

# 케로신을 연료로 하는 10톤급 액체로켓엔진의 냉각 기구에 관한 연구

한풍규\* · 조원국\*\* · 조용호\*

## A Study on the Cooling Mechanism in Liquid Rocket Engine of 10tf-thrust Level using Kerosene as a Fuel

Poong-Gyoo Han\* · Won-Kook Cho\*\* · Yong-Ho Cho\*

### ABSTRACT

A analytical study was carried out to evaluate the regenerative cooling characteristics in the liquid rocket engine of a 10tf-thrust level using kerosene as a fuel. As a supplementary cooling method, a radiative cooling was applied to the nozzle extension. It was found out from this work that the cooling system with the regenerative and radiation cooling only is not adaptable as a cooling method for the liquid rocket engine of a 10tf-thrust level using kerosene as a fuel for the 2nd stage of the space launch vehicle. So, additional cooling method, curtain cooling was introduced and analyzed. Curtain cooling was very effective to reduce the thermal and thermo-structural instability.

### 초 록

케로신과 액체산소를 추진제로 하며, 10톤을 설계 추력으로 하는 우주 발사체의 2단용 액체로켓엔진의 재생 냉각 특성에 대한 해석적 연구를 수행하였다. 또한 보조적인 냉각 방법으로서 노즐 확장부에는 대기로의 복사 방열에 의한 냉각을 적용하였다. 본 연구를 통해, 케로신을 연료로 하는 10톤 추력의 2단용 액체로켓엔진에서 재생냉각과 복사 냉각에 의한 냉각 기구만으로는 냉각 방법으로 적합하지는 않다는 것을 확인하였다, 따라서 새로운 냉각 방법으로서, 막냉각 기법이 도입되었으며, 액체로켓엔진의 열적 불안정성을 제거하는데 효과적인 냉각방법임을 알 수 있었다.

Key Words : Kerosene(케로신), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Regenerative Cooling(재생냉각), Radiation Cooling(복사냉각), Curtain Cooling(막냉각)

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 냉각 시스템에서의 열전달 현상에 대한 연구가 하여 수행되어 왔으나<sup>[1][2][3]</sup>, 대류

열전달계수의 보정에 의하여 벽면온도와 열유속량의 예측하거나, 실험 결과와의 상호 비교를 통해 해석적 방법에 대한 검증을 수행하는 것이 대부분이었으며, 엔진내에서의 복잡한 연소 과정과 유동현

\* 현대모비스 기술연구소 우주사업부

\*\* 한국항공우주연구원

상을 해석적으로 정확히 모사하는 것은 매우 어려운 일이었다.

본 연구에서는 우주 발사체의 2단용 액체로켓엔진으로, 케로신과 액체산소를 추진제로 하며, 표 1과 같은 개발사양을 가지는 10톤급 액체로켓엔진의 재생냉각 시스템에 대하여, 에너지 적분식에 기초하여 냉각 특성을 평가하기로 한다.

**Table 1. Engine development specification**

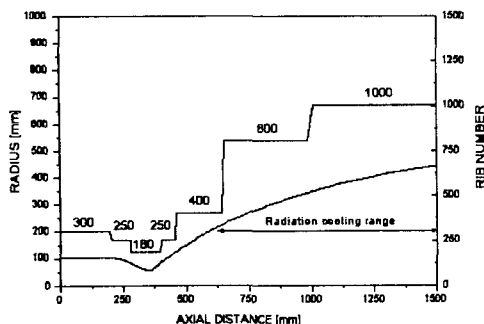
구분	단위	조건
추력	톤	10
비추력	초	330 이상
연소시간	초	460
냉각제	-	연료
추진제 혼합비	-	2.4
연소실압력	MPa	6.0
연료펌프 토출압력	MPa	12.8
산화제펌프 토출압력	MPa	8.5

액체로켓엔진의 냉각기구로는 연료에 의한 재생냉각을 고려하였으며, 노즐 확장부의 일부 구간에는 엔진 무게 감소를 위해 복사 방열 냉각 방식을 채택하였고, 연소가스의 전열량을 감소시킴으로서 엔진 및 냉각제의 열적 안정성을 향상시키는 막냉각 기법을 도입하였다. 한편 코킹 현상이 열전달에 미치는 영향에 대한 분석은 고려하지 않았다.

