

## 헬륨가스 분사에 의한 액체질소 냉각에 관한 연구

정용갑\*, 조남경\*\*, 길경섭\*\*\*, 송이화\*\*\*\*, 김유\*\*\*\*\* , 조광래\*\*\*\*\*

## Cooling of Liquid Nitrogen by Gas Helium Injection

Y. Chung\*, N. Cho\*\*, K. Kil\*\*\*, Y. Song\*\*\*\*, Y. Kim\*\*\*\*\* , G. Cho\*\*\*\*\*

### Abstract

In this paper, to satisfy the temperature requirement of turbopump-inlet condition, the cooling of cryogenic propellant is performed at the simulated suction-line of the Launch Vehicle. The cooling method is by using gas helium injection. This paper investigates the effect of helium injection on liquid nitrogen, which simulates the liquid oxygen. By using helium injection, subcooling of liquid nitrogen can be achieved and in the condition of  $\dot{v}/vL = 0.8 \text{ min}^{-1}$  approximately in four minutes subcooling temperature can be achieved.

### 초 록

본 연구에서는 액체로켓의 극저온 추진제 공급부에서 요구되는 추진제의 공급 온도를 맞추기 위한 헬륨 가스 분사 냉각에 대한 수류 실험을 수행하여, 헬륨가스 분사에 의한 온도 저감에 대한 실험적 연구를 통한 온도 저감 특성을 고찰하였다. 수류 실험에 사용된 극저온 액체는 액체 질소를 사용하였으며, 냉각을 위한 가스로는 헬륨가스를 사용하였다. 헬륨 분사에 의한 액체 질소 과냉각 현상을 확인할 수 있었으며,  $\dot{v}/vL = 0.8 \text{ min}^{-1}$  조건에서 대략 4분 이내에 최대로 과냉각(subcooling) 됨을 알 수 있었다.

**키워드 :** 극저온 액체(cryogenic liquid), 과냉각(subcooling), 가스 분사(gas injection), 액체 질소(liquid nitrogen), 액체 산소(liquid oxygen)

### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 현재 액체추진제를 사용하는 우주발사체 개발을 수행 중에 있다. 이러한 우주발사체에 사용되는 추진제로는 일반적으로 극저온 추진제가 사용된다. 극저온 추진제

를 액체로켓에 사용할 경우 극저온 추진제 공급부에서 가장 중요한 특성으로는 엔진으로 공급되는 추진제의 공급 온도를 정해진 범위내로 정확하게 맞추는 것이 필수적으로 요구된다. 극저온 액체산소(LOx)의 탱크 충진 온도가 요구되는 온도에 맞춰지지 못할 경우, 탱크내의 충진 부피가

\* 추진제어그룹/ygchung@kari.re.kr

\*\* 추진제어그룹/kgs@kari.re.kr

\*\*\*\* 충남대학교 기계공학과/yookim@cnu.ac.kr

\*\* 추진제어그룹/cho@kari.re.kr

\*\*\*\* 충남대학교 기계공학과 대학원

\*\*\*\*\* 우주발사체사업단/gwcho@kari.re.kr

증가하게 되어 추진제 텑크가 커지거나 연소시간이 적어질 수 있다. 또한 터보펌프 입구부에서 캐비테이션이 발생하여 펌프 성능이 저하되고, 심한 경우 펌프의 손상을 초래할 수도 있다. 텅크내 추진제 온도는 텅크내의 위치에 따라 온도가 다르며 통상적으로 상부 가압면에 가까울수록 높아지게 된다. 따라서 발사체의 발사 전에 지상에서의 극저온 추진제 컨디셔닝(Conditioning)을 통하여 텅크내부 및 유입부 공급라인의 온도를 요구조건 까지 낮출 필요가 있다. 극저온 추진제 컨디셔닝 방법으로는 헬륨분사에 의한 방법, 인젝터를 이용하여 상부압력을 낮춤으로 인한 온도 저감 방법, 재순환 배관을 설치하여 가열된 극저온 추진제를 상부로 순환시키는 방법 등이 활용되고 있다. 이 중에서 헬륨 분사에 의한 방법의 경우 지상에서 발사대기 시 헬륨 공급 지상설비를 활용하여 분사시킴으로서 온도를 저감시키고 발사직전 염브리컬을 통하여 분리되므로 별도의 설비가 필요 없고, 극저온 추진제의 온도를 저감시키는 효과가 있다. 본 방법은 미국의 Saturn 로켓 및 일본의 H-II 로켓 등에 활용되었으며, 대기압 벤트시 및 3 bar 가압시 적용되었다. 주로 게이저링(Geysering) 및 터보펌프 캐비테이션 현상을 방지하기 위한 목적으로 엔진 유입라인에 분사되었다.

