

액체로켓엔진의 내부 벽면 근처에서의 추진제 혼합비 변화의 영향에 대한 연구

한풍규*·장행수**·조용호***·김경호****

Influence of Propellant Mixture Ratio Variation near Chamber Wall

Poong-Gyoo Han*, Haeng-Soo Chang**, Yong-Ho Cho*** and Kyoungho Kim****

Keywords : O/F Ratio Variation, Wall Temperature, Coolant Temperature and Pressure, Chamber Wall, Cooling Channel

Abstract

Liquid rocket engines using liquefied natural gas (LNG) or methane as a fuel is known to have several good characteristics, such as high specific impulse compared to other hydrocarbon fuels, environment-friendly exhaust gas, low production cost, and re-usability with low soot generation in the cooling channel. In this study, experimental combustion chambers capable of using LNG and CH₄ are being researched through experimental firing tests, and within easy range of eyes' inspection, there are the periodical existence of soot or discoloration in the chamber wall surface. This result means that mixture ratio of oxidizer and fuel fluctuates periodically between outer-row injectors in the mixing head in the circumferential direction. Therefore, based on this phenomenon, the variation of mixture ratio near the chamber wall caused by the spill pattern of a shear coaxial injector was analyzed quantitatively and the thermal heat flux into the cooling channel is modified. Then, the calculated and modified results are compared with the measured ones.

1. 서론

액체로켓엔진의 인젝터에서 분사된 추진제는 미립화와 혼합과정을 거치면서 연소에 이르며, 연소과정에서 추진제의 내부(화학)에너지가 열에너지로 변환하면서 고온고압의 연소실 환경이 형성된다. 이러한 작동환경 하에서 고온고압의 연소가스에서 엔진 벽면을 거쳐 냉각제로의 강렬한 열전달은 엔진 소재의 열적인 안전 작동 범위를 벗어나므로, 적절한 냉각방식의 적용이 필요하게 된다. 본 연구에서는 물과 연료에 의한 재생냉각을 다루고 있으며, 추진제로는 저 생산비용과 환경친화성, 그리고 높은 비추력 성능을 보유하고 있어 차세대 추진제로 대두되고 있는 액화천연가스(LNG)와 액체산소가 사용하였다^{[1][2]}.

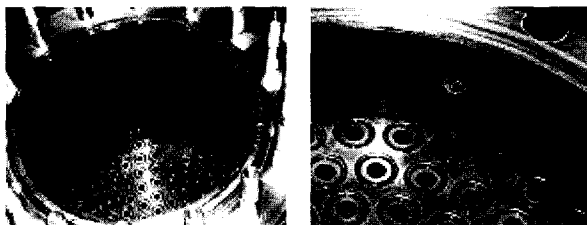


Fig.1 Soot formation and discoloration on the chamber wall.
Left) combustion chamber, Right) Igniter and plate of mixing head

액체로켓엔진의 열적 안전성을 평가하기 위해서는 냉각채널에서의 열전달에 대한 정량적인 분석이 요구되고 있으며, 본 논문에서는 냉각제로 물을 사용하여 연소시험을 수행한 후의 <그림 1>과 같이 연소기 내부 벽면에서 관측된 그을음 형상과 열유속량의 예측과 실험 결과의 차이를 분석하는 과정에서 도출된 냉각채널로의 열유속량의 보정을 다루고 있다. 연소시험 후의 연소기 내부 벽면에서는 Soot의 점착 또는 벽면 소재의 변색으로 판단되는 그을음이 주기적으로 나타나고 있으며, 이것은 <그림 2>와 같이 추진제 혼합비가 벽면근처에서 맥동하는 현상에 기인한 것으로 판단된다.