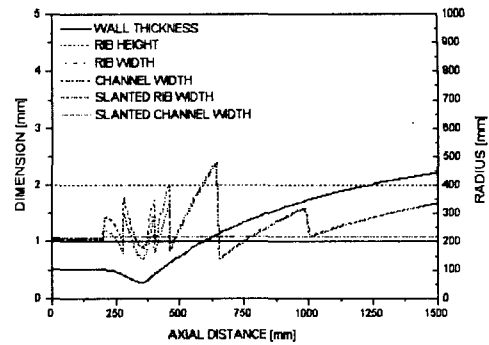
## 2. 본 론

### 2.1 냉각시스템의 설계

해석적 연구에 수행하기에 앞서서, 표1의 엔진개발사양을 만족시키는 냉각시스템을 설계하였으며, 냉각채널의 단면 치수와 냉각채널의 수량을 그림 1에 나타내었다.



a) Number of cooling channel



b) Geometric dimensions for cooling channel

**Fig.1. Design of cooling channel**

엔진의 재생냉각 채널은 사각형 형태의 립 방식을 선택하였으며, 고온의 연소가스와 냉각제 사이에서 큰 온도구배에 의한 극심한 열응력을 줄이기 위해 벽두께는 1mm로 하였다. 냉각채널 립의 너비는 1mm를 기준으로 하였으며, 립의 높이와 너비의 비는 2를 기본으로 축방향으로 엔진직경이 변화함에 따라 2~3사이가 되도록 그림 1(a)와 같이 냉각채널의 수량을 조정하였다. 이와 같은 냉각채널 설계 기준에 따라 설정된 냉각채널의 형상 치수는 그림 1(b)와 같다.

### 2.2 냉각기구

#### 2.2.1 재생냉각

액체로켓엔진의 냉각시스템에 대한 열전달 해석에는 연소실에서 냉각제로 전달되는 열유속량을 에너지 적분식을 차분화하여 구하는 Iyblev 방법을 이용하였다<sup>[4]</sup>. Iyblev 방법에서는 연소기의 반경방향으로 1차원 열전달 해석 방법을 사용하고 있으며, 냉각채널의 립에 의한 2차원 열전달 효과는 립계수로 보정된다. 연소기를 중심축 방향으로 그림 2와 같이 여러 개의 구간으로 분할하여 축방향으로 전진해 가며, 각 구간에서 연소가스 측면에서 발생하는 열유속량과 냉각채널에서 냉각제의 의해 흡수되는 열량의 평형 조건을 이용하여 벽면온도와 냉각제 온도, 냉각제의 압력 강하를 계산하게 된다. 이 때 축방향으로의 열전달 효과는 없는 것으로 가정하는데, 실제 내벽 두께를 얇게 설계하는 경우에는 축방향으로 각 분할 구간간의 열전달은 무시 가능하다.

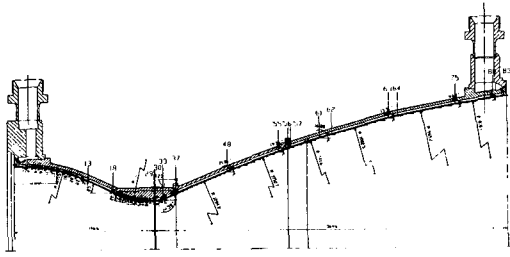


Fig.2. Schematic of the axial partition in a nozzle

냉각채널에서의 대류 열전달 계수는 케로신에 사용 가능한 식(1)을 이용하여 구하였다<sup>[5][6]</sup>.

$$Nu = 0.0068 Re^{0.94} Pr^{0.4} \quad (1)$$

여기서, Nu는 누셀수, Re는 레이놀즈수, 그리고 Pr은 프란틀수이다.

### 2.2.2 복사냉각

복사에 의한 방열 냉각 열량은 식(2)로 정의되며, 복사 냉각부에서의 열 평형식에서는 식(2)의 우변 항에 환산 대류 열전달 계수, 식(3)를 사용하여 벽면온도를 구하였다. 이 때 식(3)에서 사용된 온도로는 직전 단계에서 구한 벽면온도가 사용되었다.

$$\begin{aligned} q_{rad} &= \epsilon \sigma (T_w^4 - T_{env}^4) \\ &= \epsilon \sigma (T_w^2 + T_{env}^2)(T_w + T_{env})(T_w - T_{env}) \end{aligned} \quad (2)$$

$$h_{rad} = \epsilon \sigma (T_w^2 + T_{env}^2)(T_w + T_{env}) \quad (3)$$

식(2)와 (3)에서 사용된  $\epsilon$ 는 emissivity,  $\sigma$ 는 Stefan-Boltzman 계수, T는 온도이며, 하첨자인 rad는 복사, w은 엔진 벽, env는 대기를 의미한다.

