

액체로켓추진시스템의 가압제 탱크에서 가압제 토출 시 온도강하율에 대한 연구 (II)

정용갑* · 권오성* · 조남경* · 한상엽* · 조인현*

Investigation on Temperature Drop during Pressurant Discharging from Pressurant Tank of Liquid Rocket Propulsion System (II)

Yonggahp Chung* · Ohsung Kwon* · Namkyung Cho* · Sangyeop Han* · Inhyun Cho*

ABSTRACT

Propellant pressurization system in liquid rocket propulsion system plays a role supplying pressurant gas at a controlled pressure into the ullage space of propellant tanks. The most important design parameter for such propellant pressurization system is the temperature of pressurant gas fed from pressurant tank, which is placed inside of cryogenic propellant tank. Such pressurant is gaseous state, of which density is very sensitive to the temperature of pressurant. Previous investigation dealt with thermal correlation of pressurant and external fluid at room temperature. This study investigates the temperature variation of cryogenic pressurant (GHe) at the time when the pressurant is coming out of pressurant tank, which is submerged in a liquid oxygen, experimentally as well as numerically.

초 록

액체로켓추진시스템에서 추진제 가압시스템은 추진제가 저장되어 있는 탱크의 얼리지 공간에 가압제인 가스를 제어된 압력으로 공급하는 것이다. 이러한 추진제 가압시스템의 가장 중요한 설계변수는 극저온 추진제 탱크 내에 설치된 가압제 탱크에서 토출되는 가압제의 온도이며, 기체 상태인 가압제의 밀도는 토출되는 가압제의 온도에 따라 민감하게 변한다. 이전 연구에서는 상온 가압제와 상온 외부유체 간의 온도 상관성에 대하여 수행되었으며, 본 연구에서는 현재 개발 중인 액체로켓추진 발사체의 가압시스템과 동일한 조건인 극저온 가압제(GHe)와 극저온 외부유체(LOX)를 적용하여 가압제 탱크에서 가압제 토출 시 강하되는 온도 변화를 실험 및 해석을 통하여 고찰하였다.

Key Words: Cryogenic(극저온), Pressurant(가압제), Pressurization System(가압시스템), Temperature Drop Rate(온도강하율), GN₂(질소가스), GHe(헬륨가스), LOX(액체산소)

* 한국항공우주연구원 추진제어팀
연락처, E-mail: ygchung@kari.re.kr

NOMENCLATURE

<p>A : area E : system energy h : specific enthalpy l : thickness \dot{m} : mass flowrate p : pressure Q : heat transferred into a system Ra_D : Rayleigh number t : time</p> <p>Subscript in (out) : input (output)</p>	<p>D : diameter Gr_D : Grashof number k : thermal conductivity M : mass Nu_D : Nusselt number Pr : Prandtl number \dot{Q} : rate of heat transferred into a system T : temperature V : volume</p> <p>w : wall</p>
---	--

1. 서 론

액체로켓 추진시스템에서 추진제를 터보펌프나 연소기 등으로 공급하기 위해서는 추진제 탱크의 얼리지를 가압제로 가압하여야 한다. 이와 같이 터보펌프로 추진제를 공급하기 위해 가압제를 제어하여 추진제 탱크 얼리지부를 가압하는 것을 가압시스템이라 한다. 일반적으로 가압시스템을 경량화하기 위해서 가압제 탱크를 극저온 추진제 탱크 내에 설치하는 극저온 저장 가압시스템을 적용한다. 가압제를 극저온으로 저장하는 시스템을 적용할 경우 비중량을 크게 할 수 있어 가압시스템을 경량화 할 수 있다. 이러한 가압시스템 설계 시에는 가압제 탱크내의 가압제는 가스 상태이므로 압력에 대한 온도 특성이 매우 중요하다[1].

본 연구에서는 상온 가압제(GN_2)와 외부 유체(Air)에 대한 선행 연구에 대한 추가 연구를 수행하여 극저온 가압제(GHe)와 외부 유체(LOX)에 이론 해석과 실험을 통한 가압제 토출시 온도 특성에 대한 연구를 수행하였다.

2. 이론적 고찰

2.1 가압제 탱크에서의 열전달

Figure 1은 극저온 저장 가압시스템에서의 가압제 탱크부를 나타낸 것이다. 이전의 연구에서는 대기압의 공기가 외부 유체로 적용되었으나 본 연구에서는 실제 발사체의 극저온 저장 가압시스템에서와 같이 액체산소가 외부 유체로 적용되었다. 또한 가압제로는 질소가스 대신 헬륨 가스를 사용하였다. Table 1은 실험 및 해석 시 적용된 외부 유체와 가압제를 나타낸 것이다.

