

액화천연가스를 연료로 하는 시험용 액체로켓엔진의 성능해석

한풍규*, 이성용*, 김경호*, 윤영빈**
* 로템 기술연구소, ** 서울대학교

Performance Analysis of the Experimental Liquid Rocket Engine using Liquefied Natural Gas as a Fuel

Poong-Gyoo Han*, Seong-Woong Lee*, Kyoung-Ho Kim*, Youngbin Yoon**

* Rotem Coporation ** School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University

Key Word : Liquefied Natural Gas(액화천연가스), Characteristic Velocity(특성속도), Specific Impulse(비 추력), Regenerative Cooling(재생냉각)

Abstract

Using liquefied natural gas as a fuel, water, natural gas and liquefied natural gas-cooled firing tests were conducted. With the viewpoint of characteristic velocity, and specific impulse, the effect of OF mixture ratio and fuel inlet temperature into a combustion chamber were analyzed. OF mixture ratio and fuel inlet temperature into a combustion chamber have great influence on the performance. Characteristic velocity and theoretical specific impulse attain the maximum value at 0.72~0.75 and 0.75 of OF mixture ratio, respectively. Engine performance has a tendency to increase, proportional to fuel inlet temperature into a combustion chamber affected by the regenerative cooling.

초 록

액화천연가스를 연료로 사용하여 물 냉각 및 천연가스와 액화천연가스 재생냉각 연소시험을 수행하였다. 연소시험과 CEC86을 이용한 연소해석 결과를 액체로켓엔진 성능 인자로서, 특성속도와 비추력 관점에서, 추진제 혼합비와 연료의 연소실 유입온도의 영향을 분석하였으며, 엔진 성능이 추진제 혼합비와 연료의 연소실 유입온도의 영향을 크게 받고 있음을 알 수 있었다. 엔진 성능으로서 특성속도는 추진제 혼합비가 0.72~0.75일 때, 이론적 비추력은 추진제 혼합비가 0.75일 때 최대값을 보여주었으며, 연료의 연소실 유입온도의 증가에 비례하여 엔진 성능이 향상되는 경향에서 재생냉각이 엔진 성능을 증대시키는 경향을 확인하였다.

I. 서론

액체로켓엔진의 성능은 추력과 비추력, 특성속도로 표현되며, 추진제의 종류와 혼합비, 연소실 압력과 추진제의 연소 효율, 그리고 노즐목 면적과 면적 팽창비와 같은 기하학적 인자의 영향을 받는다. 액체로켓엔진의 작동중, 연소실 환경은 고온 고압이므로, 고온 고압의 연소가스의 열역학적 물리량을 계측하는 것은 매우 제한적으로 이루어지게 되므로, 액체로켓엔진의 성능을 계량화하기 위해서 이론 및 실험적으로 구한 특성속도를 이용하여 연소효율을 평가하는 것이 일반적이다[1][2][3].

따라서, 본 논문에서는 환경친화적이며 경제성이 우수한 액화천연가스(메탄의 체적함량이 90% 이상)를 추진제로 하는 액체로켓엔진에 대하여, 물과 천연가스 및 액화천연가스를 냉각제로 하여 수행된 일련의 연소시험 결과를 분석하여, 액화천연가스에 의한 재생냉각형 액체로켓엔진의 성능을 특성 속도와 비추력 관점에서 분석하기로 한다.

II. 본론

2.1 특성속도와 비추력

로켓엔진의 특성속도는 이론 및 실험적으로 구할 수 있는 주요 성능 변수로서, 액체로켓엔진의 성능과 연소 성능을 평가하는데 사용된다. 특성속도는 식(1)과 같이 추진제 유량과 연소실 압력, 그리고 노즐목 직경으로 표현되며, 열역학적 상태량으로도 표현 가능하다[1][2].

