

## 액체로켓 추진제 탱크 가압용 액체헬륨의 열유동 해석

조기주\*, 정영석\*, 조인현\*, 김용욱\*, 이대성\*

### The Heat and Flow Analysis of the Liquid Helium for the Pressurization of Liquid Rocket Propellant Tank

Kie-Joo Cho\*, Young-Suk Jung\*, In-hyun Cho\*, Yong-Wook Kim\*, Dae-Sung Lee\*

#### ABSTRACT

The steady and transient thermal and flow analysis for liquid helium using for the pressurization of liquid rocket propellant tanks have been conducted numerically. The required inner diameter of helium channel that satisfy the design mass flow rate and velocity, through the steady state analyses for various thermal conditions at the wall, is determined and it is found that due to the sign of Joule-Thomson coefficient of helium, the temperature of helium increase monotonically for adiabatic wall condition. The temporal behavior of helium temperature, density, velocity are also investigated under the existence of local heat inflow on the wall.

#### 초 록

액체 로켓의 추진제탱크 가압을 위해 사용되는 극저온 액체헬륨의 정상상태 및 천이상태 열유동 해석을 수치적으로 수행하였다. 벽면에서의 단열 및 비단열 조건에 대한 정상 해석을 통하여 설계유량 및 설계유속을 만족시키는 헬륨 배관의 내경 및 압력손실, 온도변화 등을 조사하였으며 특히 단열조건에서도 헬륨의 온도는 주울-톰슨계수의 영향에 의해 증가하는 경향이 있음을 밝혀내었다. 그리고 국부적인 열유입 있을 경우의 관내 헬륨의 온도 및 압력의 시간적 변화를 천이해석을 통하여 고찰하였으며 열유입부의 밀도 감소에 의한 열유입부 후단부의 속도 증가량을 예측하였다.

**Key words** : 액체 헬륨(Liquid Helium), 관 유동 (Duct Flow), 정상 및 천이해석(Steady and Transient Analysis)

#### 1. 서 론

액체추진로켓에는 추진제를 저장탱크로부터

◇ 2002년 11월 7일 접수 ~ 2002년 11월 21일

심사완료

\* 한국항공우주연구원 추진기관연구부

엔진 연소실까지 주어진 유량 및 압력으로 공급하기 위한 공급시스템이 요구되며 이 시스템은 크게 가압식과 터보펌프식으로 나눌 수 있다. 공급 시스템의 선택은 추력 범위, 연소시간, 추

진제의 종류, 로켓의 가속도, 비행경로, 무게, 개발비용등에 의해 결정된다. 일반적으로 추진제 탱크를 직접 가압하여 엔진으로 공급하는 가압식은 소형 로켓에 이용되고 있으며 대형 로켓의 경우 무게 절감을 위해 터보펌프방식의 추진제 공급시스템을 채택한다[1].

안정하고 낮은 비등점을 가지는 극저온 추진제 시스템에 적용되고 있다. 불활성 가스 시스템은 추진제 이외의 별도의 불활성 가스를 저장하였다가 추진제 탱크에 공급하여 가압하는 방식인데 현재는 로켓의 무게 절감을 위해 낮은 분자량을 가지는 헬륨이 가압제용 불활성 기체로 선