본 연구에서는 헬륨 분사에 의한 온도 감에 대한 실험적 연구를 위하여 통상 산화제인 액체산소의 모의추진제로 수류시험에서 사용되는 액체질소에 대한 온도 저감 특성을 고찰한다.

## 2. 본 론

### 2.1. 헬륨가스 분사에 의한 온도저감원리

헬륨가스 분사에 의한 온도저감은 극저온 액체를 증발시켜 증발열에 의해 극저온 유체의 온도가 낮아지게 하는 원리를 활용한다. 고속으로 분사되는 헬륨에 의해 발생하는 국부적 압력 강하 및 헬륨과 액체간의 분압차에 의한 질량확산(Mass Diffusion)을 활용한다. 그림 1은 헬륨 분사에 의한 온도 저감 메카니즘으로 헬륨 분사에

의한 개략적인 온도저감 방법을 Bulk 액체산소 (LOx)와 증발된 가스 상태의 산소가스(GOx)의 경계면에서는 온도에 따른 분압 곡선의 상평형을 가지게 된다.

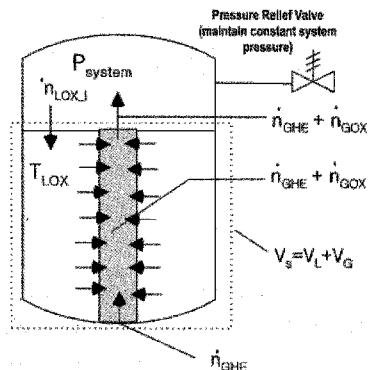


그림 1. 헬륨 분사에 의한 온도저감 메카니즘

또한 그림에서 GOx와 헬륨가스(GHe)가 혼합되는 부분에는 농도차에 의한 확산에 의해 표면에 있던 GOx가 이동하게 되어 표면에서의 상평형을 이루기 위해 추가적인 액체산소가 증발하게 된다. 또한 열리지 부에서는 기체상의 산소와 헬륨이 혼합되어 일정 압력에 맞추어 유지하게 된다. 그림 2는 헬륨 분사에 의한 산소의 온도에 따른 증발압 곡선을 보여주고 있다. 헬륨 분사에 의해 액체산소의 온도가 저감됨에 따라 액체산소의 증발압은 낮아지게 되고 평형상태에 도달하게 된다.

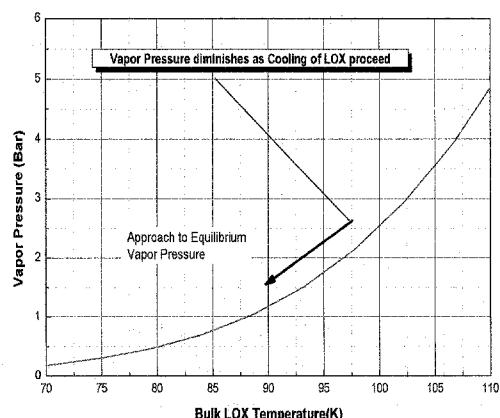


그림 2. 액체산소의 증발압력선도

가스 분사 냉각 프로세스에 관한 해석적 연구는 Randolph와 Vaniman에 의해 액체 증발, 주위 가열과 가스 엔탈피 플럭스의 동시 영향하에서 일체형 시스템 과도현상에 관하여 연구되었다.

