

## 극저온 헬륨가스 가압시스템에 대한 온도특성 연구(I)

정용갑\* · 김 유\*\*

### Study on the Temperature Characteristic of Pressurization System Using Cryogenic Helium Gas

Yonggahp Chung\* · Yoo Kim\*\*

#### ABSTRACT

The pressurization system in a liquid rocket propulsion system provides a controlled gas pressure in the ullage space of the vehicle propellant tanks. It is advantage to employ a hot gas heat exchanger in the pressurization system to increase the specific volume of the pressurant and thereby reduce over-all system weight. A significant improvement in pressurization-system performance can be achieved, particularly in a cryogenic system, where the gas supply is stored inside the cryogenic propellant tank. In this study liquid nitrogen was used instead of liquid oxygen as a simulant. The temperature characteristic of cryogenic pressurant is very important to develop some components in pressurization system. Numerical modeling and test data were studied using SINDA/FLUINT Program and PTF (Propellant-feeding Test Facility).

#### 초 록

액체로켓 추진시스템에서 가압시스템은 발사체 추진제 탱크의 얼리지 공간에 제어된 가스를 공급하는 것이다. 가압시스템에서 고온 가스 열교환기를 적용하는 데는 가압제의 비체적을 증가시켜 전체 발사체 시스템의 중량을 감소시키는 장점이 있다. 가압시스템 성능에 있어서 주목할 만한 개선점은 극저온 시스템에서 얻어질 수 있다. 이러한 경우 가스 공급은 극저온 탱크 내부에 저장되어 진다. 본 연구에서는 극저온 추진제를 모의(模擬)하기 위하여 액체 질소를 사용하였다. 극저온 가압제의 온도 특성은 가압시스템에서 구성 단품을 개발하는데 있어서 매우 중요하다. 본 연구에서는 SINDA/FLUINT를 이용한 이론적 해석과 PTF에서 수행된 실험 결과에 대하여 비교 분석이 수행되었다.

Key Words: Cryogenic Helium Gas(극저온 헬륨가스), Pressurization System(가압시스템), LN<sub>2</sub>(액체 질소), LOX(액체산소), Pressurant(가압제), PTF(추진제 공급계 시험설비)

† 2005년 6월 30일 접수 ~ 2005년 8월 5일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

\*\* 종신회원, 충남대학교 기계공학과

연락처, E-mail: ygchung@kari.re.kr

발사체 탱크의 열리지 공간에 가스를 공급하여 설정된 압력을 유지하는 것이다. 이러한 가압시스템은 추진제 공급시스템에 따라 크게 가스 가압식과 터보펌프 가압식으로 구분된다. 본 연구에서는 터보펌프 가압시스템에서 사용되는 헬륨가스(GHe) 가압 방식을 선정하였으며, 실제 발사체에서 사용되는 가압제인 헬륨으로 산화제인 극저온 LOX(Liquid Oxygen)를 모의하기 위하여 저장 탱크 내에 LN<sub>2</sub>(Liquid Nitrogen)를 충전하고 이 내부에 헬륨 저장탱크를 배치시켜 여기서 토출되는 극저온 가압제를 사용하여 추진제 탱크를 가압하는 극저온 상태 저장가스 가압시스템이다[1]. 가압제인 헬륨가스 탱크가 극저온 상태인 유체 내부에 배치되어 있으므로 극저온 유체와 헬륨가스 탱크, 헬륨가스 사이의 열전달에 의한 온도 특성에 대한 연구가 매우 중요하다. 가압시스템의 작동 유체인 극저온 헬륨가스를 제어하기 위한 레귤레이터 및 개폐밸브, 체크밸브, 배관류, 센서류, 기타 단품의 개발에 있어서 작동 유체의 온도는 매우 중요한 설계 변수이다. 이러한 온도 특성 연구를 통하여 가압시스템에서 온도 특성을 고찰하고 이를 기초로 시스템 설계시 각 개발 단품의 규격을 결정하기 위하여 반드시 선행되어야 하는 연구이다. 그러나 국내에서는 수분 이내로 작동되는 발사체의 극저온 가압시스템에 대한 이론 해석이나 실제 실험이 전무한 상태이다. 본 연구에서는 실제로 가압제 탱크가 배치되어 있는 LOX 추진제 탱크를 모의하기 위하여 모의액으로 LN<sub>2</sub>를 사용하였고 가압제는 실제와 같이 헬륨 가스를 사용하여 가압시스템에 대한 온도 특성을 연구를 수행하였다. 또한 해석을 위하여 NASA에서 열수력(Thermo-hydraulic) 및 유체 유동 해석을 위하여 표준 범용 코드로 활용되고 있는 SINDA/FLUINT를 사용하여 가압시스템 중에서 가스발생기 열교환 전단까지 이론 해석을 수행하였다. 향후에는 실제 추진제인 LOX와 가스발생기 열교환을 모의하기 위하여 열교환기 장치를 적용하여 수류시험을 수행하고 이러한 시스템을 모델링하여 이론 해석을 수행할 예정이다.