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\gamma-1}}} \quad (1)$$

식(1)에서 p_c 와 T_c 는 연소실 압력과 연소가스 온
도이며, A_c 는 노즐목 면적, γ 는 비열비, 그리고
 R 은 연소가스의 기체 상수이다.

특성속도의 이론치는 Fast Chemistry 를 가정한
CEC86⁽⁴⁾를 이용하여 구하였다. CEC86 은 화학평형 상
태만을 다루기 때문에, 혼합비가 낮은 시험조건의
경우에는 이론치에도 오차가 포함될 수 있지만, 본
연구에서는 모든 시험조건에서 추진제의 연소 반응
이 화학적으로 평형상태에서 이루어진다고 가정하였
다.

액체로켓엔진과 연료의 성능을 나타내는 비추력
은 이론적으로 연소가스의 열역학적 상태량으로 표
현 가능하며, 노즐 출구에서의 최적팽창을 가정한다
면 식(2)로 구할 수 있다⁽¹⁾⁽²⁾.

$$I_{sp} = \frac{\sqrt{\gamma RT_c}}{g} \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_{ex}}{p_c} \right)^\gamma \right]} \quad (2)$$

식(2)에서 p_{ex} 는 노즐 출구에서의 압력, g 는
중력가속도이며, 다른 기호는 식(1)과 동일하다.

2.2 시험용 엔진과 연소연구장치

연소시험에 사용된 시험용 엔진은 그림 1 과
같이 혼합기, 점화기, 연소실과 노즐로 모듈화 되어
있으며, 주요 제원은 표 1 과 같다.

재생냉각형 엔진 연소시험을 위한
연소연구장치는 추진제 공급 시스템, 고압 질소
시스템, 제어계측 시스템, 냉각수 공급 시스템 및
후류처리장치로 구성하였으며, 설비 운용 및 물리량
계측을 위해 표 2 와 같은 센서를 사용하였다⁽⁵⁾⁽⁶⁾.
특성속도의 실험치를 구하기 위해 시험용 엔진의
연소실과 노즐의 조립 위치에 연결된 튜브에
압력계를 설치하여 연소실 압력을 계측하였으며,
추진제 공급라인에 터빈형 유량계를 장착하여

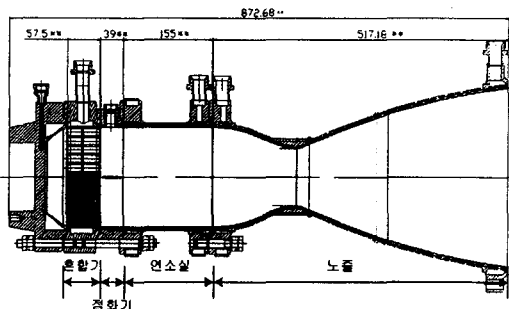


Fig. 1. Experimental engine

추진제	연료	액화천연가스(메탄)
-----	----	------------

	산화제	액체산소
연소실압력		7.2 MPa
유량	연료	8 kg/s
	산화제	24 kg/s
분사기		전단동축형
노즐목 직경		101.2 mm
면적 수축비		3.02
면적 팽창비		9.83
소재	내벽	크롬동/SUS
	외벽	SUS

Table 1. Experimental engine specification

압력계	측정범위	0-2,500 psi
	정밀도	±0.1 FS
온도센서	형식	Platinum Resistance
	측정범위	-200-100 °C
	정밀도	±0.1 °C
유량계 (액체산소/ 액화천연가스)	형식	터빈식
	측정범위	1-10 l
	정밀도	±0.4 %
유량계 (천연가스)	형식	오리피스식
	측정범위	1-10 l

Table 2. Sensors' types and specification

추진제의 유량을 계측하였다. 냉각채널 입구와
연소실로 공급되는 추진제의 온도와 압력은 저항형
온도센서와 압력계에서 계측되었다.

2.3 연소 시험 조건

액체로켓엔진의 냉각특성과 재생냉각이 엔진
성능에 미치는 영향을 분석하기 위한 연소시험의
진행은 다음과 같은 순서에 따랐다.

