

研究論文

특성길이 변화에 따른 H₂O₂/Kerosene 이원추진제 로켓 엔진의 성능평가

조성권* · 장동욱* · 김종학** · 윤호성** · 권세진***†

Performance Evaluation on Characteristic Length Variation of H₂O₂/Kerosene Bipropellant Rocket Engine

Sungkwon Jo* · Dongwuk Jang* · Jonghak Kim** · Hosung Yoon** · Sejin Kwon***†

ABSTRACT

In addition to the previous study for development of a 1,200 N-class bipropellant rocket engine with concentrated hydrogen peroxide, the effect of characteristic length and thrust measurement were experimentally evaluated. Tests with characteristic lengths of 0.95, 1.07, and 1.20 m were performed and C* and Isp efficiencies were increased as increasing characteristic length. The maximum C* and Isp efficiencies were 98.4% and 93.1% respectively. Based on the evaluation of the designed engine, the optimized characteristic length was proposed in using the engine adapted decomposed hydrogen peroxide and the engine performance at vacuum-level was evaluated using thrust and Isp efficiency at the designed equivalence ratio. As a result, 218.4 s at sea-level, 253.3 s at vacuum-level, and vacuum thrust of 1035.3 N can be estimated.

초 록

고농도 과산화수소를 이용하는 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진 개발을 위한 기존 연구와 더불어, 특성길이의 영향 및 추력 측정을 통한 실질적인 성능을 평가하였다. 특성길이는 0.95, 1.07과 1.20 m, 총 3가지 경우에 대하여 실험을 수행하였으며, 특성길이의 증가에 따라 C* 효율 및 Isp 효율 모두 증가함을 확인하였다. 설계 당량비에서의 최대 C* 및 Isp 효율은 각각 98.4%와 93.1%로 측정되었다. 엔진 성능 평가 결과를 바탕으로 분해된 과산화수소를 이용한 엔진에서의 최적 특성길이를 제안하고, 설계 당량비에서의 추력 및 비추력 효율을 이용하여 진공에서의 엔진성능을 예측하여 보았다. 그 결과, 지상 218.4 s, 진공 253.3 s의 비추력과, 진공 추력 1035.3 N의 성능을 예상할 수 있다.

Key Words: Bipropellant(이원추진제), Kerosene(케로신), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Autoignition(자연점화), Characteristic Length(특성길이)

접수일 2010. 12. 6, 수정완료일 2011. 4. 11, 게재확정일 2011. 4. 15

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

** 정회원, (주)스페이스솔루션 개발팀

*** 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회(2010. 11. 25-26, 제주 샤인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

과산화수소는 현대 로켓 역사에 있어서 가장 먼저 사용되었던 추진제 중 하나이지만, 하이드

라진(N_2H_4)과 사산화질소(N_2O_4) 등 보다 높은 성능을 보이는 추진제의 등장으로 추진제로서의 연구는 더 이상 이루어지지 않았다. 90년대 초부터, 환경과 연구자들의 보호 및 위험물질에 따른 처리비용의 증가로 친환경 추진제에 대한 관심이 증가하였고, 그 중 하나인 과산화수소에 대한 연구가 다시금 활발해졌다[1]. 또한 시간이 지남에 따라 고농도 과산화수소에 대한 생산성이 높아지고 저장성이 우수해지면서, 추진제로서의 성능과 가치가 매우 높아지고 있다[2].

추진제로서의 과산화수소는 보통 85 wt% 이상의 농도를 사용하며, 단일추진제 뿐만 아니라 촉매 분해 후 생성물이 산소와 수증기이기 때문에 이원추진제의 산화제로도 이용이 가능하다. 많은 연구 그룹에서 과산화수소를 산화제로 이용하기 위한 다양한 연구를 수행하였다[3-11]. 이러한 노력의 일환으로, 조 등[12]은 1,200 N 급 과산화수소/케로신 이원추진제 로켓 엔진의 개발을 위한 연구를 수행하였으며, 안정적인 자연점화 및 당량비에 따른 성능을 평가하였다.