## 2. 가압시스템

본 연구에서는 Fig 1에서와 같이 가압제로 GHe를 사용하는 액체 로켓에서 주로 적용되는 극저온 추진제 탱크 내에 가압제가 저장되는 극저온 저장 가압시스템이다. 이러한 가압제 극저온 저장 시스템의 경우에는 상온 저장시스템에 비하여 동일 중량의 가압제를 저장하기 위한 용적은 약 3배 정도 작게 된다. 이는 약 90 K의 극저온 상태에서 밀도가 상온에 비하여 현저한 차이가 생기기 때문이다. 그러므로 가압제를 극저온에서 저장하여 활용할 경우 가압시스템 무게를 대략 1/2로 작게 할 수 있는 장점이 있다[2].

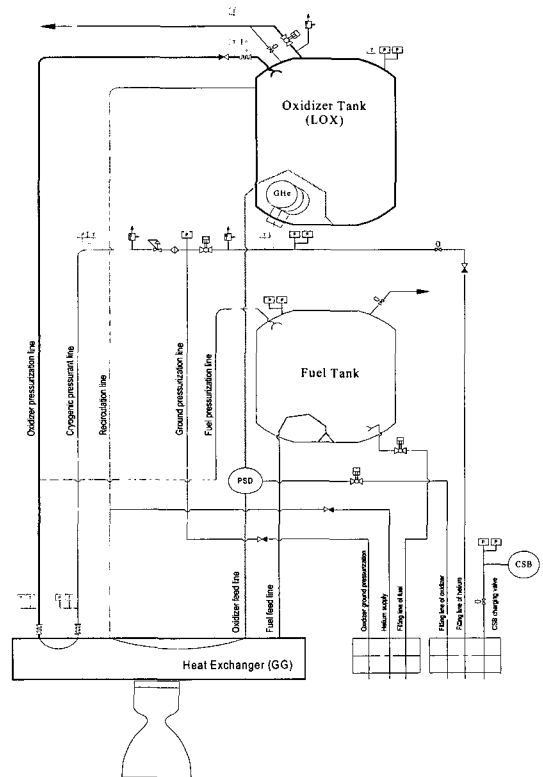


Fig. 1 Cryogenic Stored-gas Pressurization System

## 3. 이론 해석

### 3.1 해석 도구

해석 도구로는 NASA 표준 범용 열수력 및 유체유동 해석코드인 SINDA/FLUINT를 활용하

였다. 유체를 포함하는 유체 거동을 모의하기 위하여 제어체적 개념인 Lump와 제어체적 내의 유체 이동 및 이에 수반되는 압력강하를 모의하는 Path 개념을 도입하였다. 특정한 열역학적 특성치를 가지는 Lump에 대해서는 Eq. 1과 2와 같은 질량보존 및 에너지보존식이 적용된다.

$$\frac{dM}{dt} = \dot{m}_m - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

$$\frac{dU}{dt} = \sum h_m \dot{m}_m - \sum h_{out} \dot{m}_{out} - P \left( \frac{dV}{dt} \right) + \dot{Q} \quad (2)$$

Equation 2에서 제시한 에너지 방정식을 기반으로 해석할 수 있으며, 여기서 우변의 첫 번째와 두 번째 항은 헬륨의 입 출입에 따른 탱크 내 저장된 GHe 에너지의 변화를 나타내며, 세 번째 항은 단열 압축 및 단열 팽창에 따른 온도 변화를 나타낸다. 그리고 마지막 항은 헬륨 탱크 외부의 LN<sub>2</sub>와 헬륨 탱크 사이의 열전달을 나타낸다.

