

동일한 연소실 압력에서의 당량비 변화에 따른 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 성능특성

강윤형^a · 안현종^a · 배창한^a · 김정수^{b,*}

Performance Characteristics of GCH₄-LO_x Small Rocket Engine According to the Equivalence Ratio Variation at a Constant Pressure of Combustion Chamber

Yun Hyeong Kang^a · Hyun Jong Ahn^a · Chang Han Bae^a · Jeong Soo Kim^{b,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^bSchool of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

A correlation between propellant supply condition and chamber pressure in GCH₄-LO_x small rocket engine was explored and hot-firing tests were conducted to analyze the engine performance characteristics according to the equivalence ratio variation at a constant chamber pressure. Correlation studies have shown that chamber pressure is linearly proportional to oxidizer supply pressure. As a result of the test, the thrust, specific impulse and characteristic velocity that are the main performance parameters of a rocket engine, were found to be enhanced as the equivalence ratio starting from a fuel-lean condition approached the stoichiometric ratio, but the efficiencies of characteristic velocity and specific impulse were on the contrary, in their dependency on the equivalence ratio.

초 록

기체메탄-액체산소 소형로켓엔진에서 추진제 공급조건과 연소실 압력 사이의 상관관계를 조사하고, 고정된 연소실 압력에서 당량비 변화에 따른 성능특성을 분석하기 위해 지상연소시험이 수행되었다. 상관관계 조사를 통해 연소실 압력은 산화제 공급압력에 선형적으로 비례함이 확인되었다. 연소시험 결과, 당량비가 연료희박 조건으로부터 화학양론비에 가까워질수록 로켓엔진의 주요 성능인 추진력, 비추력 및 특성속도는 증가하는 경향을 보였으나, 특성속도 효율 및 비추력 효율의 당량비에 대한 종속성은 그 반대의 경향을 보였다.

Key Words: Small Rocket Engine(소형로켓엔진), Methane(메탄), Constant Chamber Pressure(일정한 연소실 압력), Equivalence Ratio(당량비)

Received 29 October 2022 / Revised 7 December 2022 / Accepted 13 December 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

로켓엔진의 성능은 추진제 당량비(equivalence ratio)의 영향을 크게 받으며, 발사체 페이로드(payload)의 중량은 탑재되는 총 추진제 양에 의해 제한된다. 따라서, 최적의 당량비로 엔진을 운용해야 추진제를 가장 효율적으로 사용함과 동시에 발사비용을 저감할 수 있다. 이론적으로 연료와 산화제는 화학양론비(stoichiometric ratio)로 화학반응시 완전연소(complete combustion)와 함께 최대의 단열 화염온도 혹은 발열량을 낳는다. 그러나, 연소과정에서 고온 화염에 의한 연소생성물의 열해리(thermal dissociation)가 발생하고, 이에 기인하는 정미 발열량(net exothermic heat)의 감소로 인해 메탄연료 로켓엔진의 최대 성능은 화학양론비에서 약간 벗어난 연료과농 조건(fuel-rich condition)에서 발생하고[1] 이미 개발된 우주개발 선도국의 메탄 엔진 또한 대부분 연료과농 조건에서 운용되고 있음이 확인된다[2-5].

이외에도, 막냉각 방식이 적용된 자세제어 엔진이나 궤도전이 추력기(orbital maneuvering thruster)와 같은 소형엔진과 다단연소 사이클 엔진(staged-combustion cycle engine)의 예연소기(preburner)는 전형적으로 화학양론비에서 벗어난 조건에서 운용된다. 일반적으로 최적의 연소 조건에서 벗어날수록 성능은 단조적으로 감소하는 것으로 분석되지만, 선행연구[6] 결과에서와 같이 특정의 연료과농 당량비 이상에서 연소 중 연소실 압력이 급작스럽게 높아지는 식으로 특이한 비선형성이 발생할 가능성을 배제할 수 없다. 추가로, 당량비의 변화에 따른 성능특성에 대한 연구는 다양하게 수행된 바 있지만[7-11], 동일한 연소실 압력조건에서의 당량비 변화에 따른 연구는 현재까지 보고된 바 없다.