본 연구에서는 기존의 연구를 더욱 확장하고 엔진의 성능을 향상시키고자, 연소실의 특성길이(characteristic length, L^*) 변화에 따른 특성속도(characteristic velocity, C^*)를 측정하고 이를 분석하였다. 또한 측정된 결과를 바탕으로 분해된 과산화수소를 이용하는 이원추진제 로켓 엔진의 최적 특성길이를 제안하였다. 이와 더불어, 실질적 적용을 위한 구체적인 정보를 제공하기 위하여 추력 측정 및 보정을 수행하였으며, 이를 바탕으로 비추력(specific impulse, I_{sp})을 계산하고, 진공조건에서의 엔진 성능을 예측하였다.

2. 이원추진제 엔진 및 실험 장치

2.1 H_2O_2 /Kerosene 이원추진제 엔진

이원추진제 로켓 엔진의 경우, 기존의 연구에서 설계된 엔진을 그대로 적용하였으며, 크게 과산화수소 분해용 촉매 반응기, 케로신 분사용 인젝터, 연소기 및 C-D(Converging-Diverging) 노즐로 구성되며, 설계 및 제작된 연소기와 촉매

반응기의 제원은 Table 1에 보였다. 연소기의 특성길이를 변화시켜 실험을 수행하기 위하여, Fig. 1에 보인 것과 같이, 연소기와 촉매 반응기 사이에 연소기 내부 부피를 증가시킬 수 있는 단(stage)을 추가로 제작하였다. 2개의 단을 추가 설계, 제작하였으며, 폭은 각각 1 cm와 2 cm이다. 단을 추가함으로써 연소기의 특성길이는 0.95, 1.07과 1.20 m로 변경이 가능하다. 특성길이는 촉매베드의 부피를 제외한, 인젝터 면에서 노즐의 단면적까지의 부피를 노즐 목 면적으로 나눈 값으로 정의하였다. 촉매베드 사이징은 사용된 촉매 및 촉매지지체에 의해 영향을 받기 때문에, 촉매베드 부피를 제외하여 문헌들과의 비교를 용이하게 하고 최적 특성길이를 제안하기 위함이다.

Table 1. Specification of designed rocket[12]

Parameter	Value
General	
Thrust at vacuum	1,200 N
Chamber pressure	30 bar
Oxidizer	90 wt.% H_2O_2
Fuel	Kerosene
Total mass flow rate	417 g/s
O/F ratio	7.2
Throat diameter	16.8 mm
Area ratio	4.95 (at sea level)
Designed area ratio	20 (at vacuum)
Theoretical C^* (CEA)	1597.8 m/s
Theoretical I_{sp} (CEA)	244 s (at sea level)
Catalytic Reactor	
Catalyst	PbO+MnO
Catalyst support	Al_2O_3
Reactor diameter	60.0 mm
Reactor length	35.0 mm
Combustor and Nozzle	
Combustor diameter	60.0 mm
Combustor length	66.25 mm
Characteristic length	0.95 m
Throat diameter	16.83 mm
Nozzle exit diameter	37.44 mm

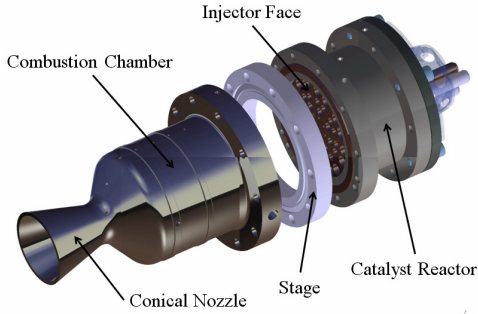


Fig. 1 Schematic of 1,200 N-class H₂O₂/ Kerosene bipropellant engine

2.2 실험 장치

모든 실험에 있어서 90 wt% 과산화수소를 동일하게 사용하였다. 추진제인 과산화수소와 케로신은 질소 실린더를 묶어서 구성한 매니폴드에 의해 가압되며, 각 추진제마다 압력 레귤레이터를 설치하여, 공급 압력을 변화시킬 수 있도록 하였다. 가압된 추진제는 로켓 엔진 연소 시험 직전에 공압 밸브에 의해 원격으로 제어가 이루어지며, 각 밸브는 타이머에 의해 정밀하게 개폐가 된다.

