

## 가스분사에 의한 극저온 액체의 냉각에 관한 연구 ( I )

송이화\* · 최영환\* · 김유\* · 정용갑\*\* · 조남경\*\* · 정상권\*\*\*

### Cooling of Cryogenic Liquids by Gas Helium Injection ( I )

Yi-Hwa Song\* · Young-Hwan Choi\* · Yoo Kim\*  
Yong-Gahp Chung\*\* · Nam-Kyung Cho\*\* and Sang-kwon Jeong\*\*\*

#### 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 study investigates the effect of helium injection on the liquid nitrogen which simulates the liquid oxygen. By using helium injection, the subcooling of liquid nitrogen can be achieved within four minute when the ratio of gas volume flowrate to the volume of LN<sub>2</sub> is approximately  $\dot{v}/v_L = 0.8\text{min}^{-1}$ .

#### 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 확인 할 수 있었으며,  $\dot{v}/v_L = 0.8\text{min}^{-1}$  조건에서 대략 4분 이내에 최대로 과냉각(subcooling) 뒀을 알 수 있었다.

**Key Words** : Cryogenic Liquid, Subcooling, Gas Injection, Liquid Nitrogen, Liquid Oxygen

#### 1. 서 론

발사체에서 극저온 추진제 공급부는 엔진에서 요구되는 추진제의 공급 온도를 정확하게 맞추는 것이 필수적으로 요구된다.

극저온 액체산소(LOX)의 탱크 충전 온도가 요구되는 온도에 맞춰지지 못할 경우 탱크내의 충

진 부피가 증가하게 되어 추진제 탱크가 커지거나 연소시간이 적어질 수 있다(추진제 온도가 100K일 경우 90K 충전시에 비해 6% 정도의 부피 증가). 또한 터보펌프 입구부에서 캐비테이션이 발생하여 펌핑 성능이 저하되고, 심한 경우 펌프의 손상을 초래할 수도 있다. 탱크내 추진제 온도는 탱크내의 위치에 따라 온도가 다르며 통상적으로 상부(가압면)에 가까울수록 높아지게

\* 충남대학교 대학원 기계공학과 (Chungnam National University, Graduate School Dept. of Mechanical Eng.)

\*\* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과 (Korea Advanced Institute of Science & Technology, Dept. of Mechanical Eng.)

된다. 따라서 발사체의 발사 전에 지상에서의 극저온 추진제 컨디셔닝(conditcning)을 통하여 탱크내부 및 유입부 공급라인의 온도를 요구조건까지 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 발사 직전 엄브리컬을 통하여 분리되므로 별도의 설비가 필요 없고, 극저온 추진제의 온도를 저감시키는 효과가 있다. 본 방법은 미국의 새턴(Saturn) 로켓 및 일본의 H-II 로켓 등에 활용되었으며, 대기압 벤트(vent)시 및 3 bar 가압시 적용되었다. 대기압 벤트시 액체산소의 경우 온도를 84K 정도까지 낮출 수 있는 것으로 보고되었다. 주로 게이지링(geysering) 및 터보펌프 캐비테이션 현상을 방지하기 위한 목적으로 엔진 유입라인에 분사되었다. 본 연구에서는 헬륨 분사에 의한 온도 감에 대한 실험적 연구를 통하여 온도 저감 특성을 고찰한다.

## 2 이론적 고찰

### 2.1 헬륨 분사에 의한 온도 저감 원리

본 방법은 헬륨 분사에 의하여 극저온 액체를 증발시켜 증발열에 의해 극저온 유체의 온도가 낮아지게 하는 원리를 활용하는 것으로, 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. 또한 그림에서 GOx와 헬륨가스(GHe)가 혼합되는 부분에는 농도차에 의

한 확산에 의해 표면에 있던 GOx가 이동하게 되어 표면에서의 상평형을 이루기 위해 추가적인 액체산소가 증발하게 된다. 또한 얼리지 부에서는 기체상의 산소와 헬륨이 혼합되어 일정 압력에 맞추어 유지하게 된다. 표 1에 각 영역에서의 현상을 정리하였다. 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.

