Dia. of nozzle throat	4.7 mm
D_e	Dia. of nozzle exit	9.0 mm
L_{cc}	Length of combustion chamber	143 mm

Table 3. Results of CEA calculation at design point.

Parameters	Injector plate	Combustor end	Nozzle throat	Nozzle exit
P [bar]	20	19.98	11.53	1
T [Kelvin]	3129.0	3128.8	2959.3	2270.2
C_p [KJ/Kg K]	4.33	4.33	4.1532	2.731
γ	1.140	1.140	1.138	1.155
Mach No.	0	0.027	1	2.509
A/At	-	21.91	1	3.92

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \quad (1)$$

$$A_t = \frac{F}{\zeta_F C_F p_1} \quad (2)$$

$$L_{\alpha} = L^* \frac{A_t}{A_{\alpha}} \quad (3)$$

Table 4. Experimental conditions and performance parameters calculated from measured.

Case No.	m_{tot}	O/F ratio	$dP_{inj,GAS}$	$dP_{inj,LIQ}$	P_{oc}	VR_{tip}	C_{exp}	C_{CEA}	η_C
1	17.12	5.38±0.06	5.13	1.05	14.39±0.37	1.98	1458.47±36.94	1558.20	93.60±2.37
2	18.30	4.92±0.12	5.77	1.51	15.05±0.37	1.73	1426.78±38.59	1568.50	90.96±2.46
3	18.40	3.20±0.06	8.60	3.23	13.68±0.37	1.24	1290.13±37.52	1522.20	84.75±2.47
4	19.07	4.60±0.11	5.27	1.88	15.26±0.37	1.60	1389.07±36.93	1572.60	88.33±2.35
5	19.35	4.67±0.10	5.13	1.90	16.45±0.37	1.51	1475.76±36.62	1572.90	93.82±2.33
6	20.10	9.23±0.34	7.62	2.63	16.71±0.37	2.93	1442.65±35.34	1463.90	98.55±2.41
7	20.33	3.60±0.07	5.79	3.25	15.82±0.37	1.20	1349.89±34.44	1550.10	87.08±2.22
8	20.35	3.45±0.06	4.80	3.53	15.48±0.37	1.18	1320.26±34.36	1540.90	85.68±2.23
9	21.28	8.94±0.30	9.60	3.07	17.37±0.37	2.73	1416.17±33.41	1470.50	96.31±2.27
10	21.61	9.99±0.36	10.10	2.63	17.33±0.37	3.05	1391.53±32.89	1447.90	96.11±2.27
11	22.44	6.03±0.14	6.90	1.64	19.40±0.37	1.65	1499.58±32.25	1545.50	97.03±2.09
12	22.96	7.59±0.21	6.90	1.05	19.26±0.37	2.09	1455.51±31.52	1503.90	96.78±2.10
13	23.50	4.62±0.09	7.39	2.94	20.13±0.38	1.22	1486.72±30.91	1575.60	94.36±1.96

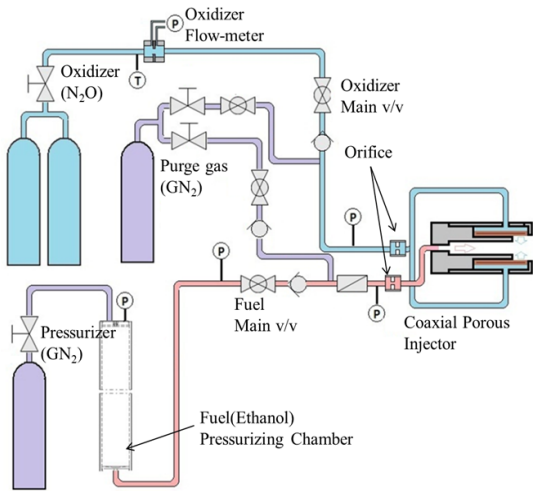


Fig. 3 Schematic of propellant supply system.