실험과정에서 획득한 압력과 추력, 유량 데이터는 NI 시스템에 의해 저장되며, 1000 Hz (10 kHz filter 사용)로 획득하였다.

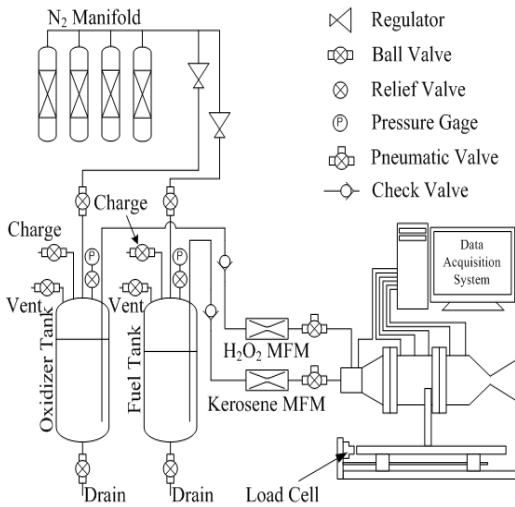


Fig. 2 Experimental setup

3. 성능 시험 결과

3.1 추력 측정값 보정

정확한 추력을 측정하기 위해서는 로드셀 (load cell)에 의한 측정값뿐만 아니라, 추진제 공급을 위해 설치된 배관, 슬라이딩 스탠드의 저항 등이 모두 고려되어야 한다. 또한 3축 방향에 대해서 각각 나누어 추력이 측정되어야 하며, 추진제 공급라인 내부의 추진제 가압 압력에 따라서도 측정된 추력에 변화를 가져올 수 있다. 하지만 본 실험에서는 정밀한 추력측정 보다는 연소기의 특성길이에 대한 성능변화 측정을 목적으로 하고 있기 때문에, Fig. 3에 보인 것과 같이, 축방향의 추력 성분만을 가정하여 대기압 상태의 공급라인만을 고려하여 측정된 추력을 보정하도록 하였다.

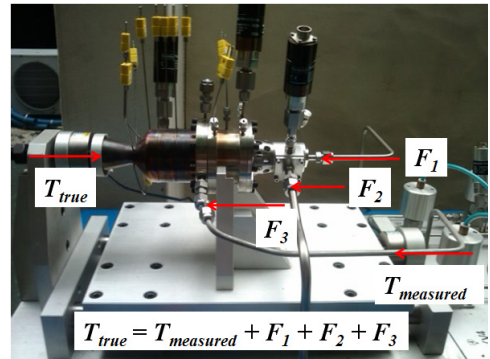


Fig. 3 Thrust measurement calibration

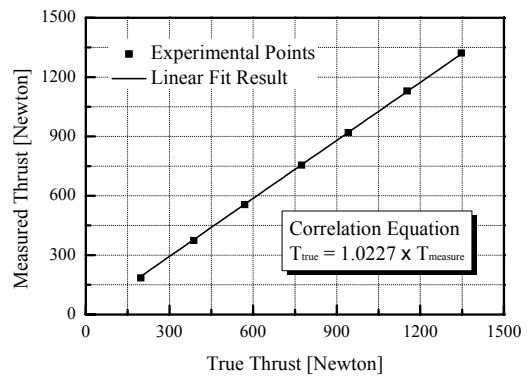


Fig. 4 Comparison graph of measured and true thrust taken from linear fitting

추력 보정을 위해, 엔진 노즐에서 역으로 힘을 가하여 측정되는 로드셀의 값을 획득하였다. 그 결과, Fig. 4와 같이, 가하는 힘과 측정된 힘에 대해 차이를 보였으며, 가하는 힘이 증가할수록 그 차이는 증가하여, 선형적인 결과를 보였다. 실 추력값은 측정된 추력에 약 2%의 힘이 추가된 것으로, 이는 공급라인에서 실 추력이 나누어진 결과로 볼 수 있다. 실험결과를 통해 획득한 상관식을 통하여 연소시험에서 측정된 추력으로 부터 보정된 실 추력값을 계산하였다.