본 연구에서는 추진제 공급조건에 따라 형성되는 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 연소실 압력을 간편하고 정확하게 예측할 수 있는 추진제 공급조건 예측 프로그램(Program for the Prediction of Propellant-supply Condition,

PPPC)을 제시하고, 동일한 연소실 압력에서 산출한 여러 당량비의 추진제 공급조건이 적용된 연소시험을 통해 PPC의 근간이 되는 상관관계의 정확도를 검증하며, 엔진의 성능특성을 분석한다.

2. 추진제 공급조건 및 연소실 압력 상관도 분석

2.1 산화제 공급 시스템 및 분석 조건 설정

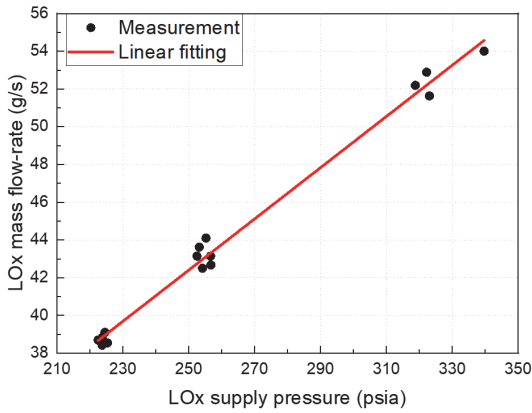
상관도 분석에 앞서, 연소실 압력 형성에 관여하는 매개변수를 조사하였다. 선행연구[12]를 포함한 다양한 연소시험에서 연소실 압력은 산화제의 공급 유량에 지배적인 영향을 받는 것이 관찰되었다. 산화제는 가압식 시스템(pressure-fed system)을 통해 공급되므로, 산화제 공급압력에 따라 유량이 결정된다. 따라서, 조정변수(manipulating variable)인 산화제 공급압력이 반응변수(response variable)인 산화제 유량 및 연소실 압력에 미치는 영향을 보다 명확히 파악하기 위해 현재 고려 중인 엔진의 운용에서 가장 빈번히 참조되는 특정 메탄 공급 유량(10 g/s)에서의 데이터만 채택하여 분석에 사용하였다.

2.2 조정변수—반응변수 상관관계 분석

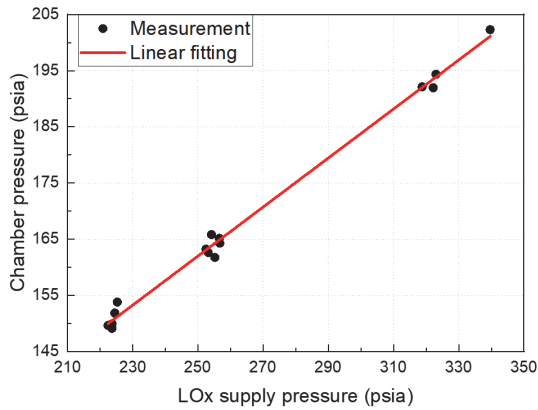
설계된 산화제 공급 시스템의 형상에서 산화제 공급압력에 대한 유량 및 연소실 압력의 상관관계를 분석하여 그 결과를 Fig. 1에 도시한다. 산화제 유량과 이의 지배적인 영향을 받는 연소실 압력은 산화제 공급압력에 선형적으로 비례한다는 사실이 관찰된다. 또한, 조정변수에 따른 반응변수들의 변이 경향을 파악하고자 최소제곱법(least square method)에 의한 선형근사식(linear curve fitting)을 도출하였고, 유량과 압력에 대한 각각의 함수는 다음의 Eq. 1과 Eq. 2로 표현된다.

$$\dot{m}_{LOx,cal} = 0.13574 \times P_{LOx} + 8.47193 \quad (1)$$

$$P_{C,cal} = 0.4363 \times P_{LOx} + 52.92607 \quad (2)$$



(a) Linear regression of oxidizer mass flow-rate according to the oxidizer supply pressure variation.