- ① 연소실과 노즐의 물냉각
- ② 연소실 천연가스 냉각과 노즐 물냉각
- ③ 연소실 액화천연가스 냉각과 노즐 물냉각

수행된 연소시험 조건은 표 3 과 표 4 에 요약하였다.
여기서 물냉각이란 냉각제가 물인 경우이며, 물냉각
연소시험에서 사용된 연료는 천연가스였다.

조건	화학식				성분 몰비								연소실 입구		엔탈피 [cal/g]
	C	H	O	N	C1	C2	C3	IC4	C4	O2	N2	온도[K]	압력[MPa]		
물냉각	W1	1.152	4.289	0.003	0.012	89.4	5.30	3.1	0.70	0.77	0.15	0.59	242.6	3.66	-18,590
	W2	1.142	4.278	0.001	0.005	89.3	7.18	2.31	0.46	0.44	0.07	0.23	250	7.61	-18,769
	W3	1.123	4.226	0.001	0.019	89.5	6.48	2.15	0.43	0.41	0.07	0.94	265.8	7.11	-18,540
	W4	1.113	4.218	0.002	0.006	91.3	5.67	1.91	0.38	0.36	0.09	0.31	267.4	3.53	-18,332
	W5	1.096	4.181	0.003	0.009	92.2	5.05	1.61	0.33	0.31	0.13	0.43	269.5	7.74	-18,528
재생냉각	N1	1.073	4.143	0.000	0.002	95.3	2.40	1.45	0.33	0.36	0.02	0.10	315.8	4.93	-17,909
	N2	1.071	4.105	0.002	0.000	95.4	2.39	1.43	0.32	0.35	0.02	0.10	315.8	5.24	-18,120
	L1	1.466	4.926	0.001	0.005	72.9	11.5	10.6	2.09	2.69	0.05	0.27	162.6	4.88	-20,668
	L2	0.984	3.899	0.001	0.068	95.3	0.82	0.41	0.04	0.03	0.05	3.4	186	4.82	-20,196
	L3	1.011	4.017	0.000	0.004	99.0	0.46	0.17	0.06	0.1	0.02	0.21	195.2	4.88	-19,479

Table 4. Chemical constituents and thermodynamic properties of liquefied natural gas

일반적으로 액체로켓엔진의 재생냉각은 냉각제를 노즐 끝단 또는 노즐 중간에서 냉각채널로 공급하고, 점화기 또는 연소실에서 바로 혼합기로 유입시키는 방식으로 이루어지므로, 혼합기로의 유입 전 연소실의 냉각채널에서의 냉각제의 열역학적 상태가 매우 중요하다. 보통 메탄 또는 액화천연가스가 연료로 사용되는 엔진에서 메탄 또는 액화천연가스는 초임계상태에서 사용된다. 하지만, 냉각제로 환원되는 열량에 의해 냉각제의 비체적이 증가하면서 점차 기체 상태에 가까운 열역학적 성질을 가지게 되며, 압력강하의 급격한 증가와 함께, 열전달적인 측면에서의 냉각효율이 떨어져서 엔진 내벽의 열 및 구조적 안정성을 심각하게 고려하여야 하기 때문에 천연가스에 의한 연소실 냉각을 고려하게 된 것이다.

표 3 에서 W, N 및 L 은 각각 ①, ②, ③ 단계의 시험을 의미한다.