복사 냉각의 적용 가능성은 발사체의 발사 궤적 과 운용 환경에 따라 결정되는데, 2단 엔진이 대기 관내 중간권(고도 50~110km)에서 사용된다면 대기 온도가 저온을 유지하고 있으므로 복사냉각은 적용 가능하다고 판단되며, 이 때 대기의 온도는 223K로 일정하다고 가정하였다.

### 2.2.3 막냉각

본 연구에서 새로이 도입하고 있는 막냉각은 Film cooling보다는 Curtain cooling이 적합한 표현

으로서, 엔진의 단면을 그림 3과 같이 중심부와 외곽부로 나누어 연소가스에서 냉각제로의 열전달은 외곽부와 냉각시스템사이의 관계로만 다루는 것이다.

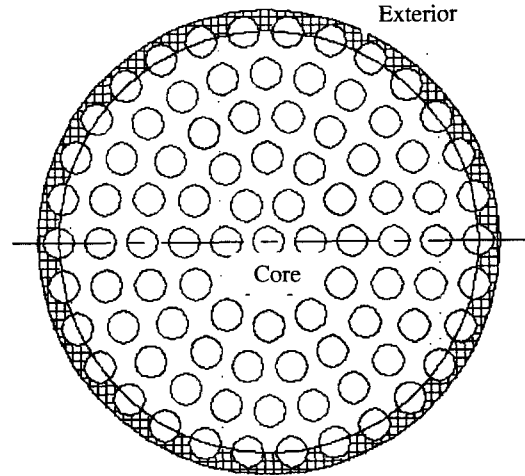


Fig.3. Core and exterior sections

그림 3에서 보면 91개의 동일한 주 분사기가  $1+3n(n+1)$ 의 계차수열에 따라 원주방향으로 균일하게 분포되어 있으며, 최외곽 열에는 30개의 주 분사기가 배치되어 있다. 최외곽 열의 주 분사기에서 분무되는 추진제는 중심부와 외곽부에 균일하게 분포된다고 가정하면, 주 분사기에서 분무되어 중심부와 외곽부에 분포되는 산화제와 연료의 질유량비,  $MO1:MF1$ ,  $MO2:MF2$ 는 76:15가 된다. 또한 외곽부에 주 분사기외에 연료만을 분사시키는 보조 분사기를 배치시켜 여분의 연료 질유량,  $MF3$ 를 분사시킴으로써, 외곽부의 추진제 혼합비는 중심부보다 작아지도록 하게 하면, 중심부와 외곽부의 추진제 혼합비는 식(4)와 같이 정의된다.

$$MR_1 = \frac{MO_1}{MF_1}, MR_2 = \frac{MO_2}{MF_2} + MF_3 \quad (4)$$

중심부의 추진제 혼합비는 최대 비추력을 낼 수 있는 추진제의 혼합비 조건에서 설정하며, 외곽부에 분사시키는 여분의 연료의 양은 외곽부의 추진제 혼합비가 적정한 수준을 유지하여 냉각에 적합한 열유속량과 연소가스 온도가 도출되도록 설정하여 주며, 여분의 연료 비율은 식(5)로 정의된다.

$$MF_3 = \frac{a}{1-a} (MF_1 + MF_2) \quad (5)$$

그리고, 엔진 설계시에 연소실압력과 노즐목 면적에 의해 결정되는 전체 추진제의 양을  $M$  이라 하면, 중심부의 연료의 유량은 식(6)으로 구하게 된다.

$$MF_1 = \frac{M}{91} \left( MR_1 + \frac{1}{1-a} \right) \quad (6)$$

식(6)을 이용하여 중심부의 연료 유량을 구한 후에는, 중심부와 외곽부의 연료와 산화제의 분배비율과 식(4)와 (5)를 이용하여, 중심부와 외곽부에 분무되는 연료와 산화제의 유량,  $MO1$ ,  $MO2$ ,  $MF2$  와  $MF3$ 를 결정할 수 있게 된다.