헬륨 분사에 의한 액체 산소의 냉각에 대한 Halbrooks의 실험데이터와 해석결과가 유사하다. 이 논문에서는 우주 발사체 시스템을 위한 액체증발, 가스 용해성, 가스 엔탈피 플럭스, 주위가열 효과를 포함한 분사 냉각의 프로세스에 관한 이론적 해석과 시스템에서 가스 기포의 존재로 인한 액체 전이에 관한 연구를 제공한다. 냉각 과도 현상과 도달 가능한 최대 과냉각에 대하여 폐쇄형 해법으로 얻어 졌으며, 해석 결과는 현존하는 실험 데이터와 비교되었다. 여기서 고찰된 분사냉각 프로세스에 대한 주요 관심은 주어진 액체의 과냉각을 얻거나 유지하는 것이다. 가스분사가 비교적 짧은 시간동안에 일어나기 때문에 냉각 과도 현상이 관심사일 뿐만 아니라 만약 분사가 장시간동안 계속된다면 최고 도달 과냉각으로 접근하게 된다.

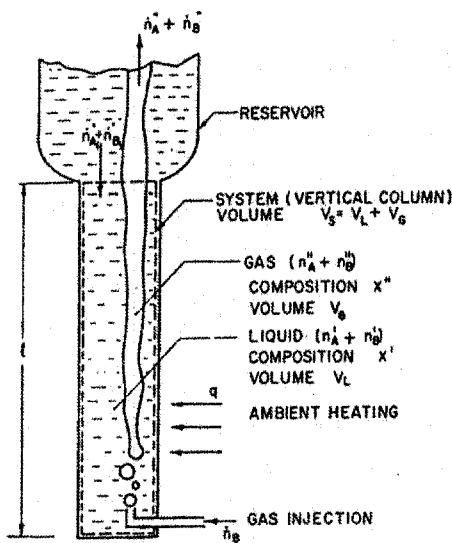


그림 3. 해석적 모델

가스 분사에 의한 과도현상은 보통 다음의 세

단계로 나누어진다. 첫 번째 단계에서는 액체가 칼럼으로부터 리시버로 전이되는 것으로서, 시스템에서 어떤 준-정상 가스정체 부피가 증가된 다음 가스상이 칼럼을 떠나는 조건인 특징의 단계이다. 만약 평균 상부 가스속도를  $U$ 라 하면, 이러한 초기 과도현상 지속 기간은 대략 가스 정체 시간( $\ell/U$ )과 같다. 두 번째 단계로서 칼럼에 잔류하는 액체는 계속되는 가스 분사 때문에 자체 증발 냉각에 지배적이다. 세 번째 단계는 가스분사가 중지될 때로 구분된다. 이런 다음에는 리시버로부터의 차가운 액체가 역류하여 칼럼을 채우고, 상부에서 약간의 냉각을 발생시킨다. 그러므로 가스분사 기간에 따른 칼럼에서 평균 액체 온도의 최종 강하는 두 가지 요인, 즉 리시버에서 액체 열교환과 증발 냉각으로부터의 결과이다.

그림 4는 새턴 부스터의 실물 크기 모형에 대한 연료 주입라인에서 액체산소의 헬륨 분사 냉각을 보여주고 있다. 가스를 분사하기 전에, 액체 온도는 주변 열전달과 전파된 온도 변화가 칼럼을 따라 존재하기 때문에 증가한다. 그 다음의 냉각 기간이 이어주며, 온도는 액체 전체에 걸쳐 균일하다. 유입라인 중간 위치에서 계측된 온도는 평균 시스템 대표 값으로 선택했고 액체산소에서 헬륨은 전혀 녹아들지 않는 가정 하에 이론치와 비교하는데 사용되었다.