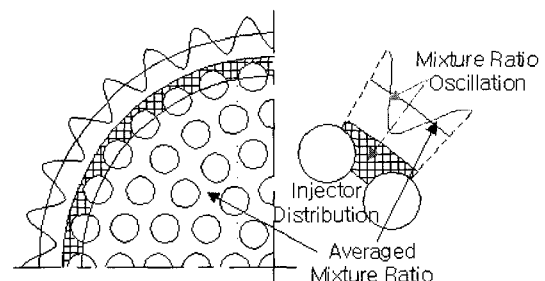


Fig. 2 Periodical variation of mixture ratio near chamber wall

액체로켓엔진의 벽면온도와 냉각제 온도 예측에 대한 연구 결과는 최근까지 발표되고 있으나, 대부분은 연소실 환경을 균일하게 가정하며, 대류 열전달 계수의 실험식을 이용하여 구한 예측치와 실험치를 비교하는 결과를 보

* 현대모비스 우주사업부, pghan@mobis.co.kr
** 현대모비스 우주사업부, hschang@mobis.co.kr
*** 현대모비스 우주사업부, yhcho@mobis.co.kr
**** 현대모비스 우주사업부, khkim1@mobis.co.kr

여주고 있다. Giovanetti et al은 Soot 형성에 대한 실험적 연구를 수행하였으며, 탄화수소 계열의 연료의 열전달 특성을 파악하며, 천연가스의 경우에서 Soot의 발생이 가장 작다는 것을 밝혔다. 또한 RP-1과 프로판에 대한 강제 대류 열전달계수를 제시하였다^[3]. Tamura et al은 연소실에서의 열유속량을 계측하였으며, Soot에 의한 열유속의 감소는 크지 않다는 결과를 얻었다^[4]. Sugathan et al은 기체수소와 액체산소를 추진제로 하여 물냉각방식의 연소시험을 수행하였으며, Standard Bartz Equation과 Hess-Kunz 실험식을 이용하여 1-D 열해석 결과와 벽면온도 계측 결과와의 비교를 수행하였다^[5]. 그러나, 상기의 연구를 포함하여, 액체로켓엔진의 벽면온도를 예측하는 대부분의 관련 연구는 연소실 벽면 근처에서의 추진제 혼합비의 주기적인 변동을 다루지 않고 있으며, 원주방향으로의 균일한 벽면온도와 열유속량 결과만을 보여주고 있어, <그림 1>과 연소실 내벽에서의 탄소검댕이나 변색과 같은 현상을 설명하지는 못하고 있다.

따라서, 본 논문에서는 연소실 벽면 근처에서의 추진제 혼합비 변동 모델을 수립하고, 추진제 혼합비의 변화가 벽면온도 및 냉각제의 온도 및 압력에 미치는 영향을 다루기로 한다.

2. 연소시험

2.1 연소기와 연소시험장치

본 연구에서 사용된 시험용 연소기는 <그림 3>과 같은 사각형 형태의 립으로 구성된 재생냉각채널을 가지고 있으며, 냉각제로는 물과 액화천연가스가 사용가능하다^{[6][7]}. 연소효율, 냉각특성 및 연소안정성 등의 연소현상에 대한 구성요소 및 위치별 분석이 가능하도록 모듈화되어 있으며, 모듈마다의 개별 냉각과 일체 냉각이 가능하나, 본 연구에서는 개별냉각에 한정하였다. 추진제 분사시스템인 인젝터는 기상의 연료와 액상의 산화제에 많이 적용되고 있는 전단동축형이 사용되었다.

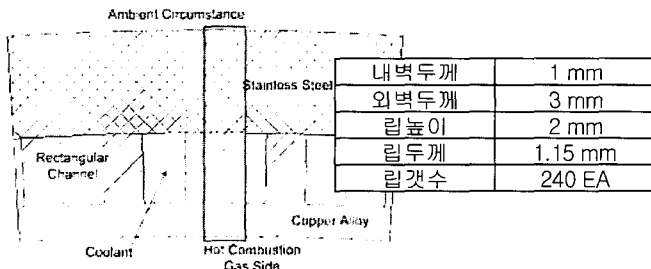


Fig.3 Cooling channels with milled ribs of rectangular type.