### 2.3 해석조건

케로신을 냉각제로 하는 재생냉각 시스템 설계시 중요하게 고려하는 것은 벽면온도와 코킹 발생

유무, 냉각제의 압력강하이다. 또한 냉각 방법으로 연소실과 노즐의 분리냉각 또는 일체냉각을 선정하여야 하며, 노즐 확장구간에 복사냉각부 도입 여부를 결정하여야 한다. 따라서, 이와 같은 여러 가지 설계 인자를 고려하여 표 2와 같이 4 가지의 해석 조건을 수립하였다.

Table 2. 4 cases of cooling conditions.

구분	냉각방법	립경사	복사냉각
C1	일체냉각	없음	미적용
C2	일체냉각	노즐목 구간(25°)	미적용
C3	분리냉각	없음	미적용
C4	일체냉각	노즐목 구간(25°)	적용

표 2에서 노즐목 구간(25°)이란, 노즐목 구간에서 엔진 중심축에 대한 립의 경사각도가 25도임을 의미한다. 또한 냉각제로 사용되는 케로신의 전체 유량이 10.3kg/s이며, 분리냉각인 C3의 경우에는 냉각제로 사용되는 케로신을 연소실과 노즐에 4 : 6의 질유량 비율로 각각 나누어 공급하였다. 한편,

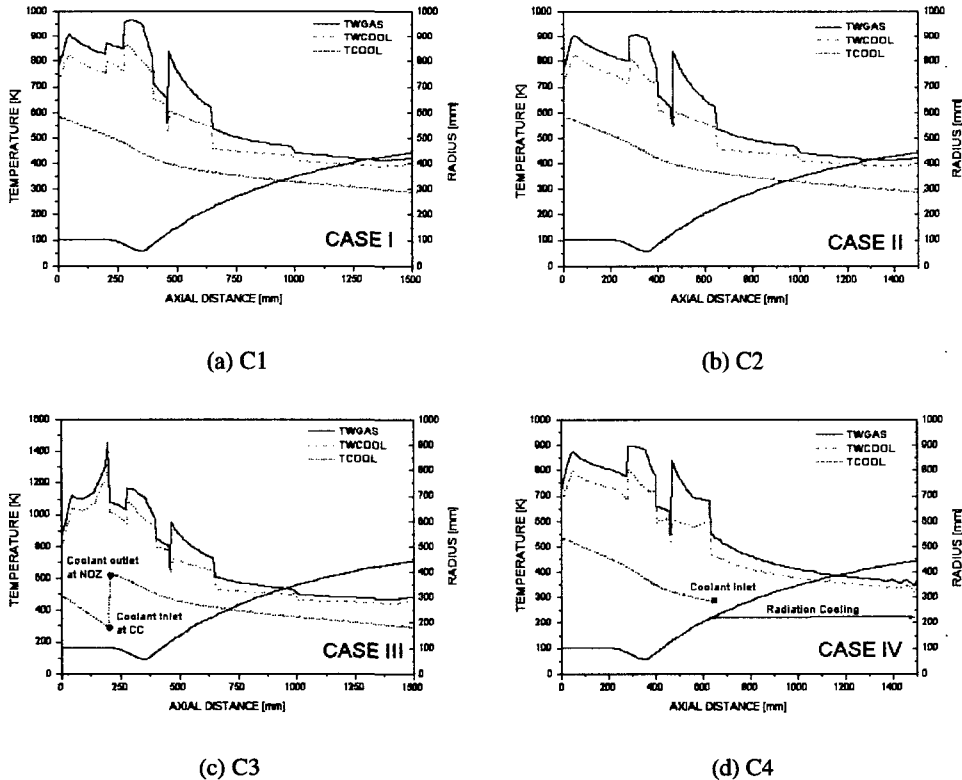


Fig.4. Wall temperature at 4 cooling schemes.

C1조건에 대하여 그림3의 외곽부의 폭을 9와 18mm로 변화시켜 가며, 막냉각에 의한 영향을 살펴보았다.