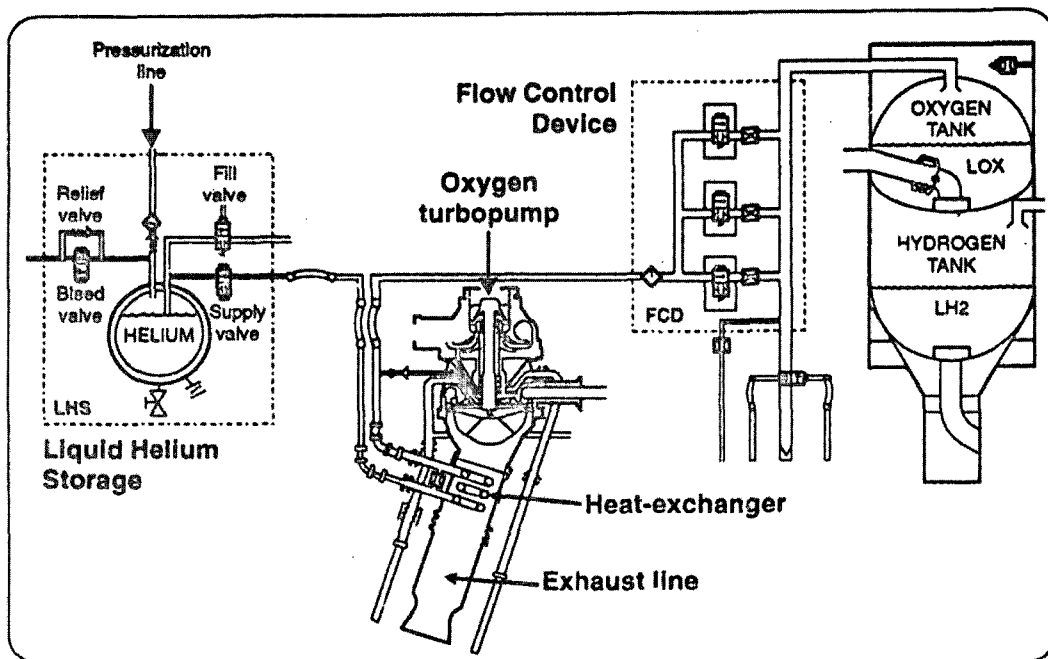


Fig. 1 ARIANE 5의 산화제 탱크 가압 시스템

이 때 공급방식이 가압식인 경우는 물론이고 터보펌프방식의 공급시스템에서도 펌프 작동시의 캐비테이션 발생을 방지하기 위해 추진제 탱크를 일정정도 (약 2~6 bar) 가압하는 것이 요구된다. 따라서 액체 로켓 개발에 있어 추진제 탱크를 요구압으로 일정하게 가압하는 시스템은 필수적인 사항이 된다.

추진제 탱크 가압방식으로는 추진제 기화방식과 불활성 가스 저장법이 널리 이용되고 있다. 추진제 기화방식은 추진제의 일부를 열교환을 통해 기화시키고 이를 다시 주입하여 추진제 탱크를 가압하는 방식이며 수소와 같이 열적으로

호되고 있다. 또한 이 무게 절감을 효과를 극대화하기 위해 불활성 기체인 헬륨을 액체 상태로 저장하여 저장 탱크의 부피를 감소시키는 방식이 채택되고 있으며 이에 따른 로켓용 극저온의 헬륨 저장 탱크의 개발에도 많은 연구가 진행되고 있는 실정이다.

이번 논문에서는 극저온 액체헬륨을 이용한 액체 로켓 가압시스템의 설계에 요구되는 액체 헬륨의 관내 열유동 특성에 관한 연구를 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 액체헬륨 열교환 가압시스템

Fig. 1은 ARIANE 5에서 적용된 액체 헬륨을 이용하는 추진제 탱크 가압시스템을 도식적으로 나타내고 있다[2].

시스템의 주요 구성품으로는 액체 헬륨 저장탱크, 배관 및 밸브, 열교환기, 압력조절기 등이 있다. 액체 헬륨저장탱크는 약 4.2 K의 극저온 액체 헬륨 상태를 유지하기 위해 외부와 이중 진공 단열 되어 있으며 그 내부에 복사 열전달을 차폐하기 위한 MLI(Multi-layer insulation)이 장착되어 있다. 그리고 비행 중에 액체헬륨을 지속적으로 열교환기로 공급하기 위해서는 탱크 내의 압력이 적정압력으로 유지되어야 하는 데 이는 헬륨가스를 가압배관을 통해 저장탱크로 공급하는 방식에 의해 이루어진다. 저장탱크에서 배관을 통해 열교환기로 도달한 액체헬륨은 고온의 열원 기체와의 열교환을 통해 추진제 탱크를 가압하기에 효율적인 상온(약 200 ~ 300 K)의 기체상태 헬륨으로 상변화한다. 이 때 고온의 열원가스로는 일반적으로 터보펌프 구동을 위해 예연소기에서 생성된 고온 가스 중 일부를 이용하는 방식을 채택하거나 상온의 연료를 이용한다. 상온고압의 기체 헬륨은 추진제 전단에 위치한 압력 조절장치를 통과하여 추진제 탱크를 일정압력으로 가압한다.