유체 이동이 관계되지 않고 열전달만 관계되는 대상인 헬륨 탱크 벽 및 주변 대기, 추진제 탱크 등을 모의하기 위해 열전달 노드의 개념을 도입하였고 노드는 Eq. 3과 같이 표현될 수 있다. 여기서 좌변은 열용량을 나타내며 우변은 발생 열과 열전달 값을 의미한다.

$$\rho CV \frac{dT}{dt} = \dot{Q}_{generation} + \dot{Q}_{transfer} \quad (3)$$

### 3.2 가압제 탱크부의 온도 특성

본 연구에서는 상온의 GHe를 헬륨승압장치로 승압하여 극저온 액체질소 탱크 내의 가압제 탱크에 충전한다. 가압제 탱크에 저장된 극저온 GHe는 레귤레이터에 의해 일정압력으로 배관시스템을 통하여 토출된다. 이 때에 GHe는 충전 및 냉각, 토출 등의 과정에서 단열 압축 및 팽창, LN<sub>2</sub> 등과의 열전달을 거치게 된다. 탱크 내 헬륨의 온도변화는 Eq. 2에서 제시한 에너지 방정식을 기반으로 해석될 수 있다.

GHe의 입·출입에 따른 헬륨의 저장 에너지 변화와 단열 팽창에 따른 에너지 변화는 헬륨

탱크 후단에 설치되어 있는 충전 및 토출 시스템의 차압에 관계되는 GHe 토출량으로 계산될 수 있다. 가압제 탱크 내 헬륨의 온도와 압력의 관계는 헬륨의 임계 압력인 2.26 bar 이상으로 유지될 경우 이상기체 방정식을 적용할 수 없고  $Z=PV/RT$  형태의 압축성 계수를 고려해야 한다 [5]. 헬륨 탱크에서 토출되는 유량은 측정된 탱크 내 압력과 온도를 이용하여 시간에 대한 헬륨의 질량 변화를 계산하였다.

극저온 가압시스템에서 극저온 저장 탱크 내부의 LN<sub>2</sub>와 가압제 GHe 탱크사이에서의 열전달 메카니즘은 Fig. 2와 같다. 여기서 LN<sub>2</sub> 온도를  $T_{\infty}$ 라 하고 GHe 온도를  $T_{g}$ , SUS304로 제작된 가압제 탱크 외부 액체 접촉면 온도를  $T_{w,outer}$ , 내부 접촉면 온도를  $T_{w,g}$ , 벽 두께는  $\Delta l$  이라고 정의한다.

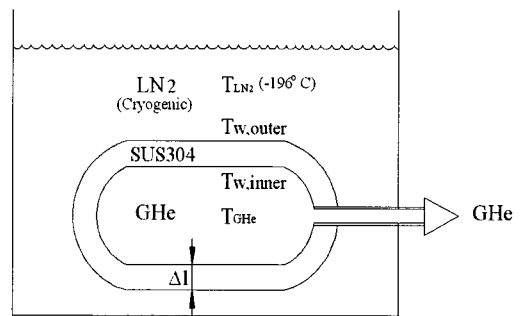


Fig. 2 Heat transfer Mechanism in Cryogenic Tank System

열전달은 크게 LN<sub>2</sub>에서 가압제 탱크로 전달되는 대류 열전달과 가압제 탱크 벽에서의 전도 열전달, 가압제 탱크 내벽에서 GHe로의 대류 열전달로 구분될 수 있다. GHe를 가압시스템으로 토출시의 경우에는 단열 팽창으로 탱크내의 GHe 온도가 LN<sub>2</sub> 온도 이하로 내려가게 된다.

LN<sub>2</sub>와 가압제 탱크 외벽과의 열전달은 Eq. 4와 같으며 여기서  $h_{w,outer}$ 는 통상 자연대류 열전달 계수의 형태를 갖는다. 토출시에는 탱크 외벽이 충분히 냉각되어 단열 팽창에 의해 GHe 온도가 LN<sub>2</sub> 온도 이하로 내려가게 되므로 탱크 외벽에서는 LN<sub>2</sub>와의 단상 자연대류 열전달 형태로

된다.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{LN_2-w, outer} = \\ h_{w, outer} A_{outer} (T_{w, outer} - T_{LN_2}) \end{aligned} \quad (4)$$