연소시험장치는 추진제 및 냉각제 공급시스템과 보조 유압설비, 제어계측설비 및 안전설비로 구성되어 있다^[6]. 연소시험중 연소실의 연소가스압력과 냉각채널 입구 및 출구에서의 냉각수 온도와 입구압력을 계측하였다. 온도센서는 열전대의 일종인 Resistance Temperature Device, TP062-14, 압력센서는 Kulite사 제품인 BME-1100을 사용하였으며, 계측 위치는 <그림 4>와 같다. 또한 연소시험 전에는 모든 배관장치에 대해 수력학적 특성시험을 수행하여 배관시스템에서의 압력강하량을 측정하였으며, 연소시험 조건을 맞출 수 있도록 추진제의 공급압력을 설정하였다.

2.2 연소시험 조건과 결과

재생냉각형 액체로켓엔진의 열특성을 분석하고, 액화천연가스에 의한 재생냉각 연소시험 모드 설정을 위해서, 재

생냉각 연소시험에 앞서 물냉각 시험을 수행하였다. 냉각제의 흐름방향은 연소가스와 평행한 경우였으며, 연소실 벽면온도보다는 냉각채널 입출구에서 냉각제 온도를 계측하여, 간접적으로 벽면온도를 판단할 수 있었다. <표 1>에는 연소시험시 계측된 시험 조건 및 냉각제의 입출구에서의 온도, 압력 및 유량을 나타내었다.

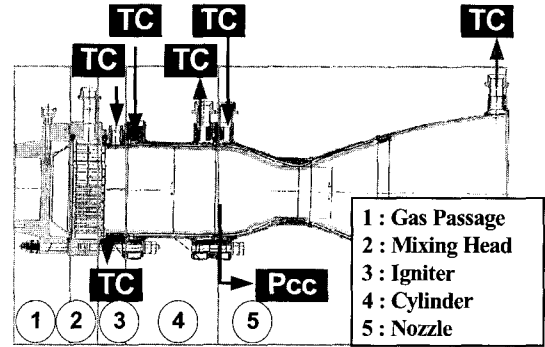


Fig.4 Schematic of measuring systems. (TC : Thermocouple, Pcc : Pressure Gauge)

Table 1. Fire test results. (Temperature[°C], Pressure[Mpa], Mass Flowrate[kg/s])

시험 #	연소실			냉각채널			
	추진제 혼합비	연소실 압력	추진제 유량	입구 온도	입구 압력	냉각제 유량	출구 온도
1	2.46	3.66	16.5	21.9	10.3	13.96	35.3
2	3.38	3.53	15.9	22.5	10.3	13.85	37.3
3	2.55	7.61	34.1	25.1	10.4	13.87	49.9
4	3.09	7.11	31.6	25.6	10.2	13.92	49.1
5	3.42	7.74	35.6	26.7	11.8	14.96	53.5

3. 엔진 열해석

3.1 추진제 혼합비 변동 모델

<그림 2>의 추진제 혼합비의 주기적인 변화는 최소 대칭구간내에서 식(1)과 같이 원주방향 거리의 3차 다항식 함수로 가정하였다.

$$MR(x) = Ax^3 + Bx^2 + Cx + D, (0 \leq x \leq s/2) \quad (1)$$

여기서, s는 최외곽 인젝터 열에서 인젝터간의 원주방향의 거리를 의미한다.

식 (1)의 4개의 미지수, A, B, C, 그리고 D를 구하기 위한 조건은 다음의 조건을 이용하여 식(2)로 표현할 수 있다; 1) 최소 대칭구간의 양 끝점에서 극한값을 가진다, 2) 추진제 혼합비 변화의 평균은 시험조건인 추진제 혼합비와 같다, 3) 추진제 혼합비의 최소값은 연소시험이 정상모드에 도달하기 전에 연소실내에 형성된 보조모드에서의 추진제 혼합비와 같다.

$$\left. \frac{d(MR)}{dx} \right|_{x=0} = \left. \frac{d(MR)}{dx} \right|_{x=s/2} = 0$$

$$\int_0^{s/2} (MR(x) - MR_{cond}) = 0 \quad (2)$$

$$MR_{Min} \Big|_{s/2} = MR_{Auxiliary Mode} \Big|_{s/2}$$

<그림 5>는 식(1)과 식(2)로 구해진 최소 대칭 구간에서의 추진제 혼합비의 변화를 나타낸 것이다.