(b) Linear regression of chamber pressure according to the oxidizer supply pressure variation.

Fig. 1 Summary for the correlation between manipulation and response variables.

위의 식들에 대한 정확도를 검증하기 위해 분석에 사용된 데이터를 각각의 함수식에 대입하여 값을 산출하였으며, 실제 측정된 값과 비교한 결과, 모두 1% 이내의 상대오차(relative error)를 가지며, 절대오차(absolute error)는 각각 평균 0.46 g/s와 1.04 psia인 것으로 확인되었다. 따라서, 두 가지 오차 모두 계산에 미치는 영향이 미미하므로 도출된 선형근사식은 시험조건 예측에 사용하기 적합한 것으로 판단된다. 요약하건대,

Table 1. Chamber pressure variation with the mass flow-rate under the similar equivalence ratio.

Parameter	Case M11	Case M8	Ratio (M8/M11)
\dot{m}_f (g/s)	11.3	8.0	0.71
\dot{m}_t^* (g/s)	49.9	35.7	0.72
ϕ^{**}	1.18	1.16	-
P_c (psia)	153.8	110.5	0.72

*Total (fuel+oxidizer) mass flow-rate **Equivalence ratio

위의 식들을 사용하면 본 시험장치의 형상에서 10 g/s의 연료가 공급될 때, 산화제 공급압력에 따라 로켓엔진에 공급되는 산화제 유량 및 연소실 압력을 간편하게 예측할 수 있다.

2.3 동일한 당량비에서 유량에 따른 연소실 압력 거동

앞서 도출한 선형근사식은 상관관계 분석에 사용된 데이터의 연료 조건(10 g/s)을 충족해야만 사용 가능하므로 다양한 유량 공급조건을 산출하는 데 한계가 존재한다. 따라서, 다양한 조건에서 더욱 정확한 연소실 압력을 산출하기 위해서는 선형근사식에 대해 총 유량의 영향을 보상(compensation)하는 과정이 필요하다. 이를 위해 동일한 당량비에서의 유량에 따른 연소실 압력 거동을 분석하여 그 결과를 Table 1에 제시한다. 표에서는 거의 동일한 당량비 조건에서 총 유량과 연소실 압력의 비율이 모두 28% 감소한 것이 확인된다. 이를 통해 동일한 당량비에서의 연소실 압력은 화학반응에 참여하는 추진제의 총량과 선형적인 비례관계를 가질 것으로 예측된다.

2.4 PPC를 이용한 분석

조정변수와 반응변수 간의 상관관계 및 추진제 총량이 연소실 압력에 야기하는 효과에 대한 분석 결과를 토대로 PPC의 초판(initial version)이 작성되었다. 연소시험에 사용된 추진제 당량비 및 총 추진제 유량 변이에 대해 예측된 연소실 압력이 Fig. 2에 도시된다. PPC가 예측하는 연소실 압력은 총 추진제 유량에 의해 지배적인

영향을 받으나, 당량비에 따른 효과는 매우 미미한 것으로 그림에서 관찰된다. 추가로, PPPC 초판의 정확도 및 사용 적합성을 확인하기 위해 선행연구에서 획득된 다양한 공급조건에서의 데이터를 사용하여 연소실 압력을 산출하였으며, 실제 측정된 값과 비교하였다. 산출된 연소실 압력은 측정된 값과 1.05 psia 이내의 절대오차와 0.69% 이내의 상대오차를 가지는 것이 Table 2를 통해 확인된다. 따라서, PPPC 초판은 연소시험 조건 설정을 위한 계산에 적합하다고 판단되었으며, 이에 의해 목표 연소실 압력에 대한 추진제 공급조건이 설정되었다.

3. 시험 장치 및 방법

소형로켓엔진(Small Rocket Engine, SRE), 정밀추력측정장치, 추진제 공급장치, 유량계 및 압력센서, 유량제어밸브 그리고 데이터 수집 및 제어장치 등으로 구성되는 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 지상연소시험을 위한 시험장치 개략도를 Fig. 3에 도시한다.