가압제 탱크 벽 내부에서는 전도 열전달 식으로 열전달이 예측될 수 있다. 가압제 탱크 내벽과 GHe 사이의 열전달은 Eq. 5와 같이 표현된다. 헬륨은 초임계 상태를 유지하며 열전달 계수는 단상 자연대류 열전달 계수의 경험식으로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{w, inner-GHe} = \\ h_{w, inner} A_{inner} (T_{GHe} - T_{w, inner}) \end{aligned} \quad (5)$$

본 연구에 사용된 가압제 탱크는 원통형 외형과 구형의 혼합된 탱크이므로 경험적으로 알려진 원통형상 내부의 자연대류 열전달 계수인 Eq. 6과 구 형태의 자연대류 열전달 계수인 Eq. 7을 조합하여 적용하였다.

$$Nu = 0.4 Ra_D^{1/4} \quad (6)$$

여기서  $Ra_D = Gr_D \cdot Pr$

$$Gr = \frac{g\beta(T_{Helium} - T_{w, inner})D^3}{\nu^2}$$

$$Nu = 0.13 Ra_D^{1/3} \quad (7)$$

가압제 탱크 외벽과 LN<sub>2</sub> 사이의 열전달 및 가압제 탱크 내벽과 GHe 사이의 열전달의 정밀한 예측을 위해서는 온도 변화에 따른 물성치가 정확하게 입력되어야 하며, 가압제 탱크 벽면 온도가 계측되어야 하나, 이에 대한 측정은 현재 불가능하므로 향후 적절한 방법이 고찰되어야 한다.

### 3.3 해석 모델

본 해석에 적용된 극저온 GHe 토출에 대한 해석 모델은 Fig. 3과 같다. 실제 수행된 실험 장치의 형상은 일부 단순화하였으며, 운영 조건은 SINDA/FLUINT의 Lump/Path 개념으로 구성하였다. Fig. 4는 실험 데이터와 이론 해석을 위한 과정을 나타낸 순서도이다.

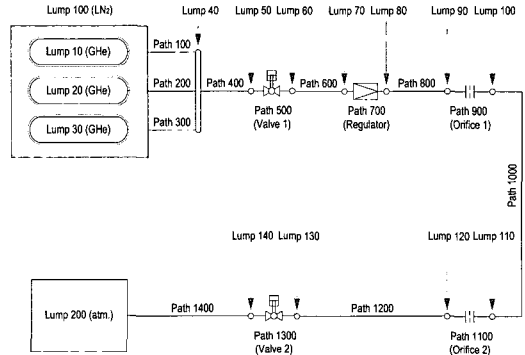


Fig. 3 The Model of Cryogenic GHe Supply

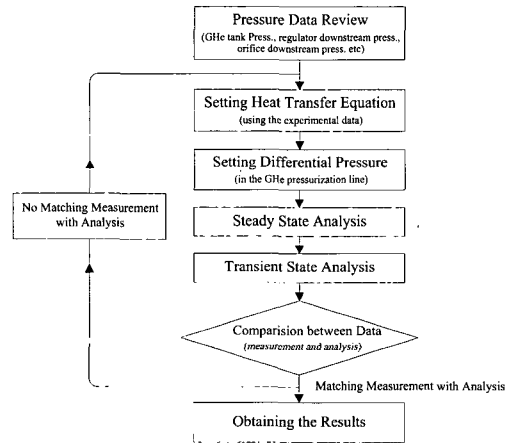


Fig. 4 Cryogenic GHe Analysis Process

## 4. 실험장치 및 방법

본 연구의 실험장치는 극저온 액체 충전 및 저장 시스템과 가압제 저장시스템, 가압제 공급 시스템, 제어/계측시스템 등으로 구성되어 있다. Fig. 5는 실험장치의 개략도이며, 극저온 추진제인 LOX를 모의하기 위하여 LN<sub>2</sub>를 사용하였다. LN<sub>2</sub>를 충전을 시작한 후에 가압제 GHe를 충전하였다. 가압제 GHe 저장 탱크 용적은 44 L가 3개가 배관으로 연결되어 총 132 L이다.