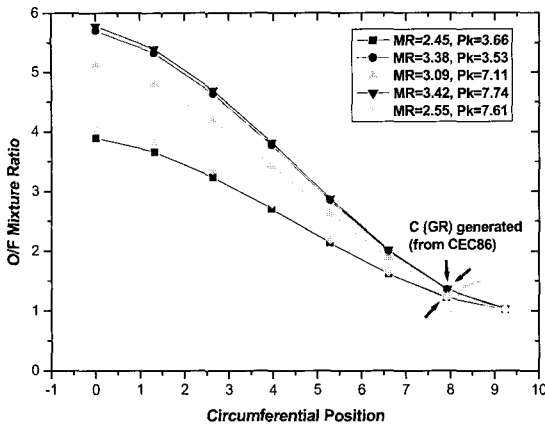


Fig.5 Variation of mixture ratio within a minimal symmetric period in the circumferential direction.

<그림 5>는 5개의 연소시험 조건 모두에서 원주방향으로 일부 위치에서 연소실 내벽 근처에서의 추진제 혼합비가 화학당량비적 혼합비, O/F=4.0에 도달하고 있음을 보여주고 있다. 이는 액체로켓엔진의 안정적인 열 및 구조 설계가 설계점보다는 국부적으로 최고온도에 도달하는 추진제 혼합비(화학 당량비 혼합비 근처)에서 이루어져야 함을 예시하고 있다고 할 수 있다.

3.2 열해석 및 열유속 보정

연소실 벽면 근처에서 혼합비의 변동에 따라 당량비적 혼합비보다 매우 크거나 매우 작은 혼합비 환경에서의 연소실 벽면온도와 냉각제 온도를 구하기 위해 액체로켓엔진 열해석 전용 프로그램을 제작하였다^{[8][9]}. 연소가스에서 벽면으로 전달되는 열유속량 계산에 사용된 기본 알고리즘으로 러시아에서 개발된 Iyeblev 방법을 채택하였으며, 연소가스의 연소반응은 모든 혼합비 구간에서 화학적으로 평형하다는 가정 하에서 CEC86 을 이용하여 구한 연소가스의 열역학적 성질이 사용되었다^[10]. 또한 WASP/QGASP 모듈을 이용하여 구한 냉각제의 열역학적 성질을 사용하였으며^[11], 냉각채널에서 냉각제의 대류열전달계수는 식(3)의 Dittus-Boelters 형의 방정식을 기본으로 하고, Seider-Tate 와 Hess-Kunz 의 보정식을 사용하여 구하였다.^{[5][8][11][13]}.

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (3)$$

전용 프로그램은 1-D프로그램으로 연소실 벽면에서 반경방향으로 벽면온도와 냉각제의 온도와 압력을 구하였다. <그림 3>의 냉각채널은 사각형의 립으로 구성되어 있으나, 립에 의한 열전달 효과는 립계수를 이용하여 냉각채널에서의 대류열전달계수를 보정하였다. 일반적으로 연소실의 내벽 소재로는 열전도도가 매우 큰 구리 또는 구리합금이 사용되고 있으며, 연소실의 열역학적 환경이 균일한 경우에는 원주방향으로의 열유속은 거의 없다고 판단할 수 있기 때문이다^[11]. 또한 냉각채널내에서 냉각제의 압력강하는 밀링으로 제작된 냉각채널의 표면거칠기를 고려하여 계산되었다^[12]. 연소가스에 의한 벽면으로의 열전달은 대류열전달외에 3원자 분자인 H₂O와 CO₂의 기체복사가 포함되었다^[8]. 그리고 연소실 내벽에 접촉된 Soot는 두께가 무시 가능할 정도로 작다는 가정하에 Soot에 의한 열 차단 효과는 무시하였다.