Table 3. Firing tests' condition

조건	유량 [kg/s]		혼합비			
	산화제	연료	O/F	당량비	α	
물냉각	W1	11.7	4.8	2.46	3.90	0.63
	W2	24.5	9.6	2.55	3.86	0.66
	W3	23.9	7.7	3.09	3.91	0.79
	W4	12.3	3.6	3.38	3.89	0.87
	W5	27.5	8.1	3.42	3.93	0.87
재생냉각	N1	15.2	7.6	2.0	3.92	0.51
	N2	16.6	6.6	2.51	3.80	0.66
	L1	15.7	12.4	1.27	3.85	0.33
	L2	18.0	6.2	2.92	3.95	0.74
	L3	17.4	5.6	3.11	3.99	0.78

III. 결과 및 토의

3.1 성분분석 및 연소해석

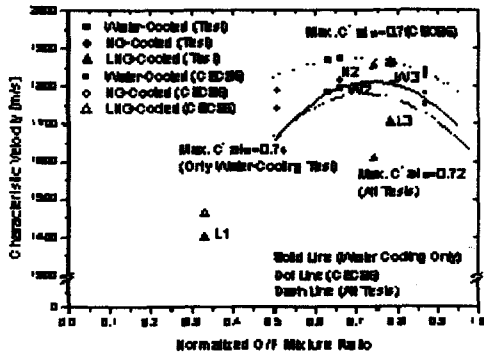
액화천연가스는 생산지에 따라서 성분과 함량이 다르므로, 시험 결과를 분석하기 위해서는 액화천연가스의 성분 및 함량이 시험에 미치는 영향을 고려하여야 한다. 따라서, 매 연소시험마다 점화전에 천연가스와 액화천연가스의 샘플을 채취하여 열전도도 검출법을 이용하는 가스 크로마토그래피(GC-14B, 시마즈)로 표 4 와 같이 구성 성분과 함량을 구하였다. 표 4 에서 사용된 기호로, C1 은 메탄, C2 는 에탄, C3 는 프로판, IC4 는 ISO-부탄, C4 는 NEO-부탄, O2 는 산소, 그리고 N2 는 질소이다. 또한 연소시험에서 계측한 연료의 연소실 입구 온도와 압력, 그리고 연료의 초기 엔탈피도 표 4 에 나타내었다.

천연가스와 액화천연가스의 성분과 각 성분의 체적비(=몰비)를 STRAPP 에 적용, 표 4 와 같이 각 시험조건에서의 천연가스 또는 액화천연가스의 초기 엔탈피를 구한 후, CEC86 을 이용한 연소해석에서 특성속도와 비추력을 구하였으며, 그 결과는 표 5 에 나타내었다.

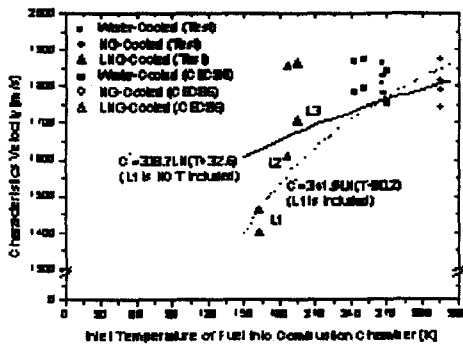
3.2 특성속도와 비추력에 대한 고찰

특성속도는 연소가스 온도와 연소실 압력, 추진제의 종류와 미립화 및 혼합 정도의 함수이며, 재생냉각에 의해 연료로 환원되는 열량에 의한 엔탈피 증가도 특성속도에 영향을 미치게 된다. 그림 2 에는 각 시험조건마다 당량비적 혼합비로 표준화한 추진제 혼합비와 연료의 연소실 입구 온도의 함수로서 특성속도를 나타내었다.