정밀추력측정장치는 지면과 수직방향의 1분력을 측정하고, 다른 방향으로의 추력손실은 최소화되도록 설계하였다. 또한, 연소시험 중 발생할 가능성이 있는 이력 현상(hysteresis)을 고려하여

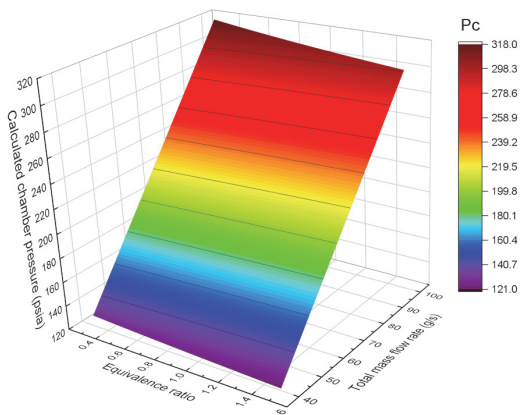


Fig. 2 Predicted chamber pressure obtained by utilizing initial version of the PPPC.

실시간 교정(calibration)을 통한 추력보상(thrust compensation)을 수행하였다.

추진제 공급장치는 추진제 탱크를 가압하여 유량을 조절하는 가압식 시스템으로 구조가 간단하여 조작이 용이한 장점을 갖는다.

연소시험을 수행하면서 성능특성 분석을 위해 다양한 측정장치를 사용하여 데이터를 획득하였다. 추진제 유량을 측정하기 위해 정확도가 우수한 코리올리 유량계(Micro Motion, CMF025M)를 사용하였으며, 연소실 내부의 압력을 측정하기 위해 압력센서(Omega Engineering, 409 series)를 연소실에 부착하였다.

시험에서 유량조절밸브는 LabVIEW를 활용하여 개발한 자동작동 시퀀스로 제어되었다. 측정된 데이터는 NI-cRIO를 통해 100 Hz로 샘플링되어 실시간으로 저장되었다.

소형로켓엔진은 크게 인젝터 조립체, 점화기, 연소실 및 노즐로 구성되어 있다. 로켓엔진의 소재로는 가공성 및 내식성이 우수하며, 내고온 강도가 높은 SUS316L을 사용하였다. 인젝터는 추

Table 2. Comparison of the chamber pressures between measured data and predicted values.

Case No.	ϕ	\dot{m}_T (g/s)	P_c (psia)
A1	0.73	62.6	191.95
A1_PPPC			192.30
Error (psia, %)			0.35, 0.18
A2	0.80	62.6	192.11
A2_PPPC			191.54
Error (psia, %)			0.57, 0.30
A3	0.96	53.5	163.25
A3_PPPC			162.26
Error (psia, %)			0.99, 0.61
A4	1.01	48.3	145.63
A4_PPPC			146.27
Error (psia, %)			0.64, 0.44
A5	1.13	50.1	151.87
A5_PPPC			150.82
Error (psia, %)			1.05, 0.69

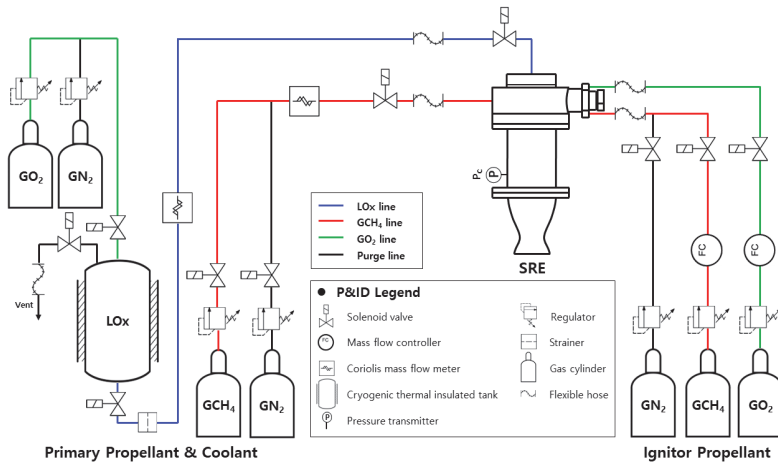


Fig. 3 Schematic of experimental setup.