최소 대칭구간에 립은 원주방향으로 4개가 배열되며, 원주방향으로의 추진제 혼합비의 변화에 따른 해석 구간은

<그림 5>와 같이 8개로 하였으며, 각 구간의 추진제 혼합비는 구간별 평균값을 취하였다.

본 전용 프로그램으로 구한 냉각제 온도의 증분은 <그림 6>에 나타내었으며, 계산 결과의 정확성을 판단하기 위하여 Standard Bartz Equation^{[5][13]}과 RTE(Rocket Thermal Evaluation)^[11]로 구한 결과와 비교하였다. Standard Bartz Equation에서 연소가스의 정압비열은 연소반응이 화학적 평형과 동결 화학반응의 평균값을 사용되었으며, RTE의 결과는 기체복사가 고려되지 않은 Counter Flow의 경우였다.

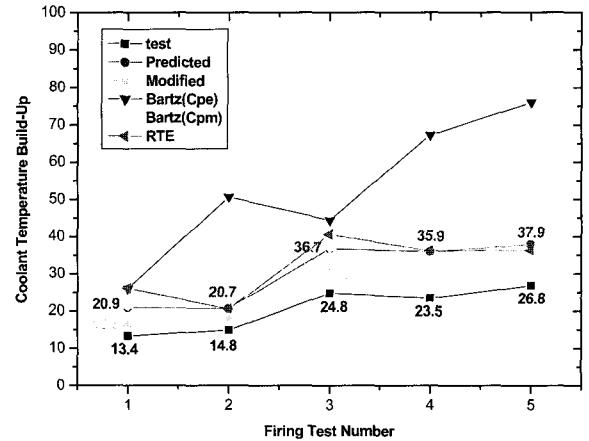


Fig.6 Temperature increase of coolant in the cooling channel

<그림 6>에서 보면, 연소가스에 의한 강제대류열전달과 3원자 분자에 의한 기체복사열전달을 모두 고려한 전용 프로그램(Predicted)이 Standard Bartz Equation과 RTE보다 정확한 결과를 보여 주고 있다는 것을 알 수 있다. 그러나 연소실 내부의 연소환경이 균일하다는 가정하에서 구한 냉각제 온도의 증분(Predicted)은 실험 계측치보다 최대 50% 이상 과다 예측하고 있다. 따라서 <그림 5>의 추진제 혼합비의 변화를 고려하여 냉각제 온도 증분을 보정하였는데, 최소 대칭구간내의 8개 구간에서 독립적으로 열해석을 하여 냉각제 온도를 구한 후, 냉각제 온도를 산술평균하였다.

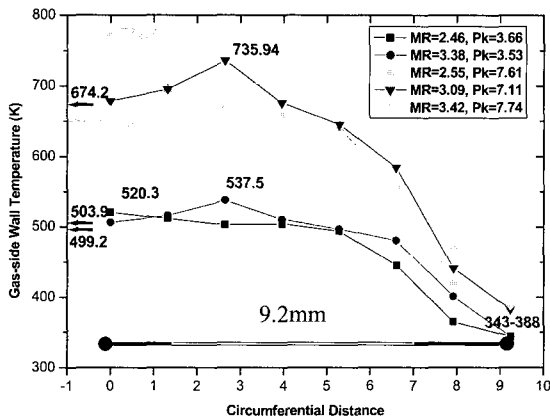
5개의 연소시험조건에서 냉각제의 온도 변화는 최대 30K이내였으며, 30K의 온도변화 범위에서 냉각제로 사용된 물의 밀도 변화는 무시 가능하다. 따라서 원주 방향으로의 추진제 혼합비의 변화에 의한 열유속량의 차이가 냉각채널별 냉각제 유량에는 영향을 거의 미치지 않으므로, 열유속량 보정시 냉각채널별 냉각제 유량의 재분포는 고려하지 않았다. 그러나 메탄, 액화천연가스나 액체수소와 같이 기체 상태 또는 극저온상태의 냉각제에 의한 재생냉각에서는 냉각채널별 유량의 재분포가 매우 중요하게 고려되어야 할 것이다^[14].