그림 2(a)에서 보면 추진제 혼합비의 변화에 따라 특성속도의 실험치는 액화천연가스에 의한 재생냉각, 물냉각(연료는 천연가스), 천연가스에 의한 재생냉각 순으로 증가하고 있다. 이것은 연소실로 유입되는 연료의 초기 엔탈피의 차이에 기인한 것이며, 추진제 혼합비가 거의 동일한 조건을 비교하여 보면 물냉각 연소시험의 특성속도에 비해 액화천연가스의 특성속도는 $c^*_{L3}/c^*_{W3} = 0.943$ 으로 5.7% 작게 나타났다으며, 천연가스의 특성속도는 $c^*_{N2}/c^*_{W2} = 1.012$ 로 1.2% 크게 나타났다. L1 은 특성속도가 다른 시험 조건에 비해 매우 작게 나타난 것은 낮은 추진제 혼합비에 의한 것이며, 표 4에서와 같이 전체 성분 조성에서 메탄의 함량이 물비로는 약 72.9%(질량비를 기준으로 약 51.6%)으로, 초기 엔탈피가 메탄에 비해 낮은 에탄, 프로판과 부탄의 함량이 높았기 때문이다. 또한 낮은 연료의 연소실 입구온도가 분사기에서의 연료의 분무특성에 영향을 미쳤기 때문이다.



a) OF mixture ratio



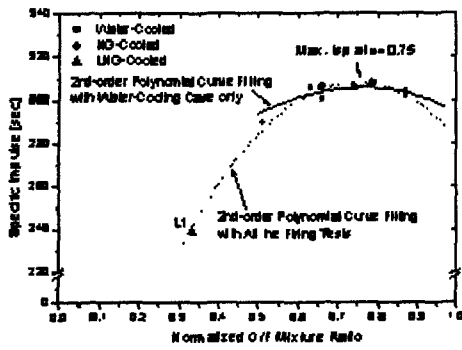
b) Fuel inlet temperature

Fig. 2. Characteristic Velocity

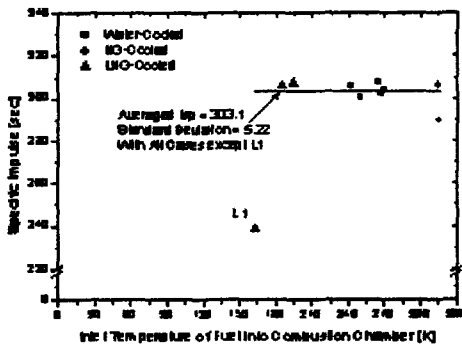
그림 2(b)는 연소실로 유입되는 연료 온도가 150-320K 사이에 있을 때, 연료 온도가 특성속도에 미치는 영향을 보여주고 있다. 특성 속도의 이론치는 연료 온도 차이에 의한 영향이 작은 것으로 나타났으나, 실험치는 이론치에 비해 액화천연가스에서 큰 차이를 보이고 있다. 이러한 현상은 연료의 초기 엔탈피의 차이에 의한 영향과 함께, 온도에 따른 연료의 열역학적 성질의 차이에 의한 것이다. 즉, 연소기로 유입되는 연료의 열역학적 성질도 특성속도 및 특성속도 효율에 영향을 미치게 되는데, 연료의 초기 유입온도가 증가함에 따라 연료의 비체적이 증가하며, 이에 따라 분사기에의 유출 속도가 증가하게 된다. 본 시험용 엔진에 사용된 분사기는, 연료와 산화제의 속도비가 분사기 성능의 주요한 인자로 알려져 있는 전단동축형으로서, 연료의 유입온도가 증가하면서, 연료와 산화제의 속도비가 증가함에 따라 미립화와 혼합효율이 증가하여 전체적으로 연소효율이 향상되면서, 특성속도가 증가하게 된 것이다. 또한 천연가스 재생냉각의 경우에는 물냉각 조건에 비해 특성속도의 차이가 크지 않은 것은, 240-320K 영역에서 천연가스의 냉각특성으로서 열용량의 차이가 크지 않음에 따라 냉각 성능의 차이가 거의 없었으므로, 재생냉각에 의한 연료의 온도 상승의 효과가 크지 않았기 때문이다.

