

액체로켓추진시스템의 가압제 탱크에서 가압제 토출시 온도강하율에 대한 연구 (I)

정용갑* · 권오성* · 조남경* · 한상엽* · 조인현*

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

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. Such pressurant is gaseous state, of which density is very sensitive to the temperature of pressurant. Generally for the propulsion system, which requires high thrust and is consisted of cryogenic propellant the pressurant is stored at high density and high pressure to reduce the weight of pressurant tanks, which are placed inside of cryogenic propellant tank. That is called cryogenic storage pressurization system. This study investigates the temperature variation of pressurant at the time when the pressurant is coming out of pressurant tank experimentally as well as numerically. Fluids used in this study are air and liquid oxygen as outer fluid and gaseous nitrogen and gaseous helium as pressurant respectively.

초 록

액체로켓추진시스템에서 추진제 가압시스템은 추진제가 저장되어 있는 탱크의 얼리지 공간에 가압제인 가스를 제어된 압력으로 공급하는 것이다. 이러한 추진제 가압시스템의 가장 중요한 설계변수는 가압제를 저장하고 있는 탱크에서 토출되는 가압제의 온도이며, 기체상태인 가압제의 밀도는 토출되는 가압제의 온도에 따라 민감하게 변한다. 일반적으로 고추력을 요구하는 극저온 추진제가 적용되는 추진기관에서는 가압제를 고밀도 고압으로 저장하여 가압제 탱크의 무게를 줄이기 위하여 가압제 저장탱크를 극저온 추진제 탱크 내부에 설치하는 극저온 저장 가압시스템을 사용한다. 본 연구에서는 가압제가 가압제 저장탱크에서 토출 될 때 강하되는 온도 변화를 실험 및 해석을 통하여 고찰하였다. 본 연구에 적용된 유체는 외부유체로 공기와 액체산소 그리고 가압제로 GN₂와 GHe를 각각 사용하였다.

† 2006년 11월 28일 접수 ~ 2007년 3월 5일 심사완료

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

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

NOMENCLATURE

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

1. 서 론

액체로켓 추진시스템에서 추진제를 터보펌프나 연소기 등으로 공급하기 위해서는 추진제 탱크의 얼리지를 가압제로 가압하여야 한다. 추진시스템 전체 성능과 연관된 액체 추진제 공급시스템의 성능은 추진제 탱크 얼리지부를 가압하는 가압시스템의 성능과 밀접하게 관련되어 있으므로 이에 대한 연구가 매우 중요하다. 액체로켓 추진시스템 설계 변수로는 여러 가지가 있으나 그 중에서 무엇보다 중요한 것이 무게이다. 따라서 추진시스템 설계시 시스템 경량화에 주안점을 두어야 한다[1]. 가압제 저장 탱크에 저장되는 가압제의 비중량을 크게 하기 위해서는 낮은 온도로 저장될수록 비중량이 커지므로 주로 적용되는 가압시스템은 극저온 추진제 탱크내에 가압제 용기를 설치하는 극저온 시스템을 적용함으로써 시스템을 경량화 한다. 이러한 극저온 가압시스템을 적용하기 위해서는 작동 온도 규격에 맞는 구성 부품에 대한 개발이 필수적이며 시스템 설계시 작동 온도 규격을 설정하기 위해서는 가압제 토출시 압력강하율 대비

온도강하율에 대한 정보가 반드시 필요하게 된다. 이와 같은 대형 추력이고 극저온 추진제를 사용하는 액체추진기관 가압시스템에서 가압제 토출시 온도강하율에 대한 국내에서의 연구는 미비한 상태이다. 본 연구에서는 향후 극저온 가압제를 적용하기 위한 선행 연구 단계로 실험시에는 가압제인 GHe 대신 GN₂를 그리고 외부 유체로는 LOx 대신 대기압 상태의 공기를 적용하여 실험결과와 해석결과를 비교 고찰 하였다. 또한 향후 실험이 수행될 예정인 LOx와 GHe에 대한 가압제 토출시 온도 변화에 대한 해석도 수행하였다[2].

2. 이론적 고찰

2.1 가압제 탱크에서의 열전달

극저온 추진제 탱크 내부에 가압제 탱크가 설치되어 극저온 추진제에 가압제 탱크가 잠겨지게 되는 것이 일반적으로 적용되는 극저온 가압시스템이다. Fig. 1은 이러한 극저온 가압시스템에서의 가압제 탱크부를 개략적으로 나타낸 것이다. Table 1은 실험 및 해석시 적용된 외부 유

체와 가압제를 나타낸 것이다.