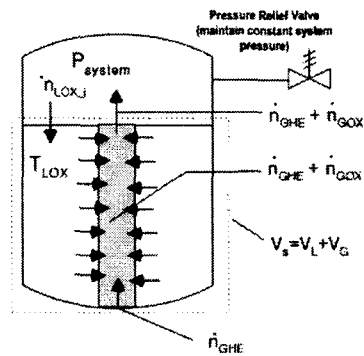


Fig. 1 Schematic of Helium Injection to the Tank

Table 1 Phenomena by helium injection

No	Region	Phenomena	Ref.
1	Helium Injection	Constant mass (mole) flow injection	Injection at the bottom region
2	Bulk LOX & boundary with GOX	Phase Equilibrium Tendency according to bulk LOX temperature	Evaporation
3	Gaseous Region (GOX+GHE)	Concentration Equilibrium tendency	Mass diffusion
4	Ullage Region	Initial Helium + mixture of GOX & GHE	Constant system pressure

### 2.2 헬륨 분사 온도저감에 대한 미시적 고찰

그림 3은 헬륨 분사에 의해 액체산소가 증발되는 미시적 메카니즘을 보이고 있다. 헬륨의 분사에 의해 기포 후단에 국부적으로 저압의 웨이크(wake) 영역이 생성되고, 생성된 저압의 웨이크 영역이 LOX의 온도에 해당하는 포화 증기

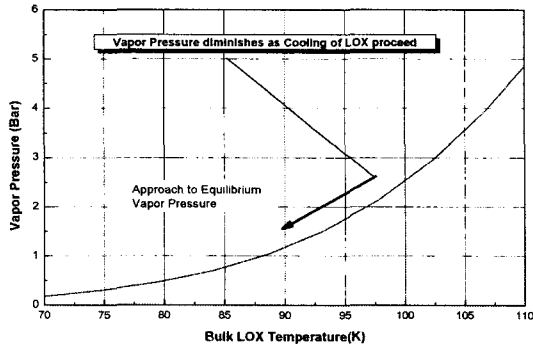


Fig. 2 Vapor Pressure Curve of LOx

압보다 적을 경우 LOX의 증발이 이루어지게 된다. 즉 분사 영역의 속도가 클 경우 웨이크 영역의 압력이 낮아지게 될 것이므로 분사속도가 증가하고, 이와 아울러 평형상태에 도달하기 위해 헬륨 기포의 LOX 칼럼내 체류시간이 긴 것이 유리하다고 할 수 있다.

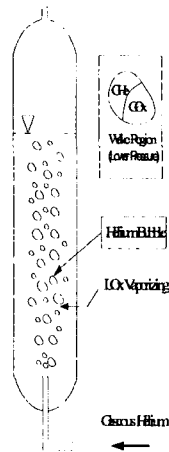


Fig. 3 LOX Vaporization in the Wake Region of Bubble

### 3. 실험장치 및 방법

#### 3.1 실험장치

극저온 탱크는 내경 202.7mm, 전체 높이 2040mm(칼럼높이 1840mm)인 두께 100mm 경질 폴리우레탄 단열 실린더를 사용하였다. 실린더에는 그림 4와 같이 19개(100mm 간격)의 T타입 열

전쌍으로 온도를 계측하였다. 상온의 헬륨 가스 분사 유량은 오리피스를 이용한 차압 유량계측 방법을 사용하였으며, 오리피스 보정은 습식 가스미터로 보정하였다.(SINAGAWA WNK 10A, 정확도 2m<sup>3</sup>/h +0.1%).