<그림 6>에는 추진제 혼합비 변화의 영향을 고려한 결과(Modified)가 나타나 있는데, 실험 계측치와의 차이가 약 20%로 감소하였으며, 계측치에 매우 근접한 해석치를 보여주고 있다. 그러나 이러한 차이는 연소실 내벽에 접촉된 Soot의 영향이 배제된 것, 연소실의 화학반응을 화학평형상태로 가정한 대에 기인한 것과 냉각채널에서 립계수를 고려할 때, 립의 끝단에서 연소실 외벽으로 열전달이 무시됨을 가정한 결과로 판단되며^[14], 이와 같은 현상에 대한 상세 연구를 수행할 계획이다.

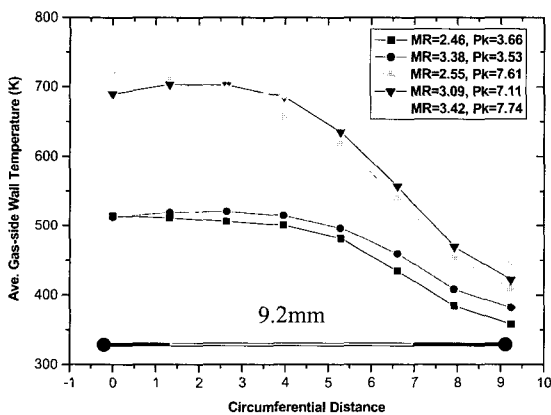
연소가스 측면의 벽면온도의 원주방향으로의 변화는 <그림 7-a>에 나타내었는데, 원주방향으로의 약 9.2mm의 매우 짧은 구간에서 온도변화가 매우 크게 나타나고 있음

을 보여주고 있다. 특히 최고 벽면온도가 설계점 벽면온도보다 크게 나타나고 있음을 보여주고 있으며, '3.1 추진제 혼합비 변화 모델'에서 언급하였듯이 설계점 보다는 화학당량비적 혼합비에서 엔진 설계가 이루어져야 함을 보여주고 있다고 할 수 있다.

최소 대칭 구간에는 4개의 냉각채널이 있으며, 바로 옆에 위치한 냉각채널 사이의 벽면온도에서는 원주방향으로의 열전달이 일어나지만, 그 이외의 냉각채널과의 열전달은 크지 않으므로^[15], 원주방향으로의 열전달의 영향을 고려하기 위해 인접한 3개 구간의 벽면온도를 평균한 결과를 <그림 7-b>에 나타내었다. 벽면온도의 피크는 완화되었지만, 여전히 설계조건에서의 벽면온도보다는 높은 벽면온도 상태에 있음을 보여주고 있다.



(a)



(b)

Fig.7 Gas-side wall temperature in the circumferential direction. a) not averaged(Arrow means maximum wall temperatures under the test conditions.), b) near 3-point-averaged temperature.

본 연구에서 다루고 있는 연소실 내벽 근처에서의 추진제 혼합비의 주기적인 변화는 전단 동축 인젝터를 사용하는 액체로켓엔진의 연소시험 결과에 근거하고 있으나, 이러한 현상은 Like-Doublet, Unlike-Doublet 및 KSR-III 엔진에 적용되고 있는 F-O-O-F형의 총돌형 인젝터와 스웰 인젝터를 사용하는 액체로켓엔진에서도 나타날 수 있으며, 향후 인젝터의 종류와 작동조건이 액체로켓엔진의 벽면온도에 미치는 영향에 대한 상세 연구를 수행하고자 한다.