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.

Table 1. External fluids and pressurants

	External fluid	Pressurant
Calculation	Air	GN ₂
	LOx	GHe
Test	Air	GN ₂

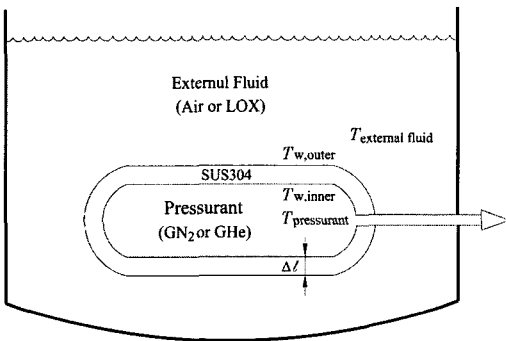


Fig. 1 Pressurant tank immersed in external fluid

22 해석 모델

해석적 접근을 위한 지배방정식으로는 Eq. 1과 2의 질량보존방정식과 에너지방정식이 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. 여기서 가압제는 가압제 탱크에 저장된 후에 토출되므로 토출시 가압제가 탱크로 유입되는 유입량은 없으므로 유입량은 0이다($\dot{m}_{in} = 0$).

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

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

23 열전달

본 해석의 목적은 가압제가 탱크에서 외부로 토출시 탱크 내에서의 가압제 온도강하율을 예측하는 것이다. 가압제 탱크 외부와 내부에서의 열전달이 없다고 가정하고 해석 할 경우에는 계산된 가압제 온도는 실제 실험결과와 상당한 편차를 보였다. 본 연구에서는 이와 같이 열전달을 무시한 경우에 대한 경우의 해석은 생략하기로 한다.

가압제 탱크부에서의 주된 열전달은 대류와 전도로 열전달이 이루어진다. 가압제 탱크 벽에서는 전도 열전달이 이루어지며 이러한 전도 열전달은 Eq. 3에서와 같이 열류에 수직한 면적과 그 방향의 온도기울기의 곱에 비례한다. 또한 집중용량법(lumped capacitance method)을 적용하기 위하여 탱크 벽을 20등분하여 Biot 수가 0.1 미만이 되도록 하였다[8].

$$\dot{q} = \frac{\dot{Q}}{A} = -k \frac{dT}{dx} \quad (3)$$

대류열전달은 가압제와 탱크 벽 사이 그리고 외부 유체와 탱크 벽 사이의 열전달이며 Eq. 4에 의하여 계산된다[4].

$$\dot{q} = \frac{\dot{Q}}{A} = h dT \quad (4)$$

본 시험에 사용된 가압제 탱크는 원통형과 구형이 혼합된 형상의 탱크를 사용하였다. 원통형 내·외부에서는 기본적인 유동에 대한 계산 결과 강제대류가 거의 없는 자연대류로 볼 수 있으므로 이에 대한 경험식인 Eq. 5를 선정하여 해석에 적용하였다[5]. 그러나 구형상에 대한 경우 가압제 탱크 외부에 대해서는 유동이 거의 없으므로 구형상에 대한 자연 대류 경험식 Eq. 6이 적용될 수 있으나 내부에 대해서는 내부 유동이 어느 정도 발생되므로 내부 유동에 대한