3.2 특성길이 변화에 따른 성능 변화

이원추진제 엔진에서 연소기의 특성길이, L^* 는 인젝터를 통해 공급된 연료와 산화제가 충분히 연소할 수 있는 공간을 제공함으로써 추진제들의 체류시간 (residence time)을 증가시키는데 그 목적이 있다. 따라서 특성길이의 증가는 곧 연소 효율의 증가를 보인다. 하지만, 연소실 내부의 증가된 면적만큼 냉각을 필요로 하는 부분이 증가되기 때문에 추진제 조합에 따른 최적화는 엔진의 성능 향상을 위해 반드시 필요하다고 할 수 있다. 이러한 특성길이는 사용되는 추진제의 종류에 따라 크게 영향을 받으며, Table 2와 같이, 여러 추진제 조합에 대한 권장 특성길이가 제안되고 있다[13].

Table 2에 제시된 $H_2O_2/RP-1$ 의 경우, 촉매베드를 포함한 특성길이를 제안하고 있다. 이는 촉매 성능에 따라 달라질 수 있으며, 사용된 촉매의 종류 및 촉매지지체의 성능을 배제하고 분해

Table 2. Characteristic lengths (L^*) for typical combustion chamber[13]

Propellants	L^* [m]
Liquid F/ N_2H_4	0.61 - 0.71
Liquid F/Liquid H_2	0.56 - 0.76
$H_2O_2/RP-1$ (with catalyst bed)	1.52 - 1.78
HNO_3/N_2H_4 -based fuel	0.76 - 0.89
N_2O_4/N_2H_4 -based fuel	0.76 - 0.89
Liquid O_2/NH_3	0.76 - 1.02
Liquid O_2 /Liquid H_2	0.56 - 1.02
Liquid O_2 /RP-1	1.02 - 1.27

된 과산화수소와 케로신에 대한 특성길이를 최적화하기 위해서, 본 연구에서는 촉매베드의 부피를 제외하여 특성길이를 평가하였다.

이원추진제 엔진의 연소실과 촉매 반응기 사이에 단을 추가하여 특성길이를 변화시킬 수 있도록 하였으며, 0.95, 1.07과 1.20 m의 경우에 대하여 점화시험을 수행하였다. 안전을 고려한 예비 점화시험을 제외한 총 22회에 걸친 시험이 각기 다른 조건에 대해 평가되었으며, 유량과 압력, 추력측정을 통해 성능을 분석하였다.

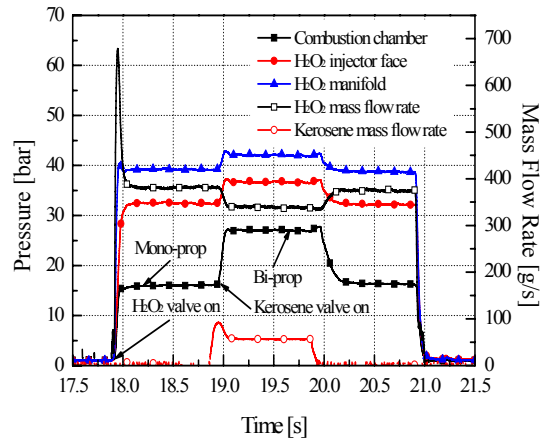


Fig. 5 Variations of pressure and mass flow rate (equivalence ratio: 1.34, C^* efficiency: 97.06%, I_{sp} efficiency: 92.05%)