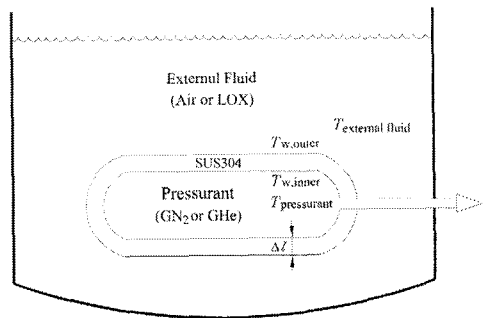


Fig. 1 Pressurant tank immersed in external fluid

Table 1. External fluids and pressurants

	External fluid	Pressurant
Calculation	Air & LOX	GN_2 & GHe
Test	Air	GHe
	LOX	GHe

가압제 탱크부에서의 열전달은 크게 세 부분으로 나눌 수 있다. 즉 가압제 탱크 내부에서의 가압제와 탱크 벽 사이의 대류 열전달과 탱크 벽에서의 전도 열전달, 탱크 벽과 외부 유체 사이의 대류 열전달이다.

22 해석 모델

이론 해석을 위한 지배방정식으로는 Eq. 1과 2의 질량 및 에너지 보존 방정식이 적용되었다. Eq. 2에서 제시한 에너지 방정식의 우변 첫 번째와 두 번째 항은 가압제의 유입 및 토출에 따른 탱크 내 저장된 가압제의 에너지 변화를 나타내며, 세 번째 항은 단열 압축 및 단열 팽창에 따른 온도변화를 나타낸다. 마지막 항은 가압제 탱크 외부의 유체와 가압제 탱크 사이의 열전달을 나타낸다(가압제 유입량, $\dot{m}_{in} = 0$).

$$\frac{dM}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \tag{1}$$

$$\frac{dE}{dt} = \dot{m}_{in}h_{in} - \dot{m}_{out}h_{out} - \frac{pdV}{dt} + \frac{dQ}{dt} \tag{2}$$

가압제 탱크부에서의 주된 열전달은 대류와 전도로 열전달이 이루어진다. 가압제 탱크 벽에서는 전도 열전달이 이루어지며 이는 Eq. 3에서와 같이 열류에 수직한 면적과 그 방향의 온도 기울기의 곱으로 나타낼 수 있다. 또한 집중용량법(lumped capacitance method)을 적용하기 위하여 탱크벽을 20등분하여 Biot 수가 0.1 미만이 되도록 하였다. 또한 가압제와 탱크 벽 사이, 외부 유체와 탱크 벽 사이에서는 대류 열전달이 발생하며 Eq. 4로 나타낼 수 있다[2].

$$\dot{q} = \frac{\dot{Q}}{A} = -k \frac{dT}{dx} \tag{3}$$

$$\dot{q} = \frac{\dot{Q}}{A} = h dT \tag{4}$$

본 시험에 사용된 가압제 탱크는 원통형과 구형이 혼합된 형상의 탱크를 사용하였다. 원통형 내·외부에서는 기본적인 유동에 대한 계산 결

과 강제대류가 거의 없는 자연대류로 볼 수 있으므로 이에 대한 경험식인 Eq. 5를 선정하여 해석에 적용하였다[3]. 또한 구 형상인 부분의 경우 가압제 탱크 외부에서는 유동이 거의 없으므로 구 형상에 대한 자연 대류 경험식 Eq. 6이 적용되었고 내부에 대해서는 내부 유동에 대한 경험식 Eq. 7을 적용하였다[4].

$$Nu_D = \left\{ 0.60 + \frac{0.387 Ra_D^{\frac{1}{6}}}{\left[1 + \left(\frac{0.559}{Pr} \right)^{\frac{9}{16}} \right]^{\frac{8}{27}}} \right\}^2 \tag{5}$$

$$Nu_D = 2 + \frac{0.589 Ra_D^{\frac{1}{4}}}{\left[1 + \left(\frac{0.469}{Pr} \right)^{\frac{9}{16}} \right]^{\frac{4}{9}}} \tag{6}$$

$$Nu_D = 0.59 Ra_D^{\frac{1}{4}} : 10^4 \leq Ra_D \leq 10^9$$

$$= 0.13 Ra_D^{\frac{1}{3}} : 10^9 \leq Ra_D \leq 10^{12} \tag{7}$$

여기서 $Nu_D = hD/k$ 이고 $Ra_D = Gr_D \times Pr$ 이다.