또한 그림 2(a)에는 특성속도를 2 차 다항식으로 구한 추세선도 함께 나타내었는데, 이론치의 경우에는 추진제 혼합비가 0.7 근처에서 특성속도가 최대치를 보였다. 한편, 특성속도 실험치를 2 차 다항식으로 구한 추세선을 구한 경우에는 추진제 혼합비 0.72 에서 최대 특성속도에 도달하였으며, 물냉각 연소시험에서 구한 특성속도만을 고려한 경우에는 추진제 혼합비 0.74 에서 최대특성속도가 나타났다. 이것은 연료의 연소실 유입온도가 증가하면서 특성속도의 최대치를 나타내는 추진제 혼합비도 증가하고 있다는 것을 설명해 주고 있다.

추진제 혼합비의 변화가 비추력에 미치는 영향을 보여주는 그림 3(a)에서 보면, 최대 비추력 이론치는 추진제 혼합비 0.75에서 나타나고 있다. 보통, 최대 특성속도와 최대 비추력이 약간 다른 추진제 혼합비에서 나타나므로, 비추력 실험치는 추진제 혼합비 0.75 보다 약간 증가하는 구간에서 최대값에 도달하리라고 판단된다. 따라서, 이와 같은 결과로부터, 액화천연가스를 연료로 사용하는 엔진의 작동조건으로서 추진제 혼합비는 0.75 근처에서 결정되는 것이 바람직하다는 것을 알 수 있다.



a) OF mixture ratio



b) Fuel inlet temperature

Fig. 3. Specific impulse

그림 3 에는 CEC86 를 이용하여 구한 비추력을 추진제 혼합비, 연료의 연소실 입구온도와 연소실 압력의 함수로 나타내었는데, 그림 3(a)의 추진제 혼합비의 변화가 비추력에 미치는 영향은 특성속도와 경향이 유사하였으며, 최대 비추력을 나타내는 혼합비는 특성속도 이론치의 0.7 과는 달리, 물냉각 시험 조건만을 고려한 경우와 모든 시험 조건을 고려한 경우 모두 0.75 이었다.

그림 3(b)에서 보면, 특성속도의 결과와 동일하게 연료의 연소실 입구온도가 비추력에 미치는 영향은 크지 않은 것으로 나타났다. 그림 3 에서 L1 의 비추력이 다른 조건의 경향과 큰 차이를 보이는 것은, 특성속도에서 설명한 바와 같이 낮은 추진제 혼합비와 연료의 성분 함량의 차이에 기인한 것이다. 한편 그림 3(b)에는 L1 을 제외한 나머지 시험조건에서 구한 비추력 이론치의 평균과 표준편차를 나타내었는데, 이론적으로 액화 천연가스의 비추력은 303.1 이었으며, 액체메탄의 비추력과의 차이는 1% 미만으로 매우 작았다. 따라서, 메탄 체적 함량이 90% 이상인 액화

천연가스는 액체메탄과 거의 동일한 성능을 발휘하는 것으로 판단된다.

3.3 재생냉각 효과에 대한 고찰

재생냉각의 경우에는 연소가스에서 엔진 내벽을 거쳐 냉각제로 전달되는 에너지만큼 연료의 초기 엔탈피가 상승하게 되어, 연소가스의 발열량이 커지면서 특성속도가 증가하면서 엔진의 성능이 향상되는데, 이때 식(3)과 같이 재생냉각에 의한 성능 향상을 재생냉각효율로 정의하였다.

$$\eta_{reg} = \frac{c^*_{reg}}{c^*} \quad (3)$$

식(3)에서 하첨자, *reg*는 재생냉각을 의미한다.

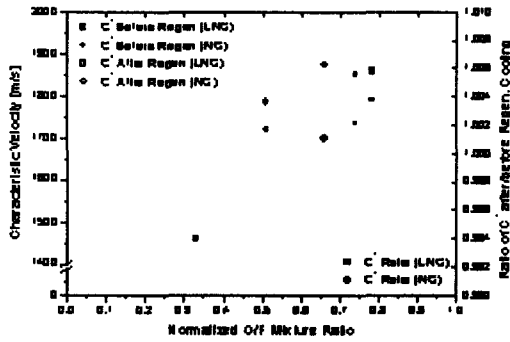
재생냉각에 의한 영향을 고려하기 위해서, 재생냉각 전후 온도에서의 연료의 초기 엔탈피를 이용하여 재생냉각을 적용할 때와 적용하지 않을 때의 특성속도를 구하였다. 연소실 압력은 재생냉각 연소시험에서의 연소실 압력으로 동일하다고 가정하였으며, 추진제 혼합비도 동일한 것으로 보았다.