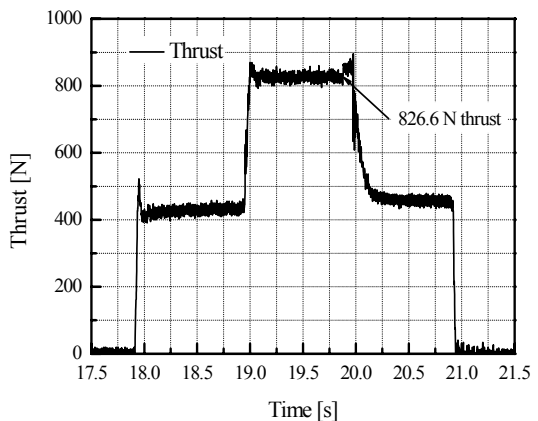


Fig. 6 The result of thrust measurement (equivalence ratio: 1.34, C^* efficiency: 97.06%, I_{sp} efficiency: 92.05%)

총 3초 동안의 과산화수소 공급과 그 사이 1초 동안의 케로신 공급을 통한 점화시험이 수행되었다. 과산화수소 공급 매니폴드, 인젝터 면과 연소실의 압력과 각 추진체의 유량변화를 Fig. 5에 나타내었다. 모든 실험조건에서 유사한 형태의 압력 구배를 보이고 있으며, 이원추진제 모드에서 압력 최대치와 최저치의 차이를 평균 연소실 압력으로 나눈 압력 변동 값은 최대 ±1.1% 이하로 상당히 안정적임을 알 수 있다. 추력 측정 결과를 Fig. 6에 보였으며, 압력 변화와 매우 유사한 결과를 보였다.

특성속도 및 비추력의 효율을 계산하기 위해, 실험에서 측정된 연소실 압력조건과 당량비 조건을 CEA (Chemical Equilibrium and Applications) code [14]에 적용하여 이론 C*와 이론 Isp를 계산하였다.

특성길이 변화에 따른 C* 효율을 Fig. 7에 나타내었다. 특성길이가 1.07 m인 경우, 연료희박 조건에서 상대적으로 낮은 C* 효율로 다른 경향성을 보이며, C* 효율의 오차 범위가 ±2~3%인 점을 감안했을 때, 실험 오차에 따른 결과로 판단된다. 당량비에 따라서 다소 차이를 나타내지만, 전반적으로 특성길이가 증가할수록 C* 효율이 증가함을 확인할 수 있다. 체류시간의 증가에 따른 연소효율의 증가로 판단할 수 있으며, 특성길이가 0.95 m인 경우 94% 이하를 보이지만, 1.07 m 이상의 경우, 설계 당량비 근처인 1.0 -

1.2 사이에서 연소 효율이 모두 96% 이상을 보인다. 특성길이가 1.07 m에서 1.20 m로 증가한 경우, 효율에 있어서 거의 변화가 없으며, 따라서 96% 이상의 연소효율을 확보하기 위해서는 특성길이 1.07 m 이상이 필요함을 알 수 있다.

특성길이에 따른 C* 효율 경향을 보면, 최적 당량비인 1.0 - 1.2 주변에서 가장 낮은 효율을 보이며, 주변으로 갈수록 효율이 증가하는 경향을 나타내고 있다. 이는 연료 희박 및 과다 조건에서의 이론 C*값은 상대적으로 감소하게 되어, 이론 C*값 대비 실험을 통해 측정된 C*값을 나타내는 효율은 높게 계산된 결과로 볼 수 있다.