진제 미립화 성능이 우수한 단일 스웰 동축형이고, 점화기는 구조가 간단하고 작동 신뢰도가 높은 스파크 플러그(spark plug)를 사용하는 가스 토치 점화방식(gas-torch ignition method)이다. 연소실 형상설계에는 선행연구를 통해 최적화된 1.71 m의 특성길이를 적용하였다. 노즐은 Rao 작도법[13]을 사용하여 벨형으로 설계되었고, 대기압에 의한 노즐 내부에서의 유동 박리를 고려하여 3.4의 팽창비를 가진 컷아웃(cut-out) 노즐이 사용되었다.

연소시험 시간은 선행연구[12]에서 도출된 냉각 시스템이 적용되지 않은 추력실이 고온 가스의 화염으로부터 열기계적 손상 없이 버틸 수 있는 시간인 5.5초로 모두 동일하게 설정되었다.

당량비 변화에 따른 성능특성을 조사하기 위한 연소시험의 목표 연소실 압력은 180 psia로 설정되었다. 연료 유량은 6 g/s에서 11 g/s까지 1 g/s 간격으로 증가되었고, 목표 연소실 압력에 도달하기 위한 산화제 유량은 PPPC 초판을 통해 산출되었다. 이 과정으로 도출된 추진제 공급 조건을 Table 3에 요약한다.

4. 결과 및 고찰

동일한 연소실 압력 하에서 추진제 당량비 변

Table 3. Test condition according to the propellant supply-condition variation.

Case No.	$P_{C,target}$ (psia)	\dot{m}_f (g/s)	\dot{m}_t (g/s)	ϕ
E1	180	6	57.7	0.46
E2		7	58.0	0.55
E3		8	58.3	0.64
E4		9	58.6	0.73
E5		10	58.9	0.82
E6		11	59.2	0.91

화에 따른 성능특성을 분석하기 위해 PPPC 초판을 사용하여 예측된 시험조건으로 지상연소시험을 수행하였으며, 시험을 통하여 측정된 연소실 압력을 Fig. 4에 도시한다. 시험으로 형성된 연소실 압력은 전반적으로 목표 압력(180 psia)에 비해 소폭 낮았는데, 특히 연료가 매우 희박한 조건인 당량비 0.6 미만(시험조건 E1 및 E2)에서는 감소 폭이 확대되는 것이 관찰된다. 이는 PPPC의 상관관계식이 포함하는 오차와 더불어 관계식에 당량비에 따른 화학강도의 영향이 내재되어 있지 않아 발생한 것이다. PPPC 초판에 사용된 데이터의 당량비 구간은 0.7~1.2였고, 해당 구간에서의 프로그램의 정확도는 Table 2를 통해 확인된 바 있으나, 이를 벗어난 구간에 대

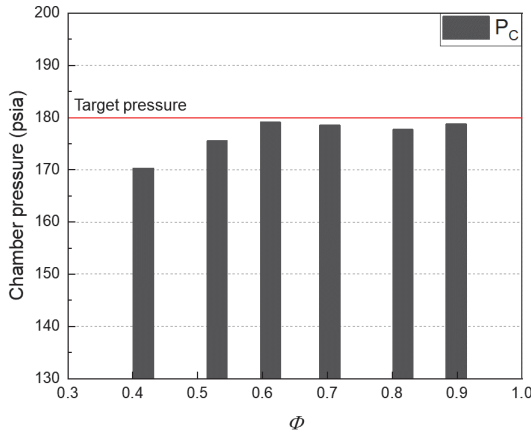


Fig. 4 Chamber pressure measured from the test.