GHe를 Dome-loaded 방식의 단단 감압 레귤레이터에 의해 가압제 탱크 초기 압력 206 bar에서부터 GHe 배출을 시작하며 탱크 내의 압력

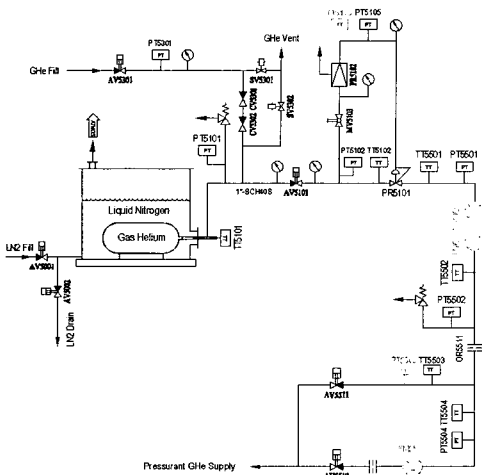


Fig. 5 Pressurization System Test Facility

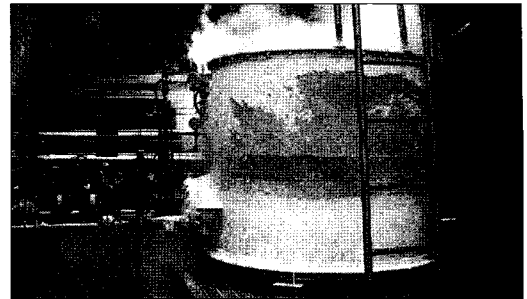
Table 1. Test Conditions

Conditions		Values
Pressurant Press. Range		206~atm. (69 bar)
Regulated Pressure		43 bar (ref. 44 bar)
GHe tank	Volume	132 L (44×3EA)
	Wall thick.	15 mm
Main Duration		130 sec.
Orifice	I	D = 6 mm
	II	D = 10.5 mm

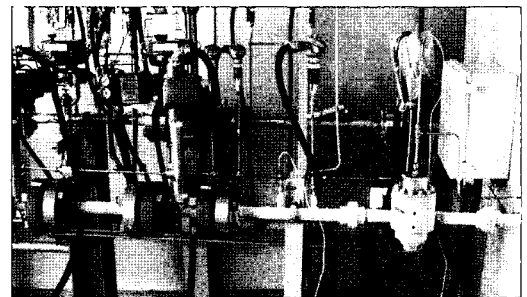
이 완전 소모될 때까지 토출 시험을 수행하였다. 이 때의 레귤레이터 후단 2차 제어 압력은 약 44 bar로 설정되었다. 본 연구에 사용된 레귤레이터는 -50 °C(223 K)까지 사용 가능한 상온 고압 레귤레이터를 사용하여 압력 제어를 수행하였다. Table 1은 실험 장치 규격 및 조건을 보여 준다. 온도는 20 K까지 측정 가능한 RTD 센서로 측정하였다.

5. 실험결과 및 고찰

극저온 GHe 저장 가압시스템에 대한 수류 실험시의 사진인 Fig. 6에서 저장탱크 및 레귤레이터부의 상태를 볼 수 있다.



(a) LN<sub>2</sub> and GHe Tank Department



(b) GHe Supply Line

Fig. 6 Pressurization System Test

5.1 LN<sub>2</sub> 및 GHe 충전시 온도 분포

Figure 7은 Fig. 6에서와 같이 충분히 냉각되어 있는 LN<sub>2</sub> 탱크 내부에 위치하고 있는 가압제 탱크 내부 GHe 충전 압력과 가압제 탱크 출구부의 온도이다. 1차 GHe 충전은 약 209 bar로 충전되었고 시간이 지남에 따라 가압제 탱크와의 열전달에 의해 온도가 떨어져 밀도가 커지므