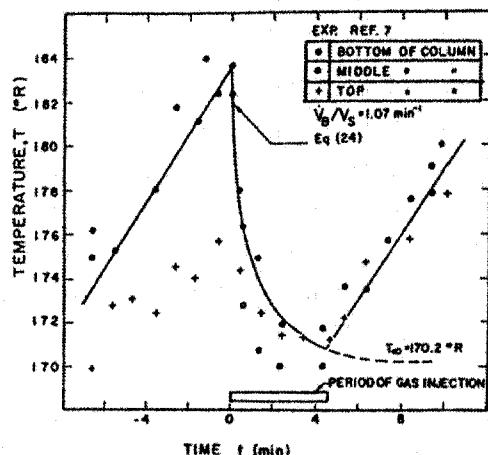


그림 4. 새턴 부스터의 연료 유입라인 헬륨 분사에 의한 액체산소 냉각

용해성 가스의 분사에 대한 시스템 과도 현상을 요약하면 다음의 단계로 구성되어 있으며, 그림 5에 도식적으로 설명되어 있다 :

- (1). 한 성분 액체의 주위 가열.
- (2). 액상에 가스 분사는 단지 상용하는 액체 온도 상승만을 제공한다.
- (3). 2상 평형상태(증발 냉각)인 가스 분사.
- (4). 리시버로부터의 액체 후류 유동, 온도변화에 의한 혼합.
- (5). 두 성분 액체(분별증류의 주위 가열).

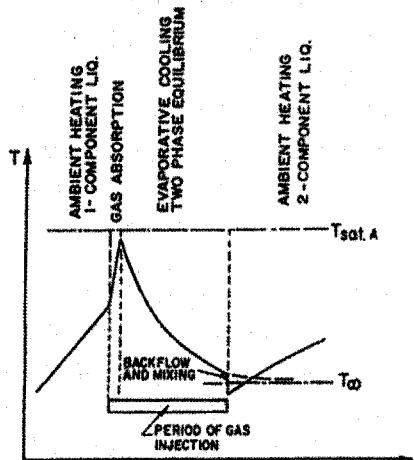


그림 5. 용해성 가스분사에 대한 시스템 과도 현상

헬륨 분사에 의한 액체 수소 냉각에 대해서 연구한 Schmidt의 최근 측정 결과로부터 이용 가능한 실험 데이터는 비교적 낮은 범위의 과냉각에서도 현재 이론과 유사하다. 그리고 여기서 시험적 평형은 신뢰할 만하다. 표 1의 데이터는 가스 분사를 10 scfm과 초기 가스 온도 200° 또는 77°K에 대한 것이고 가능한 과냉각의 90%에 도달에 필요한 접근 온도와 시간을 보여준다. 시스템 온도에 가까운 온도로 분사 가스 예냉에 의해 더욱 과냉각을 얻기 위한 정확한 해석적 예측이 현재는 가능하지 않다. 왜냐하면 수소-헬륨 시스템에 대한 상평형 데이터가 부족하기 때문이다.

표 1. 가스 분사에 의한 냉각 비교

$T_{\text{gas}}$ , °K	$T_{\infty}$ , °K		$t_{90\%}$ , min	
	Ref. 3	Eq. (1)	Ref. 3	Eq. (2)
200	18.91	18.92	1.1	2.1
77	18.08	18.38	2.8	2.9

무차원 접근 시스템 온도는 다음과 같다.

$$\theta_{\infty} = \frac{(1-G)B/A + C}{1+B/A+C} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{1}{1+D_1} + \frac{\epsilon E}{1-\epsilon E(1-F)} \right] \times \\ & \ln \left( \frac{\theta_0 - \theta_{\infty}}{\theta - \theta_{\infty}} \right) - (\theta_0 - \theta) \quad (2) \\ & = \frac{A_1(1+D_1)}{1-\epsilon E(1-F)} t \end{aligned}$$

여기서 접근 온도는  $\theta_{\infty} = D_1/(1+D_1)$ 이며, (1)에서  $\theta_{\infty}$ 와 동일하다. 만약 분사된 가스가 액상에서 녹아들지 않는다면, (2)에서  $x' = 1$ 이고  $\epsilon = 0$ 이다.