### 2.2 액체헬륨 배관내의 열유동해석

액체 헬륨 저장 탱크에 있는 극저온의 액체 헬륨은 배관을 통해 열교환기로 공급된다. 이 때 관의 길이( $L$ )는 10 m이며 직경( $d$ )은 약 10 mm정도로서  $L/d \sim 1000$ 이다. 이와 같이 길이 대비 직경이 아주 큰 관내에서의 액체 헬륨의 열유체적인 거동은 Bottura and Rosso[3], Wang, et al.[4] 등에 의해 1차원적 해석으로 예측된바가 있다. 본 해석에 있어서도 계산의 효율성을 위하여 다음과 같은 1차원 비정상 압축

성 유동의 지배방정식계의 해를 구하였으며 벽면 근처의 경계층에 의한 점성력을 모사하기 위해 마찰 계수를 도입하였다:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u^2) = -\frac{\partial p}{\partial x} - \frac{\rho f u |u|}{2d} \quad (2)$$

$$C_v \frac{\partial}{\partial t} (\rho T) + C_v \frac{\partial}{\partial x} (\rho u T) + \frac{\partial p}{\partial T} \left. \frac{\partial u}{\partial x} \right|_v = \frac{\rho f |u|^2}{2d} + Q \quad (3)$$

여기서  $\rho, C_v, u, T, P$  는 각각 헬륨의 밀도, 정적비열, 유속, 온도 및 압력을 의미하며  $t, x, d$  는 시간, 축방향 길이 그리고 관의 직경을 나타낸다. 그리고  $Q$ 는 관 벽면으로부터의 단위 부피당 열전달량이며 이는 배관의 단열정도나 주위 환경의 온도 등에 의해 결정되어지는 값이다. 1차원 유동의 가정하에서는 점성력이 마찰 계수  $f$ 에 의해 표현되어지는 데 이 마찰계수는 유동의 레이놀즈수에 대한 함수로서 실험적으로 주어진다. 레이놀즈수는  $Re = ud/\nu$  와 같이 정의되고 이 때  $\nu$ 는 헬륨의 동점성 계수이다. 현재의 설계유속 ( $\sim 10$  m/s)에 대해서는 레이놀즈수의 크기가 충분히 높아( $Re > 10^6$ ) 관내의 유동장을 난류로 간주할 수 있으며 이에 의해 마찰계수는 다음과 같이 주어진다[5]:

$$f = 0.184 Re^{-0.2} \quad (4)$$

방정식 (1)-(3)의 해를 구하기 위해서는 적절한 경계조건이 요구되는 데 현재와 같은 아음속 유동에서는 (압력 2 MPa, 온도 4.2 K에서의 헬륨내 음속은 339.7m/s이다) 입구에서 두개의 경계값이 출구에서는 한개의 경계값이 요구된다[3]. 이번 해석에서는 액체 헬륨 탱크의 압력(2

MPa)을 입구 경계에서의 압력 ( $P_m$ )으로 지정하였으며 관내에서의 헬륨 질유량이 설계값을 만족하도록 출구압력( $P_{out}$ )을 해석을 통하여 적절히 설정하였다. 그리고 입구 경계에서의 온도를 4.2 K로 지정하여 지배방정식의 경계조건들을 구성하였다. 지배방정식의 해는 공간좌표(x)에 대한 2차 유한차분법을 도입한 Lax 방법을 이용하였으며 자세한 수치해석 과정은 참고문헌 [6]에 주어져 있다.

관내 헬륨의 정상상태 거동은 벽면에서의 열전달량(Q)이 일정상수인 경우 식 (1)-(3)을 시간에 대해 무한히 적분하였을 경우에 얻어질 것이다. 그러나 이 방법으로 헬륨의 유동의 정상 거동 특성을 조사하는 것은 아주 비효율적인 방법이며 아래와 같은 정상상태 지배방정식의 해를 직접 구하여 그 특성을 조사하였다[7]:

$$\frac{dP}{dx} = \left[ -\frac{\rho f u^2}{2d} + \frac{4u\beta Q}{d(C_p - \beta u^2)} \right] \psi \quad (5)$$

$$\frac{dT}{dx} = \left[ -\frac{\rho f u^2 \phi}{2d} + \frac{4Q(1 - \rho \kappa u^2)}{\rho u d(C_p - \beta u^2)} \right] \psi \quad (6)$$