본 연구의 해석을 위한 계산 프로그램으로는 EES V7.731의 상용 프로그램을 사용하였으며, 본 프로그램은 압력과 온도가 계속 변화는 계산을 수행할 경우 유체에 대한 각종 물성치를 함수화하여 적용할 수 있는 장점이 있다. Fig. 2는 가압제 토출시 해석 과정을 나타낸 것이다. 초기 조건으로는 외부 유체(Air 또는 LOX), 가압제(GN₂ 또는 GHe), 가압제 탱크 규격, 계산 시간 간격 등과 실험 결과로부터 획득된 초기 압력, 온도, 평균 유량을 입력한다. 그 다음 가압제 탱크 내부에서 가압제가 토출될 때 질량 및 에너지 보존 방정식을 사용하여 일정 시간 경과후의 압력, 온도 및 열전달량을 계산한다. 가압제 탱크내의 압력이 3.4MPa 이상이면 계산을 반복하고 가압제 탱크내의 압력이 3.4MPa 이하에 도달하게 되면 계산을 종료한다.

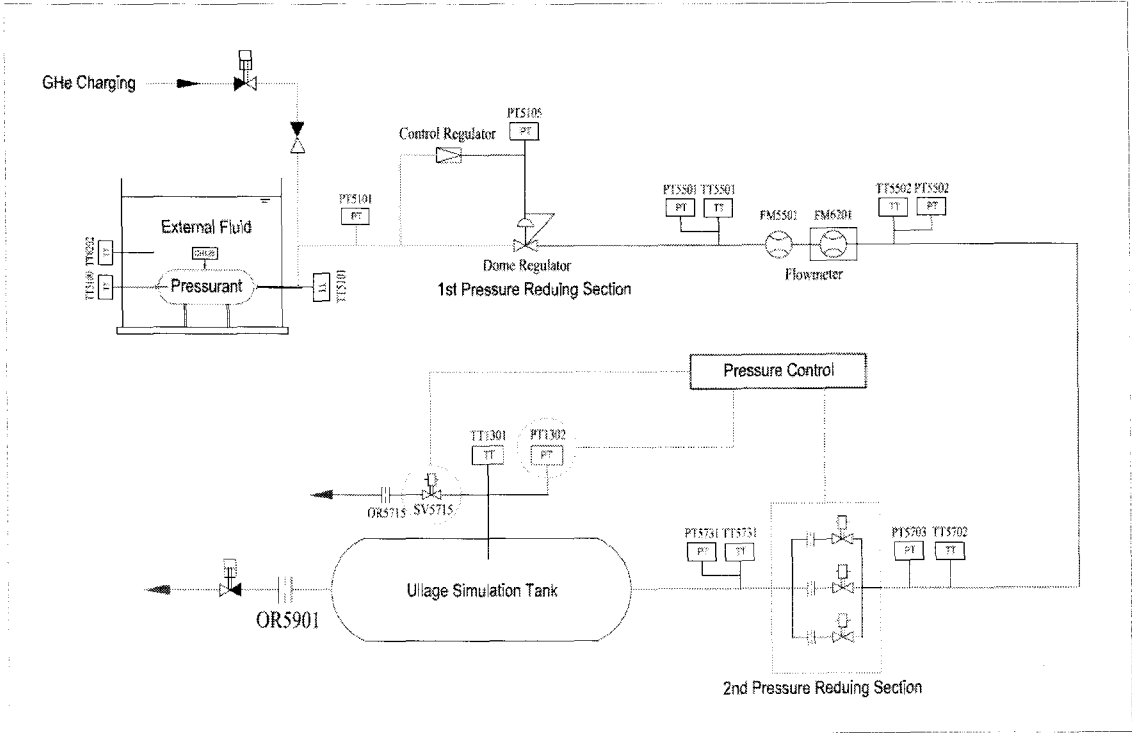


Fig. 2 Schematic diagram of pressurization system

시스템, 제어/계측시스템 등으로 구성되어 있다. Fig. 3은 전체 설비 중 가압시스템 실험장치에 대한 개략도이고 Table 2는 가압제 탱크의 주요 규격이다.