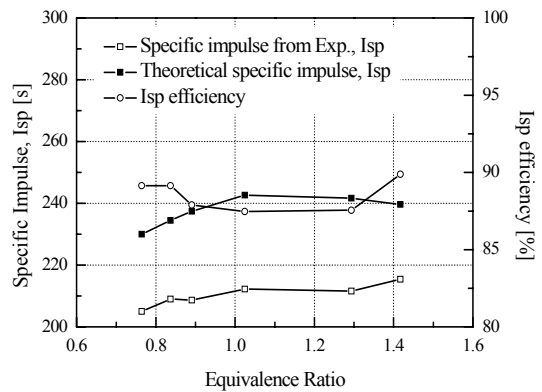


Fig. 8 Specific impulse and its efficiencies with respect to equivalence ratios (L*=0.95)

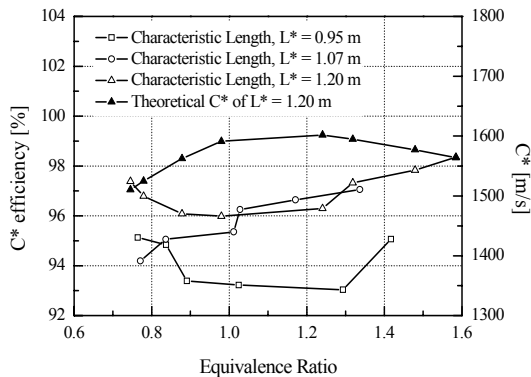


Fig. 7 Comparison between C* efficiency and equivalence ratio with various characteristic lengths

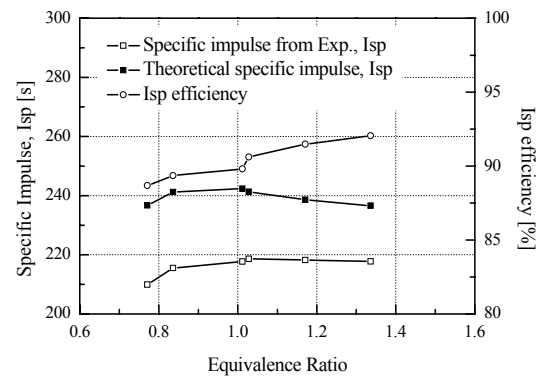


Fig. 9 Specific impulse and its efficiencies with respect to equivalence ratios (L*=1.07)

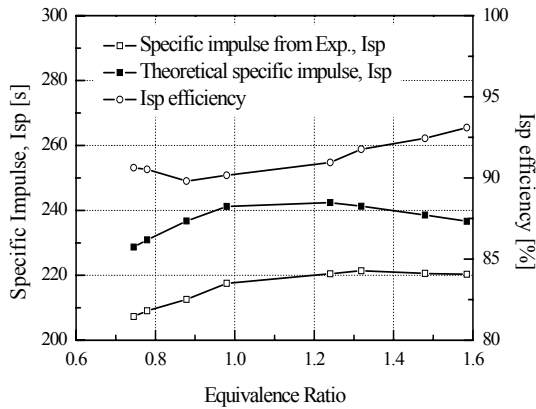


Fig. 10 Specific impulse and its efficiencies with respect to equivalence ratios ($L^*=1.20$)

실험조건에 따른 비추력과 비추력 효율에 대한 결과를 Fig. 8 ~ Fig. 10에 보였다. Fig. 8은 특성길이가 0.95 m인 경우로, 평균 비추력은 약 210 s, 평균 비추력 효율은 89%를 보였다. 특성길이의 증가에 따른 비추력 및 그 효율은 다소 상승하는 것을 Fig. 9와 Fig. 10을 통해 확인할 수 있지만, C^* 효율에서와 마찬가지로 그 변화는 크지 않았다. 최대 비추력은 특성길이가 1.20 m인 경우에 얻을 수 있었으며, 221.4 s로 그때의 비추력 효율은 91.8%였다.

당량비에 따른 비추력의 변화는 특성길이가 1.07인 경우에서부터 최대 비추력을 보이는 구간에 대한 경향성을 보인다. 이론적인 과산화수소/케로신 조합의 경우 당량비가 1.1 근처에서 최대 비추력을 나타낸다. 본 실험에서는, 특성길이가 1.07 m인 경우 1.02에서, 1.20 m인 경우 1.32의 당량비에서 최대값을 보였다. 각 추진제의 유량에 대한 오차를 감안했을 때, 이론적 예상과 부합하는 결과라고 판단할 수 있다.