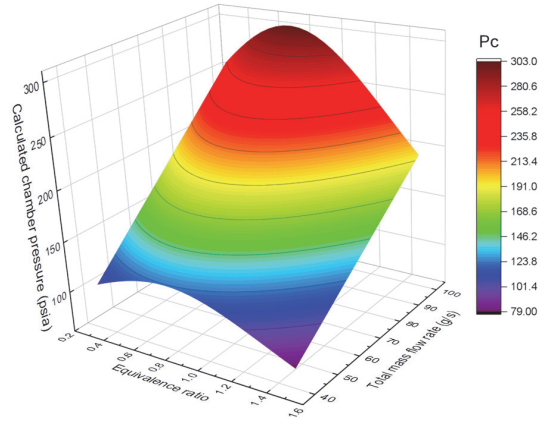


Fig. 5 Prediction of the chamber pressure resulted from the improved version of the PPPC.

한 분석 및 검증은 수행되지 않았다. 따라서, 연소실 압력의 추정값과 실측값 간의 오차는 화학양론비에서 멀어질수록 감소하는 화학반응 강도의 경향이 PPPC 초판에 반영되지 않아 발생한 것으로 판단되므로, 이러한 오차를 줄이고자 과도한 연료희박 혹은 과농 조건에서 당량비에 종속하는 연소반응 강도의 영향을 보상하는 과정을 PPPC에 추가하여 프로그램의 정확도를 개선하였으며, 그 결과를 Fig. 5에 제시한다. 연소실 압력은 프로그램의 초판과는 다르게 동일한 추진제 유량에서도 화학반응 강도에 따라 변화되며, 화학양론비에서 멀어질수록 압력이 급격하게 낮아지는 경향이 확인된다.

개선된 PPPC를 사용하여 예측된 시험조건 E4~E6의 평균 연소실 압력인 178 psia가 목표 압력으로 설정되었고 연소실 압력이 낮게 형성되었던 E1과 E2, 그리고 연소실 압력이 178 psia보다 미량 높게 형성된 E3에 대한 추진제 공급조건이 재산출되었으며 이들에 대한 추가적인 연소시험이 수행되었다.

Fig. 6은 각 시험조건에서의 플룸 이미지를 도시한다. 당량비가 화학양론비에 가까워질수록 강한 연소반응 강도에 기인하는 고온의 연소 가스로 인해 플룸의 jet boundary가 뚜렷해지고 shock 강도가 강화되는 것이 플룸 영상에서 확인되고 연소실 및 노즐에서의 글로잉 면적이 증대되는 현상 또한 관찰된다.

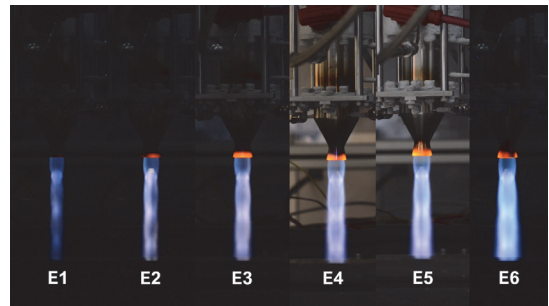


Fig. 6 Plume image of the firing test.

Table 4와 Fig. 7은 시험을 통해 측정 및 산출된 시험조건과 성능특성을 요약한다. 실제로 형성된 연소실 압력은 목표 압력과 매우 유사한 것으로 확인되는데, 이를 통해 화학반응 강도의 영향을 보상한 개선된 PPPC가 매우 정확하게 작동된다는 사실을 알 수 있다.

Fig. 7에서는 화학양론비에 가까워질수록 로켓엔진의 주요 성능특성인 추력, 비추력 및 특성속도가 점진적으로 증가하는 경향이 관찰된다. 이는 연소실 압력이 비슷하더라도 당량비가 화학양론비로 접근함에 따라 연소실 내부의 화학반응은 더욱 활발하게 되어, 유동 에너지가 증대되기 때문으로 판단된다. 그러나, 당량비 증가에 따라 연소에 유리한 환경이 조성됨에도 불구하고 연소효율과 관련된 성능특성인 특성속도 효율 및 비추력 효율은 오히려 저하하는 경향을

Table 4. Test conditions for the revisited test.