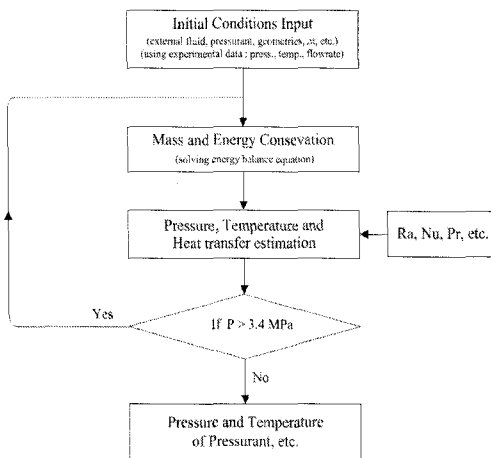


Fig. 3 Pressurant discharging analysis procedure

Table 2. Pressurant tank specifications

Parameter		Value
Material		SUS 304
Volume [m ³]	Cylinder	0.04063
	Sphere	0.00375
	Total	0.04438
Cylinder length [m]		0.8776
Inner radius [m]		0.1214
Outer radius [m]		0.1365
Wall thickness		15.1 mm

3. 실험장치 및 방법

본 연구의 실험 장치는 극저온 액체 충전 및 저장 시스템과 가압제 저장시스템, 가압제 공급

실험방법은 가압제인 GHe를 220 barg로 가압제 탱크에 충전하여 가압제 탱크내의 온도가 안정 상태에 도달한 후 가압제 토출 시험이 수행

되었다. 고압으로 가압제 탱크에서 토출되는 가압제는 돔형 레귤레이터를 통하여 약 40±5 barg 로 1차 감압하게 된다. 1차 감압된 가압제는 유량계와 압력, 온도 센서 등이 설치된 공급라인을 통과한 후, 다시 오리피스와 슬레노이드밸브 등으로 모듈화된 2차 감압제어기구에 의해 설정된 압력으로 감압제어 되게 된다. Table 3은 실험시 주요 조건이다.

Table 3. Test conditions

Parameter	Value
Initial pressure	about 220 barg
Initial temperature	about 90 K
External fluid	LOx (1 atm.)
Pressurant	GHe
Orifice for discharge	4.990 ~ 10.206

열리지 시뮬레이션 장치의 가압제 토출부에는 시험에 따라 가압제 배출량 변화를 주기위하여 오리피스가 적용되었다. Table 4는 가압제 배출부에 적용된 오리피스의 내경을 나타낸 것으로 해석(A)은 10가지에 시험 조건에 대하여 모두 수행하였으나 실험(T)의 경우에는 해석의 검증을 위하여 시험조건 중 4가지에 대해서만 수행되었다.

Table 4. Analysis and test conditions

Test no.	Diameter (mm)	A and T
Test01	3.482	A
Test02	4.990	A, T
Test03	5.989	A, T
Test04	7.031	A
Test05	7.975	A, T
Test06	9.016	A
Test07	9.594	A
Test08	10.206	A, T
Test09	10.794	A
Test10	11.382	A

A : analysis, T : test

4. 결과 및 고찰

4.1 해석 결과

해석시 초기 조건은 실험 결과에서 획득된 데이터를 조건에 따라 적용하여 계산되었으며 토출 유량의 경우에는 지속시간동안의 평균 유량을 적용하였다. 액체추진기관 가압시스템 설계로 가장 중요한 것은 가압제 탱크내의 압력 변화에 따른 가압제 온도이므로 Eq. 8에서와 같이 가압제 토출시 압력강하율과 온도강하율과의 관계로 고찰하였다.

$$\frac{dT}{dt} = f\left(\frac{dp}{dt}\right) \quad (8)$$

Biot 수와 열전달 계수는 선행 연구에서와 같은 경향을 나타내었으므로 본 논문에서는 해석 결과를 생략하였으며 가압제 토출시 압력과 온도 강하에 대한 해석 결과는 실험 결과 부분에서 비교 고찰하였다.

4.2 실험 결과

가압제 토출 유량 조건은 모두 10가지이나 해석의 검증을 위하여 수행된 실험은 이중에서 4가지 경우에 대하여 해석과 실험 결과를 고찰하고자 한다. 가압제와 외부 유체로는 헬륨가스와 액체산소가 각각 적용되었다.