비추력은 추진제 유량과 연소실의 압력, 출구에서의 압력을 고려한 최적 팽창 노즐을 적용했을 경우, 연소효율인 C^* 효율과 유사하게 나올 수 있을 것이다. 하지만, 본 실험에서는 C^* 효율과 Isp 효율에 있어서 대략 6% 정도의 차이를 보이고 있다. 이는 설계에 있어서 100% 효율을 적용한 연소실 압력을 적용하였기 때문에, 노즐의 팽창비가 높아 과팽창 (over-expansion)된 결

과로 분석할 수 있다. 즉, 연소실 압력이 연소효율의 감소에 따른 감소로 설계값인 30 bar보다 대략 3 bar 정도 낮게 형성되었기 때문에 판단된다. 노즐 팽창비를 최적화한 후, 실험을 수행하면 비추력 및 비추력 효율에 대한 향상을 기대할 수 있을 것이다.

특성길이 변화에 따른 성능을 측정한 결과, 연소효율 96% 이상 확보에 있어서 특성길이 1.07 m가 적절함을 확인하였다. 인젝터 형상이 다른 Sisco[5] 등의 연구에서 1.02 m에서 94%의 C^* 효율로 매우 유사한 결과를 보고한 사례를 볼 때, 분해된 과산화수소와 케로신을 사용한 이원추진제 엔진의 경우, 95% 이상의 C^* 효율을 확보하기 위해서는 특성길이 1.05 m로 설계하는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

3.3 진공에서의 엔진 성능 예측

특성길이 변화에 따른 엔진의 성능평가 결과, 특성길이 1.07 m에서 충분히 높은 결과를 보이고 있으며, 이를 바탕으로 진공에서의 성능을 예측하고자 한다. 본 연구에서 적용한 설계 O/F (Oxidizer/Fuel)비는 7.2로 당량비 1.1에 해당하며, 실험결과를 바탕으로 보간법을 이용하여 설계 당량비에 해당하는 추력, 비추력 및 비추력 효율을 계산하였다.

Table 3. Estimation of the engine performance with various conditions

Parameter	Value
O/F ratio	7.2
Equivalence ratio	1.114
C^* [m/s]	1583.7
C^* efficiency [%]	96.5
Thrust [N]	840.2
Isp [s]	218.4
Isp efficiency [%]	91.2
Calculation condition	thrust (Isp)
Area ratio = 20	1035.3 (253.3)
Area ratio = 50	1097.3 (268.5)
Area ratio = 100	1133.9 (277.5)
Chamber P/exit P = 1000	1114.5 (272.7)

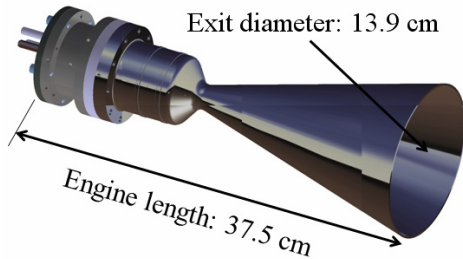


Fig. 11 The engine design at vacuum

여러 조건에서의 성능 예측을 위해, 세 가지 면적비와 연소실 압력과 출구에서의 압력 비가 1000이 되는 조건에 대해 비추력 효율을 적용한 예상추력과 이에 해당하는 비추력을 계산하였으며, 그 결과를 Table 3에 보였다.

연소실과 출구에서의 압력비 1000을 적용한 결과에 대하여, 로켓 엔진의 전체적인 크기를 예측하기 위해, Fig. 11에 개략도를 보였다. 촉매 반응기에서부터 노즐 출구까지의 축방향 길이는 약 37.5 cm, 노즐 출구의 직경은 약 13.9 cm에 해당하는 것을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

분해된 과산화수소를 산화제로, 케로신을 연료로 하는 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진 개발을 위한 기존의 연구 결과를 확장하고, 특성길이에 대한 엔진 성능 변화를 평가하기 위하여 3가지 특성길이로 고려되었다. 또한 C* 성능평가와 더불어 추력 측정을 통하여 비추력 및 비추력의 효율을 확인하였다.