$$\psi = 1 - \rho u^2 (\kappa + \beta \phi) \quad (7)$$

$$\phi = (C_p \mu_j + \kappa u^2) / (C_p - \beta u^2) \quad (8)$$

여기서  $\kappa = (1/\rho)(\partial\rho/\partial p)_T$ 는 헬륨의 압축도를,  $\beta = (1/\rho)(\partial\rho/\partial T)_p$ 는 팽창도를 의미하며  $c_p$ 와  $\mu_j$ 는 헬륨의 정압 비열과 주울-톰슨 계수를 나타낸다. 상미분 방정식계 (5),(6)의 수치해는 4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 구하였다.

수치해석에서 이용된 헬륨의 열역학적 성질들은 상태방정식[8]:

$$z = 1 + \sum_{i=1}^r \sum_{j=0}^S b_{ij} \frac{w^i}{T^j} \quad (9)$$

과 열역학 관계식을 이용하여 구하였으며 여기서  $z = p/\rho RT$ 는 압축성 계수이며,

$w = \rho/\rho_{crit}$ ,  $\tau = T/T_{crit}$ 이다. 계수  $b_{ij}$ 는 참고 문헌[8]에 주어져 있으며 기체상수와 임계값은 각각  $R = 2077.252 J/(kgK)$ ,  $\rho_{crit} = 69.64 kg/m^3$ ,  $T_{crit} = 5.19K$ 으로 주어진다.

### 3. 결 과

액체 로켓의 헬륨 저장탱크로부터 공급되는 액체 헬륨(~2 MPa, 4.2 K)의 관내 열유동 해석을 수행하였다.

#### 3.1 정상상태 해석

추력 100톤급의 터보펌프식 액체 로켓의 비행시 추진제 탱크로 공급되어야하는 헬륨의 양은 탱크 가압 정도에 의존하는 값인데 평균적으로 200 g/s 정도이다. 이러한 양의 헬륨이 저장탱크로부터 열교환기에 이르는 배관 (길이 : 10 m)을 통과하는 동안의 압력 및 온도 변화율식(4)-(7)로 주어지는 정상상태 지배방정식을 이용하여 분석하였고 특히 배관의 직경변화 및

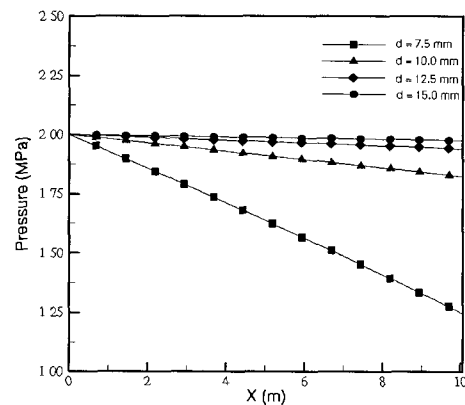


Fig. 2 단열배관내에서의 헬륨 압력변화

벽면으로부터의 열전달 양의 변화에 따른 효과

를 조사하였다. 수치해석에 이용된 배관의 길이 방향( $x$ ) 격자 길이는  $0.05\text{ m}$ 로 선정하였고 격자 길이를 반으로 감소시켜 해석하였을 때와의 결과 비교시 압력 및 온도 예측값이 상대오차  $0.02\%$ 이내에서 일치하였다.

Fig. 2와 Fig. 3에서는 배관이 완전단열된 경우( $Q=0$ )에 대한 해석 결과를 보여주고 있다.