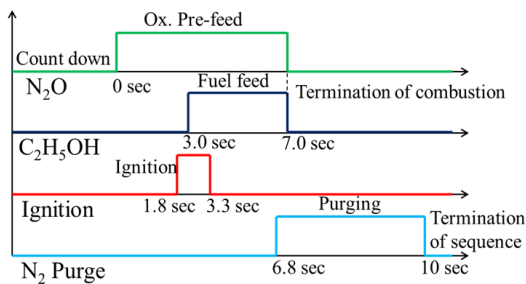


Fig. 4 Hot-firing test sequence: oxidizer pre-feeding configuration.

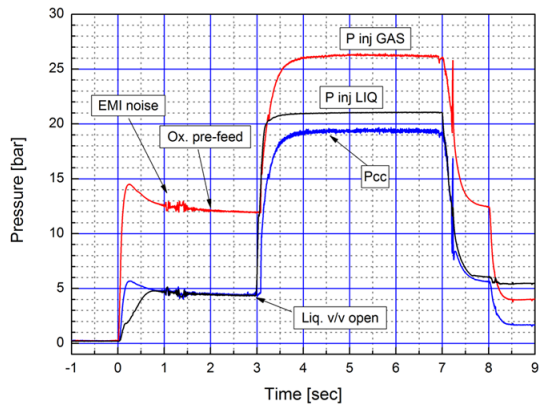


Fig. 5 Representative traces of pressures in combustion chamber and injectors.

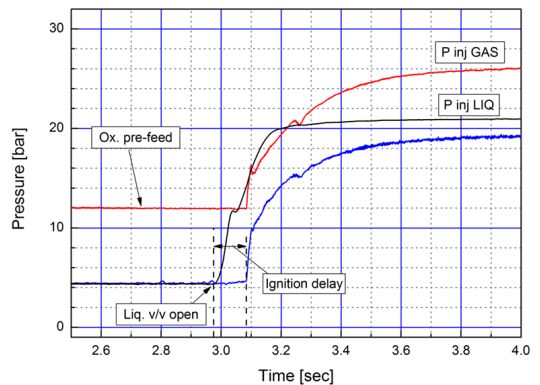


Fig. 6 Pressure histories at the moment of ignition.

24 실험 매개변수

연소시험결과는 O/F 비, 추진제 분사속도 비, 특성속도, 특성속도 효율을 매개변수로 그 결과가 분석되었다. 추진제 분사속도 비, 추진제 질량유량, 분사기 출구 끝단에서의 추진제의 유동면적 및 연소실 압력에 따른 밀도를 이용하여 계산되었다. 액체추진제 제트의 유동단면적은 분사기 직경과 동일한 1 mm, 기체추진제 제트의 유동단면적은 직경 9.0 mm의 다공성재 실린더 출구 단면적에서 액체제트의 유동단면적을 제외한 값을 사용하였다. 산화제의 분사밀도는 각 실험에서 측정된 연소실 압력에 대한 이상기체 방정식으로 계산되었고, 압축성계수와 대류 및 복사열전달로 인한 추진제 온도상승은 무시하였다. 연료의 밀도는 789 kg/m^3 으로 일정한 것으로 가정하였다. 특성속도는 측정된 연소실 압력, 추진제 유량 및 노즐 목 면적을 이용하여 다음 Eq. 4를 통해 구해졌다. 유량계 차압 및 정압, 연소실 압력 등의 단일 물리량 측정값은 수집된 20000 개의 정상상태 샘플들의 통계학적 분포에 따른 95% 신뢰수준에서의 A형 불확도와 각 계측기의 교정서에 제시된 bias 오차들에 대해 RSS(root sum square)법으로 계산된 B형 표준 불확도의 확장 불확도가 계산되었다. 여러 파라미터들의 산술적 계산을 통해 도출되는 질량유량, 추진제 혼합비 및 특성배기속도는 결합 표준 불확도를 계산하여 나타내었다[11,12].