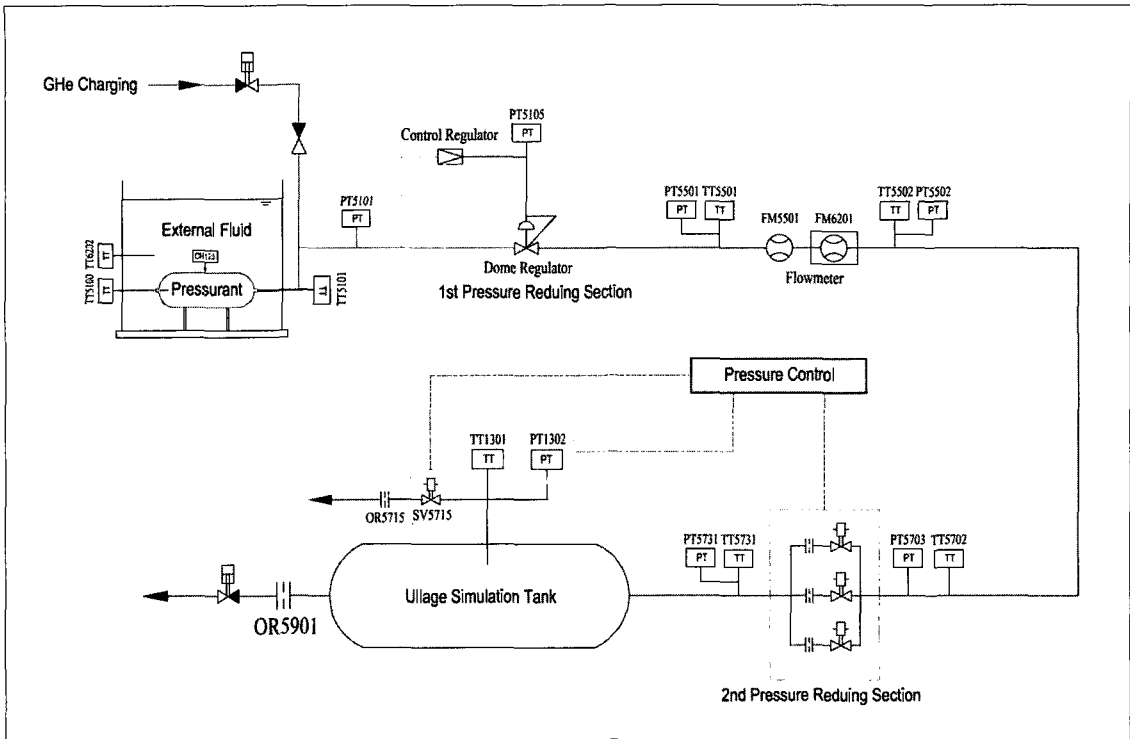


Fig. 2 Schematic diagram of pressurization system

경험식인 Eq. 7을 적용하였다[6, 7].

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

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

$$Nu_D = 0.59 Ra_D^{\frac{1}{4}} : 10^4 \leq Ra_D \leq 10^9 \quad (7)$$

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

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

Eq. 5는 Ra_D 가 10^5 에서 10^{12} 까지 넓은 범위에

대하여 적용이 가능하며, Eq. 6은 Pr이 0.7 이상 이고 Ra_D 가 10^{11} 이하인 경우에 적용이 가능하다.

본 연구의 해석을 위한 계산 프로그램으로는 EES(engineering equation solver) V7.731의 상용 프로그램을 사용하였으며, 본 프로그램은 압력과 온도가 계속 변화는 계산을 수행할 경우 유체에 대한 물성치 입력시 각종 물성치를 함수화하여 적용할 수 있는 장점이 있다.

3. 실험장치 및 방법

본 연구의 실험 장치는 극저온 액체 충전 및 저장 시스템과 가압제 저장시스템, 가압제 공급 시스템, 제어/계측시스템 등으로 구성되어 있다 [3]. Fig. 2는 한국항공우주연구원내에 설치된 액체추진기관 가압시스템 실험장치 개략도로 외부 유체로는 실제 시스템에서의 경우 극저온 유체를 적용하나 본 연구에서는 선행 연구로서 대기

압의 공기가 있는 상태에서 수행되었다. 가압제로는 GN₂가 적용되어 초기 충전 압력은 약 220 barG 이었고 이때의 온도는 상온이었다. 가압제 탱크는 Stainless steel 304로 제작되었으며 주요 규격은 Table 2와 같다.

실험방법은 고압으로 가압제 탱크에 저장된 가압제가 토출되어 돔형 레귤레이터를 통하여 약 40±5 barG로 1차 감압하게 된다. 1차 감압된 가압제는 유량계와 압력, 온도 센서 등이 설치된 공급라인을 통과한 후 다시 오리피스와 솔레노이드밸브 등으로 모듈화된 2차 감압제어기구에 의해 설정된 압력으로 감압제어 되게 된다. 본 연구에서 측정된 센서는 압력과 공급라인 내부 온도, 공급라인 표면온도, 유량 등이 측정되었다. 해석 및 실험 조건은 Table 3과 같으며 열리지 시뮬레이션 장치의 가압제 토출부에는 시험에 따라 가압제 배출량 변화를 주기위하여 오리피스가 적용되었다. Table 4는 가압제 배출부에 적용된 오리피스의 내경을 나타낸 것으로 모두 10가지 가압제 배출량에 대한 시험이 수행되었다. 여기서 가장 작은 유량을 토출하는 오리피스의 직경은 Test01의 3.482mm이고 최대 토출 유량의 오리피스 직경은 Test10의 11.382mm 이다.