그림 4 에서 보면, 재생냉각에 의한 특성속도와 비추력의 이론치는 거의 변화가 없었으며, 재생냉각 전후로의 특성속도와 비추력의 이론치에 의한 η_{regen} 는 약 0.1~0.4%로 매우 작았다.

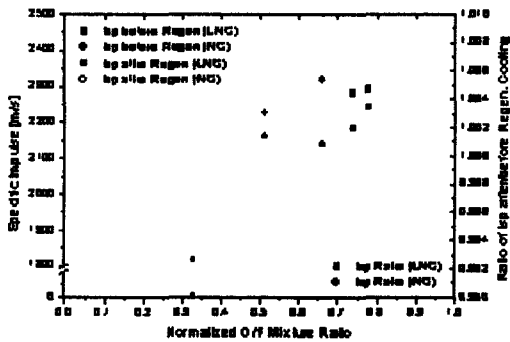
한편, 재생냉각의 영향이 연료의 초기 엔탈피의 차이로 나타난다는 생각하에, 연료의 초기 엔탈피의 차이를 보여주는 연료의 연소실 입구온도에 따른 특성속도와 비추력의 변화를 고려할 수 있는데, 그림 2(b)와 그림 3(b)와 같이 연료의 연소실 입구온도의 차이에 따른 특성속도와 비추력 이론치의 변화는 크지 않은 것으로 나타났다.

하지만, 본 연구에서 재생냉각은 연소실에 국한된 경우만을 고려하였으나, 일반적인 액체로켓엔진은 연소실과 노즐을 모두 재생냉각을 하게 된다. 따라서, 재생냉각이 엔진 성능에 미치는 영향을 고려하기 위해서는 노즐의 냉각에 의한 영향도 반드시 고려하여야 한다.

액체로켓엔진을 중심축 방향으로 구간별로연속한 튜브와 같이 여러 구간으로 분할하여, 식(4)와 같이 각 분할 영역에서의 온도 증분의 합으로 재생냉각에 의한 연료의 온도 증분을 구할 수 있다.



a) characteristic velocity



b) Specific impulse

Fig. 4. Regenerative cooling effect

$$T = T_{ch,out} = T_{ch,in} + \sum \frac{q_i A_i}{mc_p \bar{T}_i} \quad (4)$$

식(4)에서 q 는 단위면적당 열유속량, A 는 단일

구간의 원주면적, m 은 냉각제 유량, c_p 와 \bar{T} 는 각 구간에서 냉각제의 정압비열과 온도의 평균이며, 하첨자 ch 는 냉각채널을, in 과 out 는 각각 냉각채널의 입구와 출구를 의미한다.

연소실과 노즐의 일체 냉각과 엔진의 구간별로 연속한 분할을 고려하고, 냉각제의 정압비열이 엔진 작동 온도 범위 내에서 선형성을 유지하여 정압비열을 냉각채널 각 구간에서의 평균값 또는 냉각채널에서의 정압비열의 평균값을 이용할 수 있다면, 연소실과 노즐에서의 냉각제로 전달되는 전체 열유량의 비는 식(5)을 이용하여 구할 수 있다.

$$q_r = \frac{[\sum q_i A_i]_{noz}}{[\sum q_j A_j]_{cc}} = \frac{[\sum c_{p,i} \Delta T_i]_{noz}}{[\sum c_{p,j} \Delta T_j]_{cc}} \quad (5)$$

여기서, 하첨자 cc 와 noz 는 각각 연소실과 노즐을 의미한다.