분사 냉각 프로세스를 검토하는데 있어서 중요한 두 가지 면이 있다 :

- (1) 계속된 가스 분사에 의해 도달 가능한 최대 과냉각, 그리고 (2) 냉각률. 분사가스의 낮은 액체 용해로서의 경우에 대해서는, (1)을 이용한 최대(접근) 과냉각은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\Delta T_{\text{sub}} = (T_A - T_B) \frac{1+G(B/A)}{1+B/A+C} \quad (3)$$

과냉각은  $T_A - T_B$ 에 직접적으로 비례하며, 노점선도의 기울기와 같다. 만약 가스가 액체에서 녹지 않고 가스 혼합물이 이상적이라면,  $x'' = p_{A\text{sat}}/p$ 와  $T_A - T_B$ 는 순수 성분 A의 포화상태 물성치 항으로 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$T_A - T_B = \left( \frac{\partial T}{\partial x''} \right)_p = p \left( \frac{dT}{dp} \right)_{\text{sat}} \quad (4)$$

$v' \ll v''$  일 때, 클래페이른(Claapeyron) 방정

식을 사용하면, (4)는

$$T_A - T_B \approx \frac{\bar{R} T^2}{h_{fgA}} \quad (5)$$

더 높은 포화 온도에서 훨씬 더 과냉각이 가능하며, 특히, 임계 상태에 접근했을 때에 그렇다는 것을 나타낸다. 최대 과냉각은 초기 시스템 온도에 달려 있는 것은 아니며, 요구된 모델의 한계이내에서는 분사된 가스의 용해성에 영향을 받지 않는다.

평형 프로세스의 주요 가정에 근거하여 냉각 과도현상은 성분 A와 B의 혼합물의 포화 상태에 대해 유효하다. 비 용해성 가스의 경우, 초기 냉각률은  $\theta_0 = 1$ 에 대해 무한대로 접근한다.

시간 값이 큰 경우 (2)의 두 번째 항은 무시될 수 있으며 냉각 과도현상은 대략 지수 함수로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\theta - \theta_\infty}{\theta_0 - \theta_\infty} \approx \exp \left[ -\frac{A_1 (1+D_1)^2 t}{1 + \epsilon E (F+D_1)} \right] \quad (6)$$

가스의 유한 용해성 효과는 인자  $\epsilon$ 와  $F$ 로 나타난다. 그러므로 용해성이 증가함에 따라 냉각률은 감소하게 된다. 냉각률을 결정하는데 있어 가장 중요한 인자는  $A_1$ 이고 비 용해성 가스의 경우에는 다음으로부터 값을 구할 수 있다.

$$A_1 \approx \left( \frac{h_{fg}^2}{c \bar{R} T^2} \frac{v'}{v''} \right) \left( \frac{\dot{V}_B}{\dot{V}_s} \frac{1}{1 - G/(1 - \theta_\infty)} \right) \quad (7)$$

$$= \pi \left( \frac{\dot{V}_B}{\dot{V}_s} \right)$$

(7)에서 물성 그룹  $\pi$ 는 냉각되는 액체의 열역학적 상태에 달려 있다. 그림 6은 산소의 경우에 대해서 강하되는 온도의 함수로서  $\pi$ 를 보여준다. 그래서 임계상태 근처에서 높은 냉각률이 예상되며, 위에서 검토된 것처럼 높은 과냉각과 부합된다. (7)은 냉각률이 가스 분사의 증가율에 따라 증가하는 것을 보이고 있다.