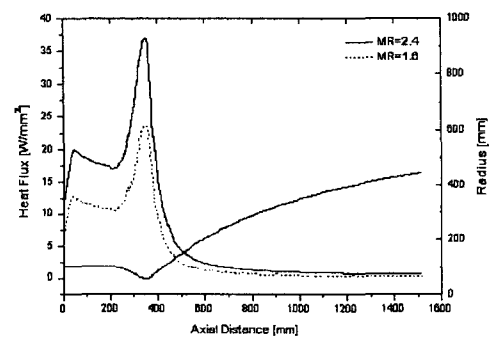
#### 2.4 해석결과

그림 4에는 표2의 4가지 해석조건에 대한 해석 결과로서 엔진 길이방향에 대한 벽면온도와 냉각제 온도의 변화를 나타내었다. 그림 4(a)의 C1의 경우에는 연소가스 측의 벽면온도( $T_{wgas}$ )가 노즐 목 근처에서 970K로 매우 높은 벽면온도를 보이고 있다. 내벽 소재인 크롬동 합금의 용융 온도보다는 작게 나타나, 사용중 내벽의 용융에 의한 열적 불안정 현상은 나타나지 않을 것이나, 엔진의 반복 점화를 위한 재사용 조건을 충족시키는 데에는 열구조적인 문제가 내포되어 있을 수 있다. 그리고 냉각제 측의 벽면온도( $T_{wcool}$ )는 연소실과 노즐목 구간에서 600K를 상회함에 따라, 코킹현상의 발생이 불가피하다는 것을 확인할 수 있었으며<sup>[5][7]</sup>, 정밀한 열해석을 위해서는 코킹현상에 대한 정량적인 평가와 함께, 엔진 열해석에 코킹에 의한 영향이 포함되어야 할 것이다.

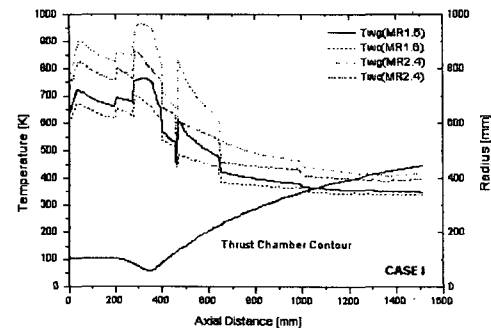
C1 조건에서 노즐목 구간에서 높은 벽면온도가 나타남에 따라, 노즐목 구간의 냉각채널 립에 25°의 경사각을 도입한 그림 4(b)의 C2 조건의 경우에는 노즐목 구간의 벽면온도를 975K에서 900K수준으로 감소시킬 수 있었다. 하지만, 여전히 벽면온도는 최고 900K 수준에 있으며, C1에 비해서는 상대적으로 열구조적인 안정성을 가지고 있다 할 수 있겠으나, 이에 대해서는 정밀한 해석적 검토가 요구되고 있다. 또한, 냉각채널 측의 벽면온도는 여전히 코킹 제한 온도를 초과하고 있으므로, 코킹에 대한 검토가 여전히 필요한 상태이다.

그림 5에는 해석조건으로서 추진제 혼합비가 2.4인 경우와 엔진 단면을 중심부와 외곽부로 분리하여 외곽부 추진제 혼합비가 1.6인 경우의 열해석 결과를 나타내었다. 그림 5(a)는 두 가지 해석조건에서의 열유속량을 보여주고 있는데, 엔진 단면에서의 추진제 혼합비가 2.4로 균일한 경우에 노즐목에서의 열유속량은 37.5W/mm<sup>2</sup>이었으나, 외곽부의 추진제 혼합비를 1.6으로 조절한 경우에는 노즐목에서 23W/mm<sup>2</sup>으로 연소가스에서 냉각채널내의 냉각제로 전달되는 열유속량이 약 40% 감소하는 결과를 얻을 수 있었다. 연소실 입구 영역에서 열유속이 감소하는 경향을 보이는 것은 실험 결과에 의한 보정 결과로서, 분사기 출구면과 추진제가 연소하는 영역에 해당하는 구간에서는 열유속량이 급

격한 연소 반응이 일어나는 영역의 열유속량의 약 1/2 수준이었음을 열해석에 반영한 것이다<sup>[8][9]</sup>. 하지만, 실제의 연소실 환경에서는 외곽부에서의 추진제 혼합비가 균일하게 형성되지 않게 된다. 또한, 노즐목 이후에는 유관연소 현상의 영향이 감소하면서, 중심부와 외곽부의 영역의 구분도 사라지게 된다. 따라서, 노즐목 부근에서부터 노즐 출구까지의 실제의 열유속량은 그림 5(a)의 결과와는 다르겠으나, 노즐 확장구간에서의 열유속량의 절대량이 작으므로, 그 영향은 크지 않을 것으로 생각된다.