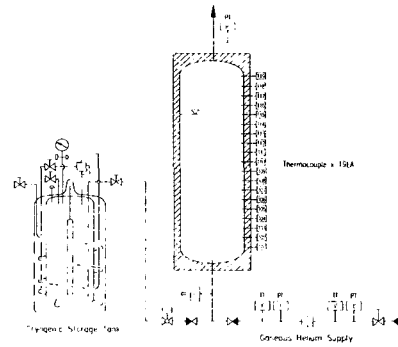


Fig. 4 Schematic of Gas Injection Cooling System

#### 3.2 실험방법

본 연구에서는 극저온 추진제에 대한 수류 실험 유체로 액체 질소를 사용하였다. 탱크에 액체 질소를 충전한 후, 대기압 조건에서 탱크내의 액체 질소가 포화상태로 도달할 때까지 일정시간 유지한다. 포화상태에 도달하면 미터링 밸브의 조작으로 일정한 용적유량의 헬륨 가스를 분사한다. 표 2는 헬륨 가스 분사 조건이다.

Table 2 Conditions of GHe Injection

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

### 4. 실험 결과 및 고찰

#### 4.1 가스 분사량에 따른 온도저감

온도 측정을 보정하기 위하여 1리터 용기에 액체 질소를 채운 후 RTD 온도센서와 비교한 결

과 3~5K 정도 T타입 열전쌍이 높게 계측되었다. 또한 작은 용기에서는 온도분포가 대략  $\pm 0.2K$  이었으나 가스 분사 시에는 분사로 인한 탱크 내부의 대류현상이 극히 활발하여  $\pm 2K$  정도 맥동하였다. 열전쌍 특성상 계측오차가 다소 크게 나타났으나 온도저감 특성에 대한 고찰은 가능하다고 사료된다.

헬륨 가스 분사량 변화에 대한 액체 질소의 최대 과냉각 도달시간은 가스 분사량이 증가함에 따라 줄어드는 경향을 보였다( $\dot{v}/v_L \approx 0.8$  조건에서 대략 4분 이내에 최대 과냉각에 도달).

#### 4.2 가스 분사에 따른 칼럼 수직 온도분포

시험결과에 의하면 시험조건 3( $\dot{v}/v_L \approx 0.8$ ) 이상에서  $\dot{v}/v_L$ 이 증가하여도 최대 과냉각 도달시간이 거의 일정하였다. 그림 5는 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.

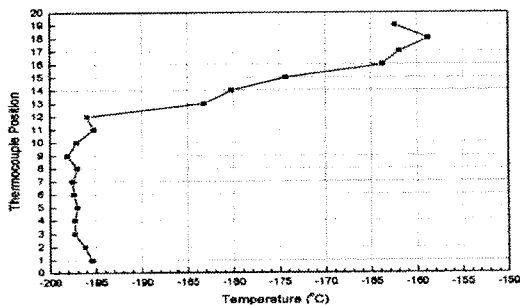


Fig. 5 Vertical Temperature Distribution

#### 4.3 가스 분사에 의한 과냉각

그림 6은 일정량의 헬륨가스가 극저온 액체 질소에 계속 분사될 때, 액체 질소의 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.

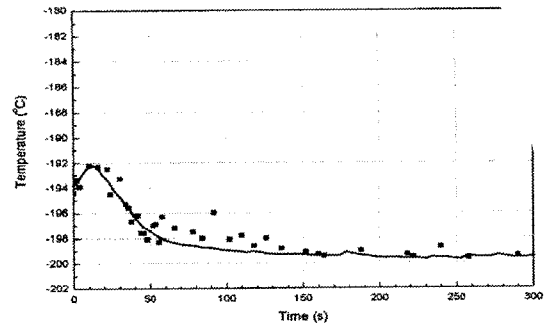


Fig. 6 LN2 Subcooling of Helium Injection

### 5. 결론

본 연구에서는 헬륨 가스 분사에 의한 극저온 액체인 액체 질소의 과냉각에 대한 실험을 수행하였다. 실험을 통하여 측정된 과냉각 온도와 경과시간을 획득하였으며, 이러한 기초 연구는 발사체에 사용되는 탱크 및 터보펌프 유입 공급부의 극저온 추진제 컨디셔닝 기초 자료로 활용될 수 있다. 추후 실제 발사체의 추진제로 사용되는 액체 산소에 대한 대기압 및 저압 상태의 과냉각에 대한 연구를 수행할 예정이다.

### 후 기

본 연구를 지원해주신 한국항공우주연구원에 감사드립니다.

### 참고 문헌

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).