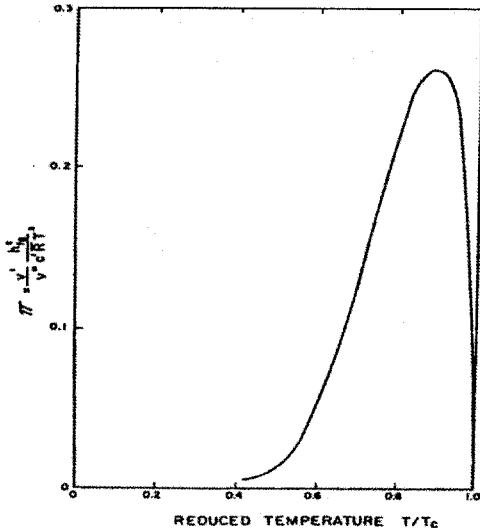


그림 6. 액체산소 ( $T_c=278.6^\circ\text{R}$ )에 대한  
Property group  $\pi$

이러한 결과는 두 가지 부분을 가지는 데, 증가하는  $\dot{V}_s$ 는 시스템에서 액체의 부피를 감소시킨다. 그러므로 시스템 열용량을 감소시킨다. 최적조건은 분사율과 주어진 시스템의 기하학적 구조에 대한 기포 패턴에 있다고 예상된다. 그리고 게이저링(Geysering)과 액체 햄머 영향을 피할 수 있을 때와 시스템에서 배출되는 가스 상이 평형상태 조성에 가까울 때에 그러하다. 현재 해석의 한계로 인하여 아직 어떠한 이론적인 예측도 최적화될 수 없다.

## 2.2. 실험장치

우주발사체 극저온 공급부 배관의 모사를 위한 극저온 탱크는 내경 202.7mm, 전체 높이는 2,040mm이고 이중에서 칼럼 높이는 1,840mm이다. 탱크의 재질은 스테인레스 300계열이며, 탱크의 단열은 두께 100mm인 경질 폴리우레탄 단열재를 사용하였다. 극저온 탱크에는 100mm 간격으로 총 19개의 T타입 열전대로 온도를 측정하였다. 상온의 헬륨 가스 분사 유량은 오리피스를 이용한 차압 유량계측 방법을 사용하였으며, 사용된 오리피스 보정은 습식가스미터로 보정하였

다(SINAGAWA WNK10A, 정확도  $2\text{m}^3/\text{h} \pm 0.1\%$ ). 그림 7은 본 실험에 사용된 헬륨가스 분사에 의한 냉각시스템의 개략도이다.

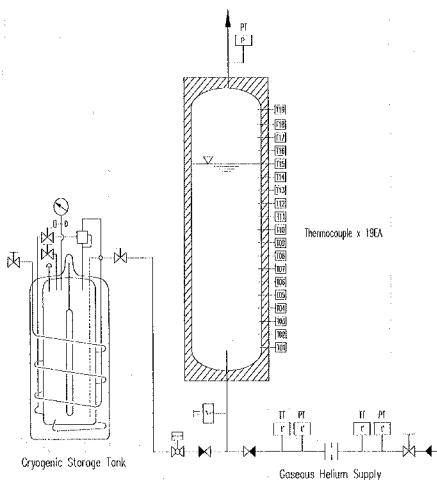


그림 7. 가스분사 냉각시스템 개략도

### 2.3. 실험방법

본 연구에서는 극저온 추진제에 대한 수류시험 유체로 액체 질소를 사용하였다. 극저온 탱크에 액체 질소를 서서히 충진한 후, 대기압 조건에서 탱크내의 극저온 액체 질소가 포화상태로 도달할 때까지 온도를 모니터링하여 온도가 일정하게 유지될 때까지 일정시간 유지시켜야 한다.

표 2. 헬륨가스 분사조건

No	$\dot{v}(\text{GHe})$ (L/min)	$V_L(\text{LN}_2)$ (L)	$\dot{v}/V_L$ (min <sup>-1</sup> )
1	23.9	41.1	0.58
2	28.6	38.5	0.74
3	32.1	40.1	0.80
4	38.4	34.7	1.10

포화상태에 도달하면 분사되는 가스량을 제어하기 위하여 미터링 밸브를 조절하여 극저온 탱크로 일정한 용적유량의 헬륨 가스가 공급되도록 제어한다. 표 2는 헬륨 가스 분사 조건이다.