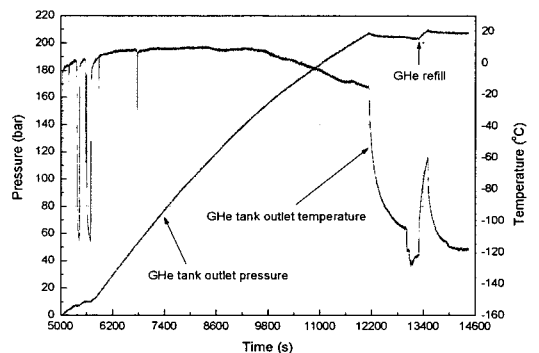


Fig. 7 Temperature & Pressure Distribution during GHe Filling

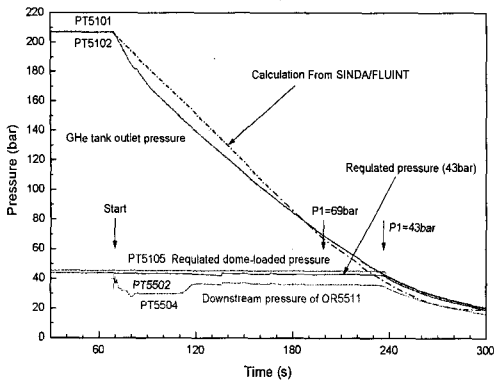


Fig. 8 Pressure Distribution in the System

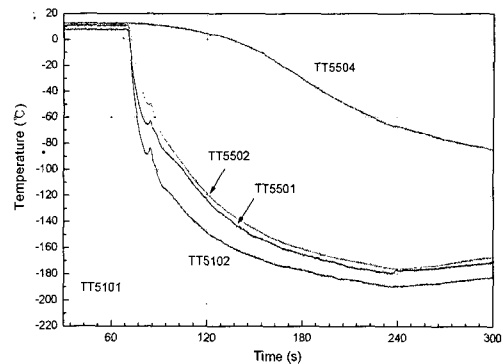


Fig. 9 Temperature Distribution in the System

로 압력이 떨어지는 것을 볼 수 있다. 압력 강하율이 일정하게 유지될 때까지 가압제 탱크 내에 GHe를 충전하였다. 재충전한 후 약 20 분간 대기 하였을 때 압력 강하가 미미하고 일정해진 것을 알 수 있다. 가압제 탱크 내의 온도가 약간 높은 값을 지시하는 것은 탱크 내부에서의 온도를 측정하기가 곤란하여 헬륨 토출부에 센서를 설치하였기 때문이다. 그러나 GHe를 공급하자마자 외부 LN<sub>2</sub>의 온도인 -196 °C로 도달함을 Fig. 9에서 볼 수 있으며, 이것은 가압제가 충분히 냉각된 것을 알 수 있다.

## 5.2 가압제 토출시 가압시스템 압력 및 온도 분포

극저온 상태의 가압제 탱크에 GHe를 충전 완료한 후에 GHe 토출시의 압력 및 온도 분포는 각각 Fig. 8 및 Fig. 9와 같다. 또한 해석시에는 가압제 탱크 내의 압력 강하를 기준으로 관내의 압력 손실을 보상하여 계산이 이루어졌다. Fig. 8에서 보는 것처럼 열전달이 고려되어 계산된 값은 실제 실험값과 유사하게 계산된 것을 알 수 있다.

PT5101과 PT5102는 가압제 탱크 토출부의 압력을 나타내며, GHe 토출시 압력이 일정하게 감소하는 것을 알 수 있다. PT5105는 감압 레귤레이터의 Dome에 공급되는 기준 압력으로 44 bar로 공급된다. 이 때에 레귤레이터에 의해 감압제 어된 압력(PT5502)은 1 bar 정도 낮은 압력인 43±0.3 bar로 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 또한 압력 PT5504는 토출시 일정 압력을

유지하기 위하여 설치된 1차 오리피스식의 전단 압력이다.

본 시험의 경우에 순간적인 극저온 가스의 접촉이 짧은 시간에 이루어지므로 평균온도의 개념을 가정하여 극저온용이 아닌 상온의 감압 레귤레이터를 사용하여 수류시험을 수행하였으나 예상대로 배관내에는 극저온 가스가 흐르더라도 외부가 대기중에 노출되어 있고 짧은 시간동안 노출되므로 평균온도의 접근이 적절하였다. 즉, Fig. 8의 레귤레이터 제어 압력(PT5502)과 Fig. 9의 레귤레이터 전단 온도 TT5102에서 보는 것처럼 온도가 상온에서부터 약 -190 °C까지 강하하였음에도 불구하고 레귤레이터는 그 성능을 계속 유지하여 만족할 만한 압력 제어를 수행하였다. 이는 배관내의 통과 가스는 비록 극저온 상태이나 열전달에 의한 레귤레이터 제어부 등의 평균온도가 본 시험 지속시간인 약 2분 48초 동안 -50 °C에 도달하지 않은 것으로 사료된다. 향후 단품 표면의 온도를 계측하여 극저온 가압시스템 설계를 위한 평균온도 개념의 경험식을 도출할 예정이다.