a) Heat flux



b) Gas-side wall temperature

Fig.5. Calculation results in case of curtain cooling

그림 5(b)에서 보면, 추진제 혼합비가 2.4일 때의 연소가스 측의 벽면온도( $T_{wgas}$ )가 노즐 목 근처에서 970K로 높은 온도를 보이고 있다. 내벽 소재인 크롬동 합금의 용융 온도인 1353K보다는 작게 나타나, 엔진 작동중 내벽의 용융에 의한 열적 불안정 현상은 나타나지 않을 것이나, 엔진의 반복 점화에 따른 재사용 조건을 충족시키는 데에는 열구조적

인 문제가 내포되어 있을 수 있다. 반면, 외곽부의 추진제 혼합비가 1.6인 경우에는 노즐목 부근에서 연소가스측 벽면온도가 약 750K로 감소하면서, 벽면온도가 약 220K 떨어지면서, 열적인 안정성은 물론 구조적인 안정성도 크게 향상되고 있음을 알 수 있다. 또한 냉각제 측의 벽면온도( $T_{wcool}$ )도 외곽부에 여분의 연료를 주입함으로써, 870K에서 650K로 감소하고 있음을 확인하였다. 하지만, 두 가지 경우에서 모두 냉각채널측 벽면온도가 연소실과 노즐목 구간에서 600K를 상회함에 따라, 코킹현상의 발생이 불가피하다는 것을 알 수 있었으며<sup>[7][10]</sup>, 정밀한 열해석을 위해서는 코킹현상에 대한 정량적인 평가와 함께, 엔진 열해석에 코킹에 의한 영향이 포함하여야 할 것이다.

### 3. 결론

케로신과 액체산소를 추진제로 하는 10톤급 액체로켓엔진의 재생냉각 기구에 대한 해석적 연구를 수행하였으며, 다음과 같은 결과를 얻었다.

- 1) 10톤급 재생냉각형 케로신 엔진에 있어서는 연소실과 노즐의 분리 냉각보다는 일체 냉각이 열적인 안정성 측면에서 우수하였으며, 일체 냉각의 경우 최고 벽면온도는 약 900~975K 정도로 소재의 용융점(1353K)보다는 낮았다.
- 2) 하지만, 엔진 다중점화 조건을 충족시키기 위해 가스 층류화 이론을 바탕으로, 엔진 단면을 중심부와 외곽부로 분리하고, 외곽부에 여분의 연료를 주입함으로써, 외곽부에서의 전열량을 감소시킬 수 있는 막냉각 기구를 도입하였다.
- 3) 외곽부에 여분의 연료를 주입함으로써, 외곽부에서의 추진제의 전열량과 냉각채널로 전달되는 열유속량을 감소시켜, 벽면 온도를 약 220K 감소시킴으로써 엔진의 열적 안정성을 향상시킬 수 있었다.

### 후 기

본 논문은 국가지정연구실 과제, “액체로켓엔진의 재생냉각시스템 개발” 와 “KSLV 액체로켓엔진 재생냉각 시스템 선행 연구” 과제에서 수행된 연구 결과의 일부입니다. 과제를 지원하여

주신 KISTEP 및 한국항공우주연구원의 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. Bartz, D., R., "Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and of Heated Air," *Advances in Heat Transfer*, Academic Press, Vol. 2, 1965.
2. Hess, H., L., and Kunz, H., R., "A Study of Forced Convection Heat Transfer to Super-Critical Hydrogen," *Transaction of the American Society of Mechanical Engineers, Journal of Heat Transfer*, Vol. 87, Feb., 1965.
3. 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.
4. Dobrovolski, M.B., *Liquid Rocket Engines*, 1968.
5. 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.
6. Naraghi, M. H., *User Manual for RTE 2002*, Jan, 2002
7. Bates, R., W., Edwards, T., and Meyer, M., L., "Heat Transfer and Deposition Behavior of Hydrocarbon Rocket Fuels," 41st Aerospace Science meeting and Exhibit, AIAA2003-0123, Reno, NV, January 6-9, 2003.
8. 장행수, 한풍규, 조용호, 액체로켓엔진 성능의 재생냉각 효과, "한국항공우주학회 추계학술대회, 2002.
9. 장행수, 한풍규, 액화천연가스를 연료로 하는 액체로켓엔진에서의 재생냉각 특성에 관한 연구, "한국추진공학회 춘계학술대회, 2002.
10. 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.