Table 2. Pressurant tank specifications

Parameter		Values
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

Table 3. Test conditions

Parameter	Values
Initial pressure	about 220 barG
Initial temperature	about 300 K
External fluid	Air (1 atm.)
Pressurant fluid	GN ₂
Orifice for discharge	3.482 ~ 11.382

Table 4. Tests and orifices diameter

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

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. 또한 액체추진기관 가압시스템 설계시에 다른 변수보다도 가압제의 온도가 중요하다는 것에 대해서는 이미 언급된바 있다. 그러므로 본 연구에서는 주요 관심 변수인 압력강하율과 온도강하율과의 관계를 Eq. 8에서와 같은 형태로 고찰하였다.

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

탱크벽의 열전달 계산시 Biot 수(Bi_1 , Bi_2)가 0.1 미만이 되어야 하는데 시험조건 중에서 가장 큰 경우는 Test10이다. Fig. 3은 Test10에서의 Biot 수에 대한 선도로 탱크 벽을 20등분하여 계산된 본 연구의 모델은 집중용량법 적용에 만족함을 알 수 있다($Bi_1 \approx 0$, $Bi_2 < 0.02$).

가압제 탱크벽과 외부 유체 및 가압제와의 자연대류 열전달에 대한 특성은 대류 열전달계수와 밀접한 연관이 있다. Fig. 4는 Test10에서의 대류 열전달계수 선도로 가압제와 탱크벽사이의 대류 열전달계수가 외부유체에서의 열전달계수보다 현저하게 큰 것을 알 수 있다. Fig. 4에서 외부유체와 탱크벽사이의 열전달계수(h_2)가 가압

제와 탱크벽사이의 대류 열전달계수(h_1)에 비하여 아주 작은 것은 외부 유체가 공기이므로 외부 유체와의 열전달이 미미하기 때문이다. 그러나 향후 적용 예정인 LOx인 경우에는 외부 유체에 대한 열전달이 높아질 것으로 사료된다. 주요 해석 결과는 실험 결과 부분에서 서로 비교하여 고찰하고자 한다.

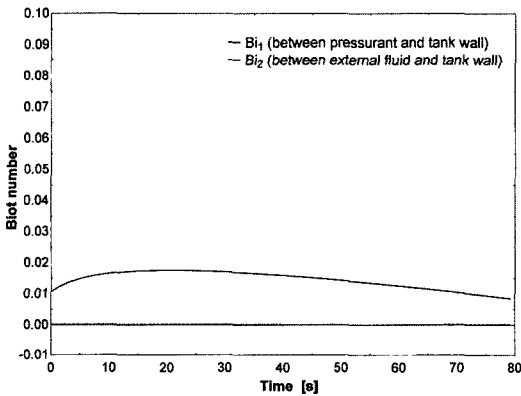


Fig. 3 Biot number at Test10 condition

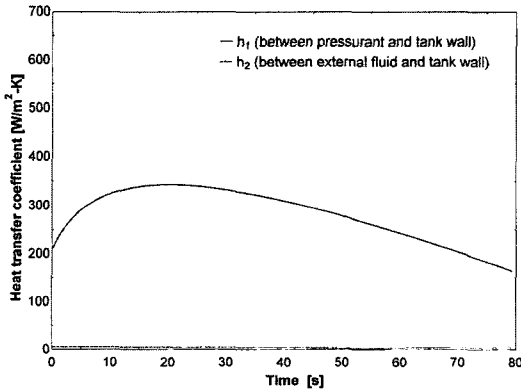


Fig. 4 Heat transfer coefficient at Test10 condition

4.2 실험 결과

가압제 공급시스템은 고압의 가압제가 두 단계로 감압되어 열리지 시뮬레이션 장치를 요구 압력범위로 제어하게 된다. 가압시스템에 대한 주요 공급 특성은 모든 시험 조건에서 유사하므로 중간 유량 조건인 Test05 조건에 대하여 나타내면 Fig. 5와 같다. 여기서 PT5101은 가압제 탱크내의 압력이고 PT5105는 1차 감압 레귤레이터

돔압력, PT5502는 1차 감압 레귤레이터로 제어된 압력, PT1302는 2차 감압 장치로 제어된 열리지 압력이다. 또한 TT5100은 가압제 탱크내의 가압제 온도이고 TT5101은 가압제가 토출된 직후 온도, TT6202는 외부 유체의 온도이다.