4. 결론

연소시험후의 연소실 내벽의 그을음 형상에 근거하여, 연소실 내부 벽면 근처에서 추진제 혼합비의 주기적 변화 모델을 수립하였으며, 추진제 혼합비의 주기적인 변화가 열전달에 미치는 영향에 대한 해석적 검토와 연소시험 결과와의 비교를 통해 다음의 결론을 도출하였다.

- 1) 추진제 혼합비의 주기적인 변화로 연소실 내벽 근처에서는 화학당량비적 혼합비가 나타나는 점이 있다.
- 2) 연소실 내벽 온도는 원주방향으로 큰 변화를 보이며, 최고 온도는 작동조건이 아닌, 화학당량비적 혼합비 근처에서 나타난다.
- 3) 따라서, 액체로켓엔진의 열설계는 설계조건에서가 아닌, 최고온도에 이르는 혼합비 조건에서 이루어져야 한다.

후 기

본 연구는 국가지정연구실사업, "액화천연가스 액체로켓 엔진 재생냉각시스템 개발(고유번호:M10001000156-01J000 028210)" 과제에 의해 지원으로 수행된 결과의 일부입니다.

참고문헌

- [1] Kalmykov, G. P., Lebedinsky, Y. V., "Some Aspects of Development of New-Generation Economical Environmentally-Friendly Engines for Promising Injection Systems," 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.1.04, Oct., Beijing, China, 1996.
- [2] Kalmykov, G. P., Mossolov, S. V., "Liquid Rocket Engines working on Oxygen+Methane for Space Transportation Systems of XXI Century (on the Results of Scientific and Experimental Studies)," 51th IAF, IAF-00-S.2.10, Brazil, 2000.
- [3] Giovanetti, A. J., Spadaccini, L. J., and Szetela, E. J., "Deposit Formation and Heat Transfer Characteristics of Hydrocarbon Rocket Fuels," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 22, No. 5, 1984, pp. 574-580
- [4] Tamura, H., Ono, F., Kumakawa, A., and Yatsuyanagi, N., "LOX/Methane Staged Combustion Rocket Combustor Investigation," AIAA/SAE/ASME/ASEE 23rd Joint Propulsion Conference, AIAA-87-1856, San Diego, CA, Jun 29-Jul 2, 1987.
- [5] Sugathan, N., Srinivasan, K., and Srinivasa Murthy, S., "Experiments on Heat Transfer in a Cryogenic Engine Thrust Chamber," Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 2, 1993, pp. 240-244.
- [6] 장행수, 한풍규, 김영수, 우유철, "천연가스/액체산소를 추진제로 사용하는 액체로켓엔진의 열유동 특성 분석," 항공우주학회 추계 학술발표회, 2001.
- [7] 장행수, 한풍규, "액화천연가스 로켓엔진의 재생냉각 특성 연구," 추진공학회 춘계 학술발표회, 2002.
- [8] Добровольский, М.В., Жидкостные Ракетные Двигатели, Машиностроение, 1968.
- [9] 김정호, 김영수, 우유철, "액체로켓엔진 연소실의 열전달 해석," 항공우주공학회 춘계 학술발표회, 1996.
- [10] Gordon, S., McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application," NASA Ref. Pub. 1311, Jun., 1996.
- [11] Naraghi, M. H., User Manual for RTE 2002, Jan, 2002
- [12] Larock, B. E., Jeppson, R. W., and Watters, G. Z., Hydraulics of Pipeline Systems, CRC Press, 2000.
- [13] Huzel, D. K., Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine, NASA SP-125, 1971
- [14] Han, P. G., "Prediction Program of Wall Temperature of LRE," Unpublished Internal Report, MOBIS, 2002
- [15] Naraghi, M. H., Quentmeyer, R. J., and Mohr, D. H., "Effect of a Blocked Channel on the Wall Temperature of a Regeneratively Cooled Rocket Thrust Chamber," AIAA/SAE/ASME/ASEE 37th Joint Propulsion Conference, AIAA 2001-3406, Salt Lake City, Utah, July 8-11, 2001.