록 제어한다. 표 2는 헬륨 가스 분사 조건이다.

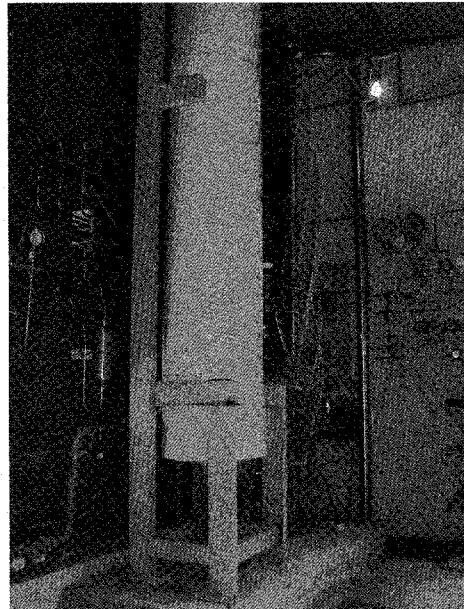


사진 1. 액체질소 충진후 실험장치

### 3. 실험 결과 및 고찰

#### 3.1. 가스분사량 변화에 대한 온도저감

온도 측정을 보정하기 위하여 1리터 용기에 액체질소를 채운 후 RTD 온도센서와 비교한 결과 3~5K 정도 T타입 열전대가 높게 계측되었다. 또한 작은 용기에서는 온도분포가 대략  $\pm 0.2\text{K}$  이었으나, 가스 분사 시에는 분사로 인한 탱크 내부의 대류현상이 극히 활발하여  $\pm 2\text{K}$  정도 맥동하였다. 열전대 특성상 계측 오차가 다소 크게 나타났으나 이에 대한 상온 및 극저온 상태에서 전체 센서에 대해 온도 보정을 수행하였다. 극저온 온도 보정 시에는 액체 질소를 대기압 상태에서 보온 용기에 일정량을 저장한 후 여기에 온도 센서 전체를 일시에 담가서 온도 변화를 측정하였다. 센서마다 다소의 온도 측정 오차는 발생하였으나, 온도저감 특성에 대한 고찰은 가능하다고 사료된다.

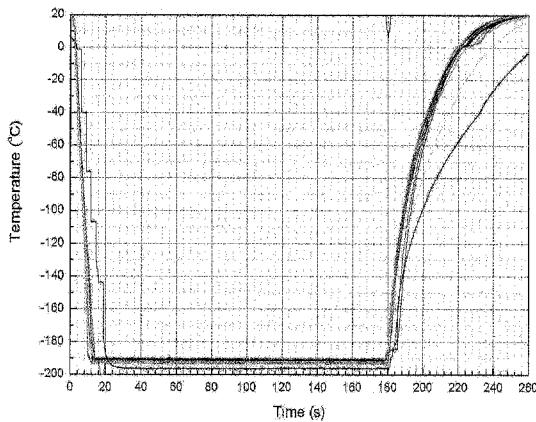


그림 8. 온도센서 보정

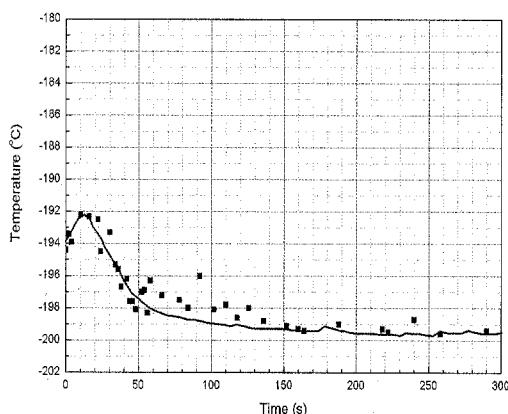


그림 9. 헬륨분사에 의한 액체질소의 냉각

헬륨 가스 분사량 변화에 대한 액체 질소의 최대 과냉각 도달시간은 가스 분사량이 증가함에 따라 줄어드는 경향을 보였다(그림 9).