$$c_{\text{exp}}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (4)$$

3. 실험 결과 및 분석

3.1 점화 및 정상상태 연소특성

산화제인 아산화질소가 레귤레이터를 통해 감압되어 공급배관에 유입되면, 급격한 팽창으로 인하여 온도가 낮아지게 된다. 이 때 공급배관의 냉각이 충분히 이루어지지 않은 상태에서는 분사기로 공급되는 아산화질소의 온도가 각 실험 케이스에서 일정하지 않을 수 있다. 따라서 연소

시험에 앞서 충분한 배관의 냉각이 필요하며, 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 아산화질소의 선공급 단계의 시퀀스를 적용하였다. 연료인 에탄올은 아산화질소가 선공급되고 3 초가 지난 후 분사되며, 에탄올 분사 0.2 초전부터 작동되는 스파크 플러그에 의해 점화가 시작된다. 연소는 총 4 초간 지속되며, 추진제 밸브가 모두 닫히기 0.2 초전에 기체질소 퍼지밸브가 작동하여 소화과정이 이루어졌다.

추진제 유량 및 혼합비를 변화시켜 수행한 13 가지 시험케이스의 각 정상상태에서 측정된 연소실 및 분사기 상류 압력과 유량 값의 산술평균값을 Table 4에 나타내었다. 평균값 도출에 사용된 총 샘플 개수는 20000 개이다.

설계조건에 가장 가까운 11번 케이스의 연소 시험 시퀀스에 따른 연소실압력 및 각 분사기의 상류압력의 변화를 Fig. 5에 나타내었다. 산화제가 선공급되는 동안 연소실에 약 4.5 bar의 압력이 형성되며, Fig. 6에 나타난 바와 같이 연료 분사 후 약 113 ms의 지연시간을 가지고 점화가 시작된다. 기체분사기의 다공성재 실린더 차압은 약 6.90 bar, 액체분사기의 차압은 약 1.64 bar, 이 때 아산화질소 및 에탄올의 질량유량은 각각 19.25 g/s, 3.19 g/s이며, 연소압력은 $19.40 \pm 0.37 \text{ bar}$ 로 계산되었다. 기체 및 액체 분사기에서의 평균차압은 연소실 평균압력의 35.4%, 8.40%로 나타났다. 액체 측 분사기 차압이 일반적인 권장 하한범위인 연소실 압력의 15~25%보다 낮았으나[7], 정상상태 연소압력의 $\pm 5\%$ 이내의 섭동량을 보이며 비교적 안정된 연소 동특성을 보였다.

3.2 점화 및 정상상태 연소특성

분사기 형상이 일정한 상태에서 추진제의 혼합비를 변화시킬 때, 총 추진제 질량유량을 일정하게 유지하기 위해서는 추진제 공급압력의 세밀한 조정이 필요하다. 이는 실험실 스케일의 유체제어장비로는 정확한 조정이 매우 어렵다. 따라서 Table 4와 같이 혼합비를 변경하는 각 실험케이스에서 총 추진제 유량이 설계값과 다소 차이를 보였다. 이론 특성배기속도는 설계연소압력 및 그에 대한 노즐 목 면적을 고려하여 CEA

코드에서 계산된 이론값이므로, 실제 각 연소시험 케이스에서의 혼합비 및 측정된 연소압력에 대한 CEA 이론 특성배기속도를 구하고, 실제 실험측정값으로 계산된 특성배기속도와와의 비율을 연소효율 매개변수로 선정하였다. 즉, 액체로켓의 연소효율을 나타내는 특성속도 효율, η_C 에서 이론 특성속도는 각 실험조건 측정값에 대한 CEA 계산값을, 실제 특성속도는 측정된 연소압력 및 추진제 질량유량 데이터를 통해 계산된 값을 사용하여 그 백분율을 특성속도 효율로 도출하였다. Fig. 7에서 사각형 심볼을 연소실 압력이 20 bar일 때 O/F비의 변화에 따른 CEA 이론 특성속도의 변화를, 원형 심볼은 각 연소시험조건에서 측정된 정상상태 평균 연소실 압력, 추진제 유량에 대한 CEA 이론 특성속도의 변화를 나타낸다. 대부분의 시험조건에서 추진제 질량유량이 설계 값보다 적고, 이로 인해 연소압력이 낮게 형성되었지만, 해당 조건에 대한 CEA 계산 값은 0.5% 이하의 차이를 보였고 추진제 혼합비에 따른 경향성도 동일하다고 볼 수 있다.