각 조건에 대한 해석은 실험으로부터 획득된 가압제의 초기온도와 압력, 평균유량과 외부 유체의 온도와 압력 데이터를 초기 값으로 해석모델에 적용하여 계산되었으며 그 결과는 실험결과와 비교되었다.

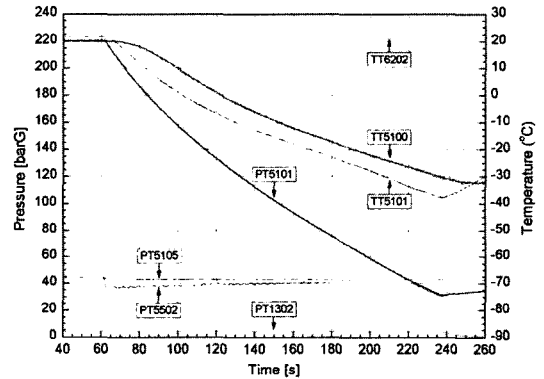


Fig. 5 System pressure and temp. distribution

- Test01 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 6은 Test01 조건에서의 압력과 온도에 대한 해석을 실험결과와 비교하여 나타낸 선도이다. 점선은 외부 유체로의 열전달이 없다고 가정하여 계산된 것으로 실제 실험결과와 상당한 차이가 있음을 알 수 있다. 압력과 온도에 대한 예측값은 실험결과와 매우 잘 일치하였으며 초기 시점 대비 종료 시점에 대한 해석의 예측 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 -2.11% 및 -4.69%로 실험결과보다 더 낮게 예측되었다. Test01 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.0208과 0.0376 이었다.

- Test02 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 7은 Test02 조건에서의 압력과 온도에 대한 결과 비교 선도이다. 초기 시점 대비 종료 시점에 대한 해석의 예측 오차는 압력과 온도에

대하여 각각 -1.95% 및 -8.47%로 Test01 조건에서와 마찬가지로 실험결과보다 더 낮게 예측되었다. Test02 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.0435과 0.0967 이었다.

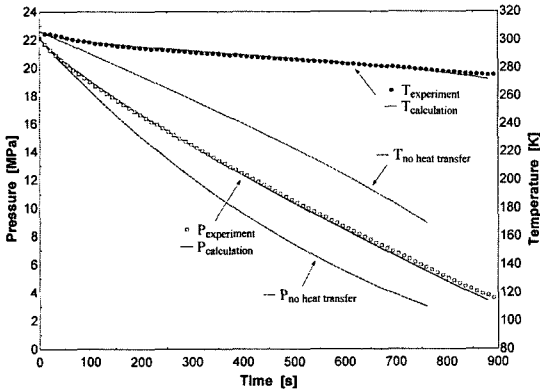


Fig. 6 Pressure and temperature at Test01

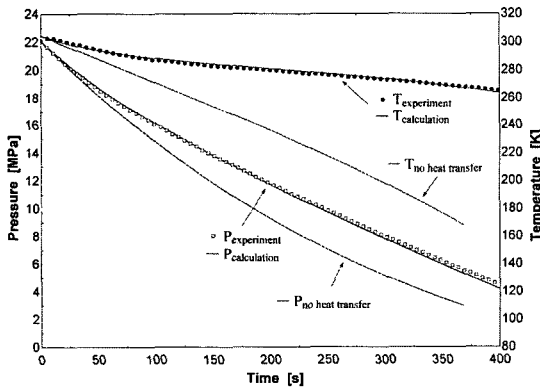


Fig. 7 Pressure and temperature at Test02

- Test03 조건에서의 해석 및 실험 결과

Figure 8은 Test03 조건에서의 압력과 온도에 대한 결과 비교 선도이다. 초기 시점 대비 종료 시점에 대한 해석의 예측 오차는 압력과 온도에 대하여 각각 -2.03% 및 -6.83% 이었다. 또한 Test03 조건에서의 초당 압력강하율과 온도강하율은 각각 0.0631과 0.1643 이었다.

- 기타 조건에서의 해석 및 실험 결과

Test04에서 Test10까지의 해석과 실험도 모두 같은 방법으로 수행되었으며 결과 선도는 생략

하기로 한다. 기타 조건 중에서 해석시 최대 오차는 Test05 조건에서 압력의 경우 -1.88%, 온도의 경우 -14.94% 이었다. 온도의 경우 가압제의 토출 유량이 증가할수록 오차가 약간씩 증가하였다.