### 3.2. 극저온탱크 칼럼의 수직 온도분포

본 시험 결과에 의하면 시험조건 3( $\dot{v}/vL = 0.8$ ) 이상에서  $\dot{v}/vL$ 이 증가하여도 최대 과냉각 도달 시간이 거의 일정하였다. 그림 10은 시험 조건 3에 대한 가스 분사 냉각시 칼럼내의 수직 온도 분포이다. 칼럼 내에서의 온도 분포는 액체 칼럼에서 대략 중간보다 약간 높은 위치(Ch. 9)에서 최대로 냉각됨을 알 수 있었으며, 위치별 온도가

차이가 나는 것은 가스 분사에 의한 대류현상으로 사료된다.

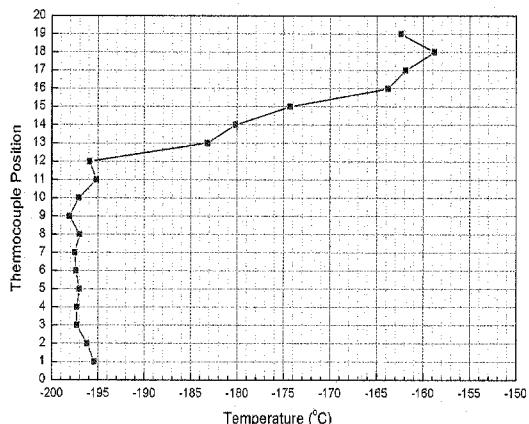


그림 10. 칼럼의 수직 온도 분포

### 3.3. 가스분사에 의한 액체질소의 과냉각

그림 9는 일정량의 헬륨 가스가 극저온 액체 질소에 계속하여 분사될 때, 액체질소의 과냉각 상태를 나타내는 그래프이다. 초기의 액체 온도가 헬륨 분사로 약 3.5K 정도 과냉각 되는 것을 볼 수 있으며, 4분 정도 경과한 후에는 더 이상 과냉각되지 않는 것을 알 수 있다.

## 4. 결 론

본 연구에서는 헬륨 가스 분사에 의한 극저온 액체인 액체질소의 과냉각에 대한 수류 실험을 수행하였다. 수류 실험을 통하여 극저온 액체질소를 대기압 조건에서 헬륨 가스 분사로 얼리지 포화압력보다 더 낮은 온도까지 액체질소가 과냉각됨을 알 수 있었으며, 이때의 과냉각 온도와 경과 시간을 획득하였다. 이러한 기초 연구는 발사체에 사용되는 탱크 및 터보펌프 유입 공급부의 극저온 추진제 컨디셔닝 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

향후 실제 발사체의 추진제로 사용되는 액체 산소에 대한 대기압 및 저압 상태에서의 헬륨 가스 분사에 의한 냉각에 대한 연구를 수행할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. P.S. Larsen & J.A. Clark, Advances in Cryogenic Engineering, Vol. 8, K.D. Timmerhaus(ed.), Plenum Press, New York (1963), p.507.
2. "Advanced Liquid Oxygen(LO2) Propellant Conditioning Concept Testing", Marshall Space Flight Center, TM-108477 (Jan. 1995).
3. J. A. Clark, H. Merte, Jr., et al., "Pressurization of Liquid-Oxygen Containers," Progress Report No. 18 UMRI Project 2646, Univ. of Mich. Research Inst. (Oct. 1959).
4. "Cryogenic Subcooling by Helium Injection," Geo. C. Marshall Space Flight Center, Memorandum M-S&M-PE #327 (Oct. 24, 1961).