Fig. 8은 연소실험에서 도출된 특성속도, C_{exp}^* 와 CEA로 계산된 이론 특성속도, C_{CEA}^* 를 O/F비에 따라 비교하였으며, 특성속도 효율을 연소효율의 지표로써 함께 도시하였다. 특성속도는 이론적 값과 유사한 경향성을 보이거나 이론 특성속도는 O/F비가 약 4.5 일 때 최대의 값을 가지는 반면, 실험값은 약 6.0 근처에서 최대 특성속도를 보였다. 이와 같은 차이가 발생하는 원인을 파악하기 위하여, 추진제 질량유량 계측과정에서 발생하는 추진제 혼합비의 확장 불확도를 계산하였다. 연소시험에서 기체추진제 질량유량은 오리피스 유량계에서의 차압, 오리피스 상류압력 및 온도를 이용하여 아산화질소의 체적유량 및 밀도를 계산한 뒤 그 곱으로 얻어지는데, 이에 수반되는 계측시스템의 확장 불확도는 95% 신뢰수준에서 밀도는 약 $\pm 2.1\%$ 내외, 질량유량은 약 $\pm 1\%$ 내외의 범위를 가지는 것으로 계산되었다. 액체 에탄올의 체적유량을 측정하는 터빈유량계에서의 불확도는 비압축성을 가정하여 적용한 밀도에 오차가 없다고 가정하였을 때 약 $\pm 1.5\sim 3.5\%$ 의 범위로 계산되었다. 따라서 추진제

혼합비는 95% 신뢰범위에서 약 1.2~4.0%의 불확실도를 가지는 것으로 계산되며, 이론 혼합비에 가까운 Case 11의 경우 6.03 ± 0.14 의 불확도를 가진다. Fig. 8에서 C_{exp}^* 가 최대로 나타나는 O/F비는 약 6.0부근이며, 불확도를 고려하더라도 O/F비에 따른 특성속도의 경향성은 이론 특성속도 경향성에 비하여 산화제과잉영역으로 치우쳤다고 볼 수 있다. 따라서 특성속도 경향성의 차이는 계측시스템의 불확도로 인한 것보다는 혼합비 변화에 따른 분사기의 추진제 연소성능 변화 특성에 의한 것으로 결론내릴 수 있다. 추진제 연소성능이 반영된 특성속도효율은 대체적으로 O/F비가 높아질수록 증가하는 경향성을 가졌으며, 85~98% 범위로 나타났다. 이는 기체-액체 분사기의 추진제 미립화/혼합이 기체제트의 운동량을 에너지원으로 사용하여 이루어지므로, 높은 혼합비에서는 증가한 산화제인 기체제트의 운동량이 추진제의 혼합 및 미립화 과정을 원활하게 하여 연소효율이 증가한 것으로 생각할 수 있다. 다른 원인으로는 혼합비가 낮아질수록 과농 연료조건에서 열에너지로 변하지 못한 미연 연료가 증가하고, 액체 상태로 분사되는 연료가 상변화하면서 증발잠열만큼의 열에너지를 흡수하기 때문인 것으로 추측할 수 있다.

Fig. 9, 10은 JAXA의 Shimada 등이 동일한 추진제 조합을 사용하여 수행한 연소시험결과[8]의 특성속도 및 특성속도효율을 본 연구의 실험결과와 비교하여 나타낸 것이다. Shimada 등의 실험에서 사용된 추력기는 아산화질소가 액상으로 공급되며, 충돌형 분사기가 사용되었다. 추진제 질량유량은 약 9배 높으며 설계 연소압력은 20 bar로 본 연구와 동일하다. Fig. 9에 나타난 바와 같이 각 시험케이스에서 특성속도는 전반적으로 비슷한 크기 및 경향성을 보였으며, 이론혼합비 범위 근처에서 최대 특성속도가 나타나는 것으로 볼 수 있다. Fig. 10에 보인 바와 같이 본 연구결과와 Shimada 등의 연구결과 모두 특성속도효율은 추진제 혼합비가 높아질수록 증가하는데, 이는 산화제 과잉조건일수록 연료가 완전연소에 가깝게 이루어진 뒤 외부로 배출되고, 산화제인 아산화질소의 초과분이 연소온도에 의해