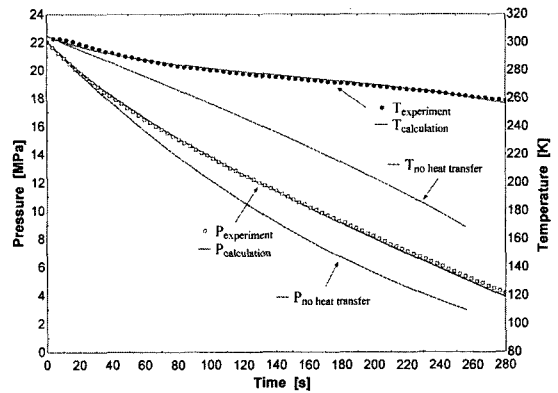


Fig. 8 Pressure and temperature at Test03

Figure 9는 초당 온도강하율 대비 압력강하율 선도이다. 가압제가 GN₂인 경우 실험결과에 대한 선도와 해석 결과를 나타내었으며 압력강하율이 커질수록 즉, 가압제 토출 유량이 증가할수록 해석 결과의 편차가 커지는 것을 볼 수 있다. 이러한 이유는 해석시 경험적인 Nusselt 수의 오차가 가압제 토출량이 증가할수록 커지기 때문인 것으로 사료된다. 본 연구에서의 조건에서 압력과 온도의 예측 편차는 각각 -2.11%와 -14.94% 이었다.

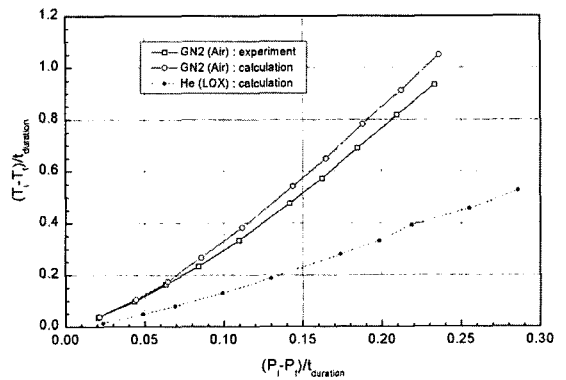


Fig. 9 Drop rate temperature versus pressure

향후 수행예정인 극저온 가압시스템에 대한 연구를 위하여 본 연구에 적용된 해석 모델에 외부유체로 LOx와 가압제로 GHe의 물성치를 적용하여 압력변화율 대비 온도변화율을 예측하였으며 그 결과는 Fig. 9에 점선으로 나타내었다. Eq. 9는 상온의 가압제인 질소가스 토출시 가압제 탱크내에서의 온도강하율에 대한 경험식이다($dp/dt < 0.3$ 이고 P_{GN_2} : 22 to 3.4 MPa, 외부유체: Air).

$$\frac{dT}{dt} = -0.003 + 1.70 \left(\frac{dp}{dt} \right) + 15.02 \left(\frac{dp}{dt} \right)^2 - 21.65 \left(\frac{dp}{dt} \right)^3 \quad (9)$$

5. 결 론

본 연구에서는 액체로켓추진시스템에 적용되는 추진제 가압시스템의 가압제 거동을 부분적으로 고찰하였다. 특히 추진제 가압시스템의 가장 중요한 설계변수인 가압제가 가압제 탱크로부터 토출될 때의 온도강하율을 중심으로 실험적인 결과와 해석적인 결과가 비교 검토되었다. 본 연구의 결과로 상온 가압제가 가압제 탱크에서 토출되는 경우에 대한 해석결과와 실험결과는 잘 일치함을 볼 수가 있었다. 또한, 본 연구의 해석 방법으로 극저온 저장 가압시스템에서의 가압제 토출시 온도변화에 대한 해석이 수행되어 상온 가압제의 경우와 비교하였다. 극저온 저장 가압시스템에 대한 실험은 추후 실험설비가 준비된 한국항공우주연구원 내의 액체추진기관 가압시스템 실험설비에서 수행될 계획이다.

6. 후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형

위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

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. 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)
4. Louis C. Burmeister, "Convective Heat Transfer", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, 1982
5. 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
6. 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
7. F. Kreith, "Thermal Design of High Altitude Balloons and Instrument Packages," Transact. ASME, J. Heat Transf. 92, pp. 307-332, 1970
8. M. Necati Ozisik, "Heat Conduction", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, 1980