Case No.	P_C (psia)	\dot{m}_f (g/s)	\dot{m}_o (g/s)	ϕ
E1.2	176.0	5.8	66.0	0.39
E2.2	176.0	6.9	60.4	0.51
E3.2	177.9	7.9	59.5	0.61
E4	178.5	8.9	59.3	0.70
E5	177.6	9.8	58.1	0.82
E6	178.7	10.9	59.6	0.90

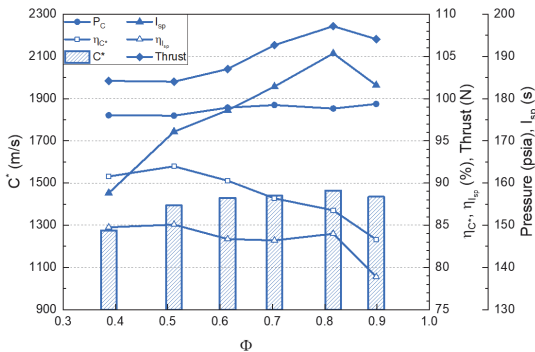


Fig. 7 Summary for the performance characteristics of the revisited test result.

보인다. 또한, 시험조건 E6 경우의 전체적인 성능 특성은 E5보다 감소하는 현상이 발생하고 있다.

이러한 현상들의 원인을 규명하기 위해 액체 추진제의 분무특성과 관련된 인자인 산화제 주입압력을 조사하였으며, 그 결과를 Fig. 8에 나타낸다. 그림에서 특성속도 효율이 산화제 주입압력과 동화되는 거동을 확인할 수 있는데, 산화제 주입압력은 산화제의 스월 강도(swirl strength)에 직접적인 영향을 주는 요소로써 산화제 주입압력의 증가가 스월 강도의 증대를 동반하여 추진제의 미립화를 촉진하기 때문으로 판단된다. Chen 등[14]은 스월 강도가 증대될수록 분무각이 증가한다고 주장한 바 있으며, Ramezani 등[15]은 분무각이 연소효율에 직접적인 영향을 미친다고 언급한 바 있다. 유사하게 시험조건 E6 ($\phi=0.90$)의 경우, 낮은 주입압력에 기인하는 인젝터 분무 성능의 과도한 저하가 추진제 혼합효

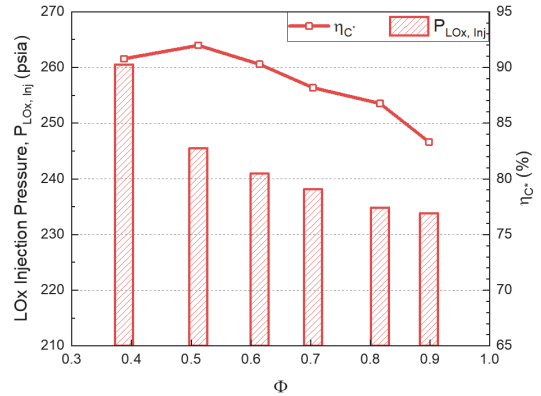


Fig. 8 Oxidizer injection pressure according to the equivalence ratio variation.

율을 급감시키며, 화학양론비 근처에서 발생할 수 있는 화학반응 강도 증대 효과를 압도하여 특성속도 및 비추력성능 등을 저하시키고 급격한 추세이탈을 야기하는 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 추진제 공급조건과 연소실 압력 사이의 상관관계를 조사하고, 고정된 연소실 압력에서 당량비 변화에 따른 엔진의 성능특성을 분석하기 위해 수행된 지상연소시험의 결과를 제시한다.

산화제 공급압력과 산화제 유량 및 연소실 압력 사이의 상관관계를 분석한 결과, 산화제 유량과 연소실 압력 모두 산화제 공급압력에 선형적으로 비례하는 것이 확인되었고 분석을 통해 도출된 선형근사식과 실측값 사이의 상대오차는 1% 이내의 높은 정확도를 보였다.