발열을 수반하는 분해반응을 일으키면서 연소실 압력을 증가시키는 요인으로 작용하기 때문인 것으로 생각된다. Shimada 등이 실험에 사용한 총돌형 분사기는 그 최적설계기법이 비교적 확립되어 있다. 그와 비교하였을 때 동축형 다공성재 분사기의 특성속도 및 효율의 크기에서 큰 차이가 없음은 동축형 다공성재 분사기의 최적화를 통해 더 넓은 추진제 분사조건 범위에서 더 우수한 연소성능을 얻을 수 있는 잠재성이 있다는 것을 의미한다.

4. 결 론

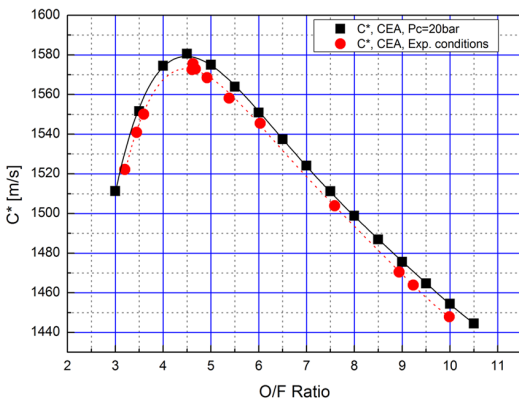


Fig. 7 Theoretical characteristic velocities, calculated in constant combustion pressure and each experimental conditions.

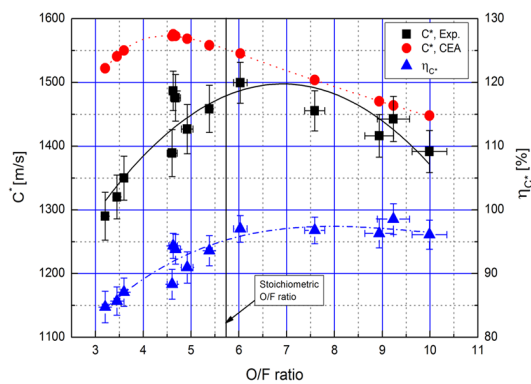


Fig. 8 Variation of C* efficiency, theoretical and measured C* with O/F ratios.

기체 아산화질소/에탄올 추진제 조합으로 동축형 다공성재 분사기의 연소시험을 수행하였으며, 추진제 혼합비에 따른 특성속도효율 변화 및 타 연구결과와의 비교가 수행되었다. 이에 따른 결론은 다음과 같다.

- (1) 실험데이터를 통해 계산된 추진제 혼합비와 특성속도 및 특성속도 효율에는 계측 중에 발생하는 오차가 존재하지만, 결과분석에 영향을 미치지 않을 정도임을 불확실성 해석을 통해 알 수 있었다.
- (2) 연소실험결과 도출된 추진제 혼합비에 따른 특성속도 경향과 CEA 계산을 통한 예측결과는 최대 특성속도 혼합비영역에서 차이가

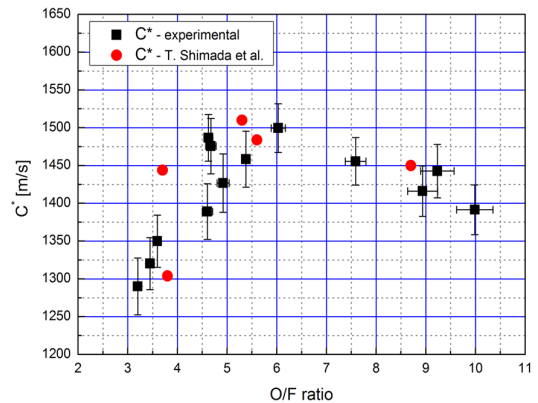


Fig. 9 Comparison of C* with Shimada's results[8].