- Test02 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 4는 Test02 조건에서의 가압제 토출시 압력과 온도에 대한 결과 선도이다. 결과 선도에서 점선은 가압제 탱크 벽으로의 열전달이 없을 경우에 대한 것으로 실제 실험 결과와 비교시 상당한 차이를 나타내었다. 이와 같은 결과로 볼 때 가압시스템의 최적화 설계시에는 반드시 열전달을 고려되어야 할 것으로 사료된다. 열전달을 고려한 경우에는 해석과 실험 결과가 비교적 잘 일치하였으며 온도의 경우 약 90K에서 가압제 토출이 시작하여 약 70K까지 강하였다. 해석 결과와 실험 결과에 대한 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 2.5%와 -1.61%로 나타났으며 본 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.0500[MPa/s]과 0.0485[K/s] 이었다.

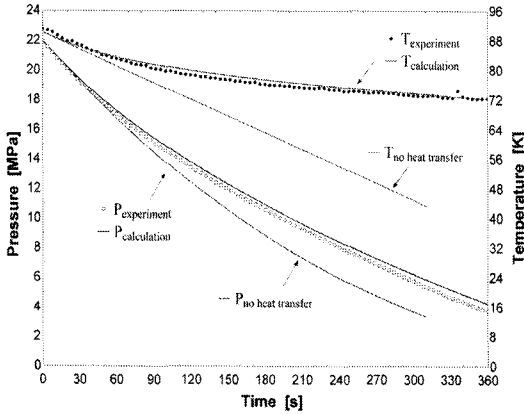


Fig. 4 Pressure and temperature at Test02

- Test03 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 5는 Test03 조건에서의 가압제 토출시 압력과 온도에 대한 결과 선도이다. Test02 조건에서와 마찬가지로 가압제 탱크 벽으로의 열전달이 없을 경우에는 실제 실험 결과와 상당한 차이를 나타내었다. 또한 열전달을 고려한 경우에는 해석과 실험 결과가 비교적 잘 일치하였으며 온도의 경우 Test02 조건에서와 마찬가지로 시점 온도는 비슷하며 토출 종료시 약 70K까지 강하하였으나 본 조건에서는 가압제 토출량이 다소 증가하였기 때문에 압력과 온도 강하율은 증가하게 되며 종료 시점에서 온도는 약 66K까지 강하하였다. 해석 결과와 실험 결과에 대한 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 2.5%와 7.7%로 나타났으며 본 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.0746[MPa/s]과 0.0737[K/s] 이었다.

- Test05 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 6은 Test05 조건에서의 가압제 토출시 압력과 온도에 대한 결과 선도로 가압제 토출량이 이전에 비하여 더 증가되었으나 해석과 실험 결과는 비교적 잘 일치하였다. 가압제 토출 종료시 가압제 온도는 약 59K까지 강하하였으며 해석 결과와 실험 결과에 대한 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 1.9%와 10.7%로 나타났다. 본 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.1404[MPa/s]과 0.1478[K/s] 이었다.

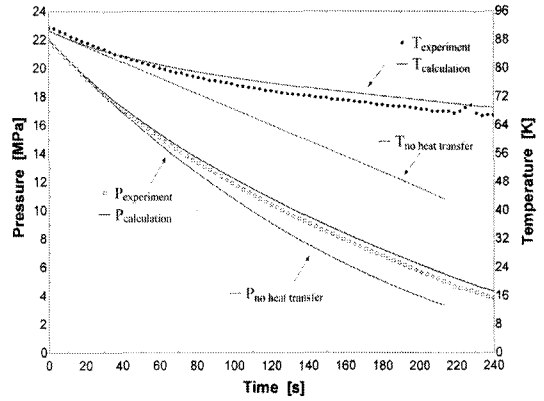


Fig. 5 Pressure and temperature at Test03

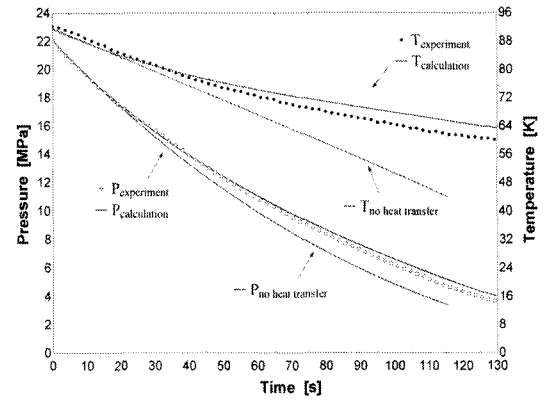


Fig. 6 Pressure and temperature at Test05

- Test08 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 7은 Test08 조건에서의 가압제 토출시 압력과 온도에 대한 결과 선도이다. 가압제 토출이 시작되어 약 12초에서 45초까지 압력강하율 변동이 발생하였는데 이는 고압의 가압제가 2차로 감압되는 오리피스/솔레노이드밸브 제어부 특성으로 인하여 발생된 것으로 사료된다. 그러나 유량계로 측정된 가압제의 평균 토출 유량에는 큰 변동이 발생되지 않았다. 가압제 토출 종료시 가압제 온도는 약 56K까지 강하하였으며 해석 결과와 실험 결과에 대한 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 1.6%와 9.1%로 나타났다. 본 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.2223[MPa/s]과 0.4329[K/s] 이었다.