Figure 9는 가압제 탱크부의 TT5101부터 대기중으로 공급되는 사이의 가압시스템에서의 온도 분포를 나타낸다. 가스 공급이 시작되면 가압제 탱크 토출부에 정체하여 있던 가스가 배출되어 수초이내에 가압제 탱크 내부의 GHe 온도가 됨을 알 수 있다. 그리고 극저온 탱크에서 떨어질수록 가압시스템 라인의 온도가 점차 높아지는 것을 알 수 있으며, 이러한 경향은 향후 시스템

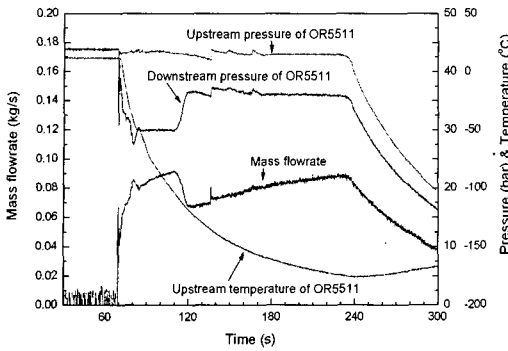


Fig. 10 System Flowrate Distribution

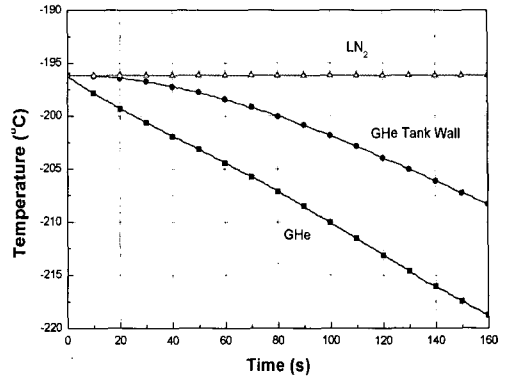


Fig. 12 Calculated Temperature Distribution in the GHe Tank

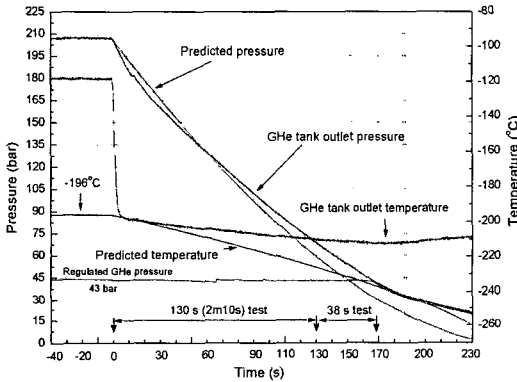


Fig. 11 Pressure & Temperature Characteristics in the Pressurant Tank

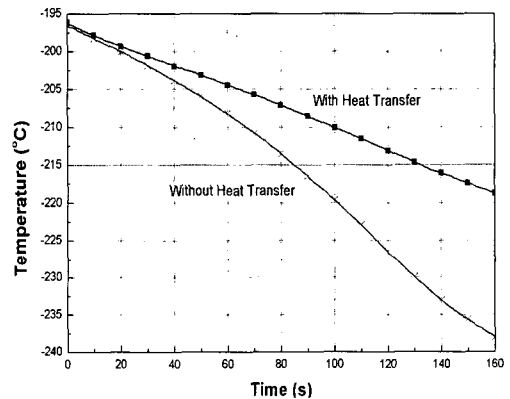


Fig. 13 Calculated Temp. Distribution with Heat Transfer or not

설계에 중요한 자료가 되리라 판단된다.

약 240초 이후에는 온도가 점차 상승하는 것을 볼 수 있는데, 이는 가압제 탱크의 가스가 소모되어 1차 압력이 설정된 2차 압력보다 낮은 43 bar 이하가 되는 시점이다. 이것은 1차 압력이 제어 압력 이하로 감소하여 가스 유량이 작아지게 된다. 이때부터 외부 대기로부터의 열 유입량보다 가스가 배관에서 대기로 전달되는 것이 작아져서 통과하는 GHe 온도를 점차 상승시키는 것이다.

가압제 탱크 내의 GHe 온도와 압력은 -196 °C 및 206 bar이고 가스 토출이 시작되어 압력이 약 69 bar에 도달하였을 때의 약 2분 10초(토출 시작 후)에 -210 °C로 온도가 떨어졌다. 본 연구와 같은 조건인 경우에는 약 14 °C 정도 온도 강하가 나타나는 것을 알 수 있었다.