이원추진제 엔진의 성능은 특성길이의 증가와 더불어 C* 효율이 증가함을 확인하였으며, 특성길이 1.07 m 이상에서는 C* 효율의 큰 변화 없이 모두 96% 이상의 효율을 보였다. 실험결과와 더불어 유사한 연구결과를 비교한 결과, 분해된 과산화수소를 사용한 엔진의 경우, C* 효율 95% 이상을 확보하기 위해서는 특성길이가 1.05 m가 적절할 것으로 판단된다. 비추력의 경우, 특성길이 1.07 m 이상의 경우에서 당량비 변화에 따른

뚜렷한 경향이 나타났으며, 이론적 예상과 유사한 당량비 1.0 ~ 1.3 조건하에서 비추력이 최대 값을 보였다.

특성길이 1.07 m의 실험 결과로부터, 설계 당량비 1.11에서의 성능을 계산하였으며, C* 효율 96.5%, 비추력 218.4 s과 측정 추력 840 N을 보였다. 비추력 효율을 바탕으로 진공조건에서의 엔진 성능을 예상하였으며, 압력비가 1000일 때, 진공추력 1114 N과 비추력 272.7 s을 기대할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사에 뜻을 전합니다. (No. R0A-2007-000-20065-0)

참 고 문 헌

1. M. Ventura, G. Garboden, "A Brief History of Concentrated Hydrogen Peroxide Uses," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 1999-2739, 1999
2. Ventura, M., Wernimont, E., Heister, S., and Yuan S., "Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) for use in Propulsion and Power Devices - Historical Discussion of Hazards," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2007-5468, 2007
3. Coxhill, I., Richardson, G., and Sweeting, M., "An Investigation of a Low Cost HTP/Kerosene 40N Thruster for Small Satellites," AIAA Paper 2002-4155, July 2002
4. Cong, Y., Zhang, T., Li, T., Sun, J., Wang, X., Ma, L., Liang, D., Lin, L., "Propulsive

- Performance of a Hypergolic H_2O_2 /Kerosene Bipropellant," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, 2004, pp.83-86
5. Sisco, J. C., Austin, B. L., Mok, J. S., and Anderson, W. E., "Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in a Dump-Combustor Configuration," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp.450-459
 6. Austin, B. L., Heister, S. D., and Anderson, W. E., "Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellant," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, 2005, pp.627-635
 7. 박근홍, 임하영, 권세진, "축매 분해된 과산화수소 제트엔진에 분사된 케로신의 자연발화 특성," 제14차 유도무기학술대회, 2007, pp.677-681
 8. Jo, S., Kwon, S., "An investigation for autoignition by spray jet injection of fuel in the H_2O_2 /Kerosene bipropellant thruster," 9th Asia-Pacific Conference on Combustion, 2009
 9. 조성권, 권세진, "케로신/과산화수소 이원추진제 추력기에서 산화제의 재순환을 이용한 연료회박 조건에서의 자연점화," 한국연소학회 춘계학술대회, 2009, pp.129-132
 10. 김보연, 이양석, 김근철, 고영성, 김유, 김선진, "과산화수소/케로신 단일 인젝터 설계 및 혼합비에 따른 연소특성," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010, pp.81-84
 11. 김기우, 전준수, 박진호, 고영성, 김유, 김선진, "과산화수소 케로신을 추진제로하는 다중 인젝터 설계 및 수류시험," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010, pp.95-98
 12. 조성권, 안성용, 김종학, 윤호성, 권세진, "분해된 과산화수소와 케로신을 이용한 1,200 N 급 이원추진제 로켓 엔진의 연구," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010, pp.156-164
 13. Huzel, D. K., and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 147, AIAA
 14. Gordon, S., and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994