Figure 8은 초당 온도강하율 대비 압력강하율 선도로 상온 조건인 이전의 결과와 본 연구에서

수행된 극저온 조건에 대한 결과를 나타내었다. 가압제와 외부 유체가 극저온 조건인 경우에는 해석과 실험 결과를 기준으로 경험식을 도출하였다.

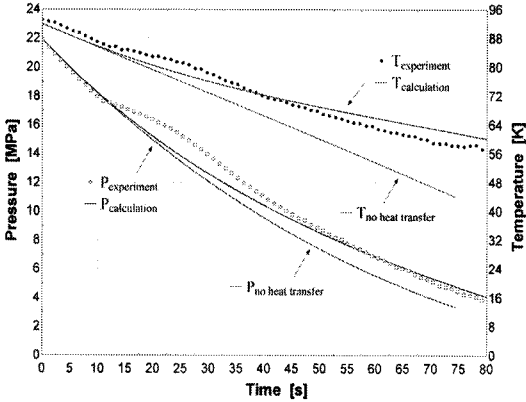


Fig. 7 Pressure and temperature at Test08

5. 결 론

본 연구에서는 액체로켓추진시스템에 적용되는 추진제 가압시스템의 가압제 거동을 부분적으로 고찰하였다. 특히 추진제 가압시스템의 가장 중요한 설계변수인 가압제가 가압제 탱크로부터 토출 될 때의 온도강하율을 중심으로 실험적인 결과와 해석적인 결과가 비교 검토되었다. 본 연구의 해석 방법으로 상온 및 극저온 저장 가압시스템에서 가압제 토출 시 온도변화에 대한 해석과 실험 결과는 비교적 잘 일치하였으며 향후 액체로켓추진시스템에 적용되는 추진제 가압시스템 전반에 걸친 가압제 거동에 대한 연구를 수행할 계획이다.

6. 후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고 문헌

1. Anon., "Pressurization Systems for Liquid Rockets," NASA Space Vehicle Design Criteria Monograph, SP-8112, October 1975.
2. Louis C. Burmeister, "Convective Heat Transfer", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, 1982.
3. Churchill, S. W., and H. H. S. Chu, "Correlating Equations for Laminar and Turbulent Free Convection from a Horizontal Cylinder," Int. J. Heat Mass Transfer, 18, 1049, 1975.
4. Churchill, S. W., "Free Convection Around Immersed Bodies," in E. U. Schlunder, Ed.-in-Chief, Heat Exchanger Design Handbook, Section 2.5.7, Hemisphere Publishing Corp., New York, 1983.

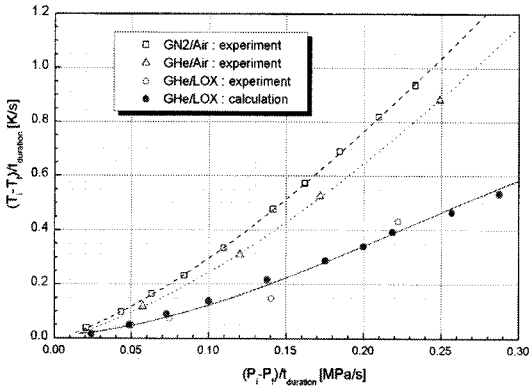


Fig. 8 Drop rate temperature versus pressure

Eq. 9는 극저온 가압제인 헬륨가스 토출시 가압제 탱크 내에서의 온도강하율에 대한 경험식이다($dp/dt < 0.3$ 이고 P_{GHe} : 22 to 3.4 MPa, 외부유체: LOX).

$$\frac{dT}{dt} = 0.008 + 0.358 \left(\frac{dp}{dt} \right) + 9.297 \left(\frac{dp}{dt} \right)^2 - 13.645 \left(\frac{dp}{dt} \right)^3 \quad (9)$$