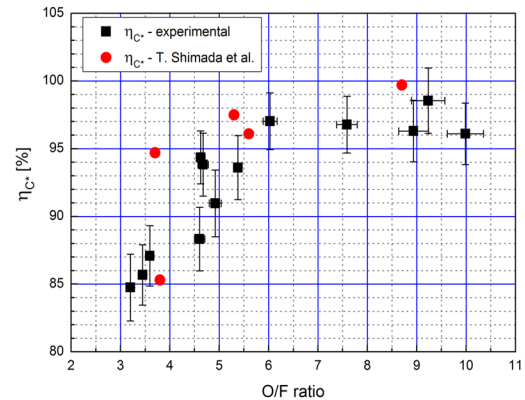


Fig. 10 Comparison of C* efficiency with Shimada's results[8].

있었으며, 다른 실험적 연구결과와 그 경향성이 유사하게 나타났다.

- (3) 특성속도효율은 산화제 과잉조건으로 갈수록 높게 나타났으며, 이는 추진제 분사조건, 연료의 완전연소 분위기 및 아산화질소 초과분의 발열 분해반응으로 인한 것으로 생각된다.
- (4) 동축형 다공성재 분사기와 타 연구기관의 충돌형 분사기의 연소시험결과를 비교하였을 때, 혼합비에 따른 특성속도 및 효율 변화 경향성이 비슷하고 그 크기에 큰 차이가 없었으며, 이는 동축형 다공성재 분사기의 최적설계 기법 도출을 통하여 더 우수한 성능의 분사기 개발이 가능할 것으로 생각된다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2011-0015435, NRF-2012M 1A3A3A 02033146).

References

1. Sozer, E., Shyy, W., and Thakur, S., "Multi-Scale Porous Media Modeling for Liquid Rocket Injector Applications," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, CA, USA, AIAA 2006-5044, July 2006.
2. Lux, J., Suslov, D., and Haidn, O., "Porous Injectors in Cryogenic Liquid Propellant Rocket Engines at Sub- and Super Critical Pressures," *46th AIAA aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, NV, AIAA 2008-947, January 2008.
3. Deeken, J., Suslov, D., and Haidn, O., "Design and testing of a porous injector head for transpiration cooled combustion chambers," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, FL, AIAA 2010-1595, January 2010.
4. Woodward, R.D., Pal, S., Farhangi, S., Jensen, G.E., and Santoro, R.J., "LOX /GH2 Shear Coaxial Injector Atomization Studies: Effect of Recess and Non-Concentricity," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, AIAA 2007-571, January 2007.
5. Kim, D.H., Shin, J.H., Lee, I.C., and Koo, J.Y., "Atomizing Characteristics of Coaxial Porous Injectors," *Journal of ILASS-Korea*, Vol. 17 No. 1, pp. 35-44, 2012.
6. Kim, D.H., Seo, M.K., Lee, I.C., and Koo, J.Y., "Effect of Weber Number and Momentum Flux Ratio on Macroscopic Characteristics of Spray from a Coaxial Porous Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 5, pp. 1-9, 2013.
7. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.
8. Tokudome, S., Yagishita, T., Habu, H., Shimada, T., and Daimo, Y., "Experimental Study of an N2O/Ethanol Propulsion System," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5464, July 2007.
9. Hulka, J.R., "Scaling of Performance in Liquid Propellant Rocket Engine Combustion Devices," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, CT, AIAA 2008-5113, July 2008.
10. Harrje, D.T. and Reardon, F.H., *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, Washington, D.C., USA, 1972.

-
11. Kline, S.J., "The Purposes of Uncertainty Analysis," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 153-160, 1985.
12. Abernethy, R.B., Benedict, R.P., and Dowdell, R.B., "ASME Measurement Uncertainty," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, pp. 161-163, 1985.