노즐을 포함한 엔진 전체를 액화천연가스로 재생 냉각하는 연소시험에서의 연료의 연소실 입구온도는 연소실에서의 온도 증분에 노즐에서의 온도 증분을 더하여야 한다. 연소실의 온도 증분이 약 60K 이며^{[5][6]}, 식(5)을 이용하여 물냉각 연소시험인 W1~W5 에서 구한 연소실과 노즐의 열유량의 비가 약 1.8~2.1 인 것에 유추한다면^{[5][6]}, 노즐에서의 온도 증분은 약 100~130K 정도로 예상된다. 따라서 노즐에서의 온도 증분을 고려하여 연료의 연소실 입구온도를 보정하면 약 282~325K 이며, 물냉각과 천연가스 냉각의 연소실 입구에서의 연료 온도와 거의 동일하게 된다. 그림 2 와 그림 3 과 같이 연료의 연소실 입구온도의 차이에 의한 특성속도와 비추력의 이론치는 큰 차이가 없으나, 노즐까지의 재생냉각을 고려한다면, 재생냉각에 의한 액화천연가스의 특성속도는 7.5% 증가하므로, 엔진 전체에 대한 재생냉각은 이론적인 측면보다는 실험적인 측면에서 엔진 성능을 향상시키는 것을 알 수 있었다.

이처럼 재생냉각에 따라 연소효율이 증가하는 것은 Fast Chemistry 를 이용한 열역학적 해석에 의한 엔진 성능 해석만이 아니라, 연료의 연소실 입구온도의 차이에 따른 분사기에서의 연료의 분무 특성에 변화에 기인한 것으로 판단된다. 따라서, CEC86 을 이용한 연소 해석에서는 특성속도와 비추력의 이론치에서 재생냉각에 의한 이론적 차이점을 발견할 수 없었다.

IV. 결론

물냉각 및 천연가스와 액화천연가스 재생냉각 연소시험에서 구한 특성속도와 비추력의 실험치와 이론치를 비교 분석하여, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 액화천연가스를 연료로 하는 액체로켓엔진의 최대 특성속도와 최대 비추력은 추진제 혼합비 0.72~0.75 와 0.75 근처에 나타났다.

2) 연료의 연소실 입구온도 증가에 비례하여 특성속도의 실험치는 증가하였다. 특성속도와 비추력의 이론치에서 연료의 연소실 입구온도의 영향이 작은 것은 분사기에서의 분무 특성이 고려되지 않았기 때문이다.

3) 연소실과 노즐의 일체 재생냉각을 고려하는 경우에는 연료의 연소실 입구온도가 크게 증가함에 따라 연료의 초기 엔탈피가 증가하며, 분사기에서의 분무특성도 향상됨에 따라, 재생냉각에 의한 특성속도는 7.5% 증가하였다.

후 기

본 논문은 국가지정연구실사업, “우주발사체 재생냉각시스템 개발” 과제에서 수행된 연구 결과의 일부이며, 과제를 지원하여 주신 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons, 1992.
2. Huzel, D. K., Huang, D. H., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine*, NASA SP-125, 1971.
3. Mckevitt, F., X., Walsh, T., J., "Space Engine Performance Prediction," *Journal of Spacecraft*, Vol. 2, No. 3, 1965.
4. Gordon, S., McBride, B., J., *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application*, NASA Ref. Pub. 1311, Jun., 1996.
5. 장행수, 한풍규, 조용호, 액체로켓엔진 성능의 재생냉각 효과, “한국항공우주학회 추계학술대회, 2002.
6. 장행수, 한풍규, 액화천연가스를 연료로 하는 액체로켓엔진에서의 재생냉각 특성에 관한 연구, “한국추진공학회 춘계학술대회, 2002.
7. Dobrovolski, M.B., *Liquid Rocket Engines*, 1968.