지상연소시험 결과, 로켓엔진의 주요 성능특성인 추력, 비추력 및 특성속도는 당량비가 화학양론비에 가까워질수록 증가하는 경향을 보였으나, 특성속도 효율 및 비추력 효율의 당량비에 대한 종속성은 그 반대의 경향을 보였다. 또한, 시험조건 E6의 경우, 화학양론비에 가까워졌음에도 불구하고 전체적인 엔진의 성능이 감소하였는데, 이는 추진제 혼합효율의 저하에 기인하는 것으

로 판단된다.

연소효율 거동을 분석하기 위해 액체추진제의 분무특성과 관련된 인자인 산화제 압력 변이를 조사한 결과, 특성속도 효율은 산화제 주입압력과 동화되는 거동을 보였다. 산화제 주입압력의 저하는 산화제의 스웰 강도 약화 및 분무각 감소로 이어지며, 과도한 분무 성능 저하에 의한 추진제 혼합 및 화학반응 강도의 약화는 화학양론비 근처에서 발생할 수 있는 화학반응 강도 증대 효과를 압도할 수 있는 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2085070)의 지원을 받아 수행된 연구결과임.

References

- Kim, J.H., Jung, H. and Kim, J.S., "Analysis of the Theoretical Performance Characteristics for Methane-fuel Bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 1-7, 2014.
- Morehart, J.H., "A Survey of LNG-fueled Rocket Engine Development Activity - Non U.S.," *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, Virtual, AIAA2021-3581, Jan. 2021.
- Iannetti, A., Girard, N., Tchou-kien, D., Bonhomme, C., Ravier, N. and Edeline, E., "Prometheus, a LOX/LCH4 Reusable Rocket Engine," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Jun. 2017.
- Taya, K., Sakaguchi, H., Ishikawa, Y., Kimoto, K. and Ishizaki, S., "Development status of LOX/LCH4 rocket engine," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OH, U.S.A., AIAA2014-3480, Jul. 2014.
- Leudière, V. and Supié, P., "KVD-1 Engine in LOX/CH4," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, CinCinnati, OH, U.S.A., AIAA2007-5446, Jul. 2007.
- Kang, Y.H., Ahn, H.J., Bae, C.H. and Kim, J.S., "Combustion Characteristics of the Gaseous-methane & Gaseous-oxygen Reactants under Highly Fuel-rich Conditions," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 6, pp. 45-52, 2021.
- Martin, J.A. and Manski, D., "Variable-mixture-ratio and other rocket engines for advanced shuttles," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 4, pp. 549-555, 1991.
- Han, P.G., Chang, H.S., Cho, Y.H., Kim, K.H. and Woo, Y.C., "Effect of Mixture Ratio Variation near Chamber Wall in Liquid Rocket Engine using Coaxial Injectors," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., AIAA2003-1230, Jan. 2003.
- Guo, H. and Liang, G., "Theoretical and Experimental Investigation of Influence of Mixture Ratio on Hydrogen-Oxygen Detonation Characteristics," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, CO, U.S.A., AIAA2009-5479, Aug. 2009.
- Kim, S.J. and Natan, B., "Inlet Geometry and Equivalence Ratio Effects on Combustion in a Ducted Rocket," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 2, pp. 619-631, 2015.
- Schneider, D., Stark, R., Génin, C., Oswald, M. and Kostyrkin, K., "Active Control of Dual-Bell Nozzle Operation Mode Transition by Film Cooling and Mixture Ratio Variation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, No. 1, pp. 47-58, 2020.
- 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.
13. Rao, G.V.R., "Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations," *American Rocket Society Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 1488-1494, 1961.
 14. Chen, C., Yang, Y., Wang, X. and Tang, W., "Effect of geometric and operating parameters on the spray characteristics of an open-end swirl injector," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 12, pp. 4457-4467, 2019.
 15. Ramezani, A.R. and Ghafourian, A., "Spray Angle Variation of Liquid-Liquid Swirl Coaxial Injectors," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, AZ, U.S.A., AIAA2005-3747, Jul. 2005.