Figure 10은 오리피스(OR5511) 전·후단의 압력과 온도를 기준으로 유량을 계산한 결과이다. 오리피스 전단 압력은 거의 일정하게 유지되고 후단 압력은 초기에 자동밸브 조작 시 약 30 bar까지 감소하다가 36 bar 근처에서 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다. 이에 따라 유량 선도도 차압 증가에 의해 유량이 증가하였다가 다시 차압이 증가한다. 차압이 어느 정도 작아진 다음부터는 일정하게 유지된다. 차압이 일정하게 유지되나 오리피스를 통과하는 가스의 온도가 점차 낮아져서 중량 유량이 점차 증가하는 것을 알 수 있다. 그리고 약 240초 후부터는 차압은 감소와 온도의 상승으로 유량이 감소하는 것을 알 수 있다.

### 5.3 가압제 토출시 가압제 탱크 내의 압력 및 온도 분포

Figure 11은 추진제 탱크의 얼리지 가압 공급원이 되는 가압제의 가압제 탱크 내에서의 압력과 온도 특성을 나타내는 매우 중요한 결과 그래프이다. 여기에는 열전달이 없는 경우의 계산된 값과 실험시 측정된 열전달이 포함된 결과를 비교하였다. 결과에서 볼 수 있듯이 헬륨가스 토출 시험이 시작하여 1차차 감압 압력이 69 bar에 도달하는 데 걸린 시간은 약 2분 10초 정도 이었고 이 때의 온도는  $-210^{\circ}\text{C}$ 로 측정되었다. 또한 설정 2차 압력까지 일정하게 유지되는 시간은 이보다 38초 정도 더 유지되었다. 전체 2차 압력이 일정하게 유지되는 구간인 2분 48초 동안 헬륨 토출 시험이 수행되었으며, 이 때의 GHe 공급 유량 변화는 Fig. 8과 같다. 약 2분 48초 동안에 온도 강하는  $-196^{\circ}\text{C}$ 에서부터  $-213^{\circ}\text{C}$ 까지  $-19^{\circ}\text{C}$  강하 하는 것을 알 수 있다.

Figure 12는 실험 결과에서 측정된 압력 손실항을 고려하여 해석이 수행된 결과이며, GHe 탱크 주변의  $\text{LN}_2$  온도와 가압제인 GHe 온도, 가압제 탱크벽의 온도 예측치를 보여준다. 그리고 Fig. 13의 경우에는 이러한 탱크에서 열전달이 있을 경우와 없을 경우에 대한 비교를 위해 계산된 온도 분포 그래프이다. 여기서 알 수 있는 바와 같이 열전달을 고려하지 않을 경우에는 시간이 지남에 따라 열전달을 고려하지 않을 경우 온도가 상당히 차이가 나는 것을 알 수 있다. 그러므로 열전달을 고려하여 해석을 수행하여야 하며 이 때의 오차가 작을수록 극저온 가압시스템 설계가 최적설계가 되고 이로 인하여 개발 난이도가 낮아지게 된다.

## 6. 결 론

본 연구에서는 극저온 추진제를 사용하는 액체로켓에서의 극저온 헬륨가스 가압시스템에 대한 온도 특성 연구가 수행되었다. 본 연구를 통하여 극저온 헬륨가스 가압시스템 개발 시에 반드시 필요한 온도 특성에 대하여 수류 실험과 범용 코드를 활용한 해석을 수행하여 비교 평가하였다. 이러한 결과를 활용하여 유사한 극저온 헬륨가스 가압시스템 설계 수행이 가능할 것으로 사료된다. 향후 실제 가압시스템과 같이 산화제인 LOX와 가스발생기의 열교환을 모의하기 위한 열교환기를 적용한 시험과 해석을 수행할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. Anon., "Pressurization Systems for Liquid Rockets," NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph, SP-8112, October 1975.
2. Elliot Ring, "Rocket Propellant and Pressurization Systems," Prentice-hill, Inc., Englewood Cliffs, N. J.
3. A. Hedayat, T.E. Steadman, "Pressurization, Pneumatic, and Vent Subsystems of the X-34 Main Propulsion System," AIAA -98-3519
4. Takashi Maemura, Katsuhiko Akiyam, "New H-IIA Launch Vehicle Technology and Results of Maiden Flight," Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review Vol.39 No.2 (Jun. 2002)
5. V.V. Sychev et al. "Thermodynamics of properties of Helium," Hemisphere Publishing Corp. 1987