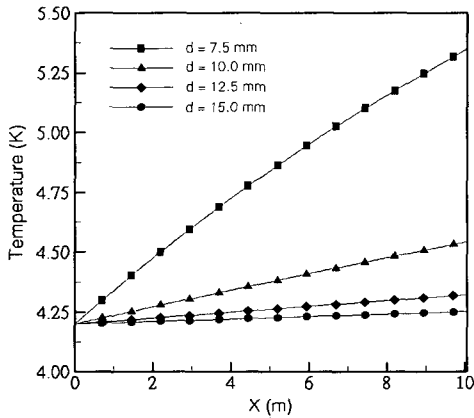


Fig. 3 단열 배관 내에서의 헬륨 온도변화

직경  $7.5\sim 15\text{ mm}$ 의 배관에서 압력은 직경에 상관없이 단조 감소하는 데(Fig. 2) 이는 식 (5)에서  $Q=0$ 인 경우 압력의 길이방향변화율이 점성력항에 의해 음의 값을 가진다는 사실에서 예상되는 현상이며 속도 및 온도에 따른 밀도변화에 의해 그 크기가 결정된다. 반면 현재의 입구조 조건 ( $2\text{ MPa}$ ,  $4.2\text{ K}$ )에서는 헬륨의 주열-톰슨계수의 값이 음이 되며( $\mu_j = -2.13$ ), 이에 의

해 식 (5)의 우변이 양의 값을 가지게 된다. 따라서 헬륨의 온도는 Fig. 3과 같이 벽면으로부터의 열유입이 없는 경우에도 배관을 통과하면서 단조 증가하는 경향을 나타내게 되는 것이다. Table 1에서 각 배관 직경에 대해 내부 평균 유속과 배관 입출구에서의 압력 및 온도차이 값을 정리하였다. 직경이 감소하여 내부 통과 유속이 증가할수록 헬륨의 압력손실 및 온도 상승량이 급격히 증가함을 알 수 있으며 로켓

추진제 공급계의 설계 유속을 약  $10\text{ m/s}$ 로 선정할 경우 배관의 내경은 약  $12.5\text{ mm}$  정도가 되며 이 때의 압력 감소량 및 온도 상승치는 각각  $0.06\text{ MPa}$ ,  $0.15\text{ K}$ 가 됨을 예상할 수 있다.

Table 1 배관 내 압력온도 변화량 및 평균유속

배관직경 (mm)	압력감소량 (MPa)	온도증가량 (K)	평균유속 (m/s)
7.5	0.750	1.14	29.2
10.0	0.177	0.34	15.7
12.5	0.060	0.12	9.97
15.0	0.025	0.05	6.91

2중 진공배관과 같은 단열 배관이 아닌 일반 배관을 이용할 경우 주위 환경과의 온도차에 의해 내부를 통과하는 헬륨으로의 열전달이 발생

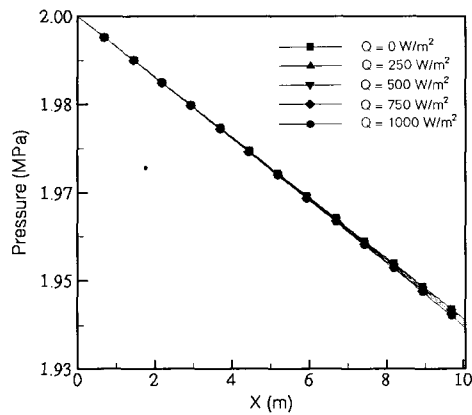


Fig. 4 열유입량에 따른 배관 내 헬륨의 압력변화 (직경=12.5 mm)

하게 된다. Fig. 4, 5, 6에서는 내경  $12.5\text{ mm}$ 인 관 내부의 액체 헬륨 유동의 압력, 온도, 밀도를 열유입량 변화에 대해 도시하고 있다. 이 때 유량은  $200\text{ g/s}$ 이다. 관내 유동의 마찰 손실은 열유입량이 증가함에 따라 같이 증가함을 Fig. 4

에 관찰할 수 있는데 열유입량( $Q$ )이 0(단열조건)에서  $1000 \text{ W/m}^2$ 으로 변화할 때 압력손실 증가량은 약  $1360 \text{ Pa}$  정도이다. 이는 입출구

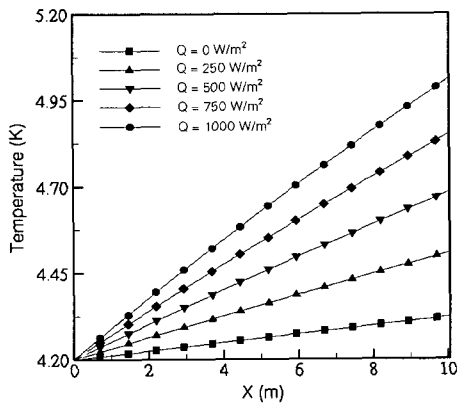


Fig. 5 열유입량에 따른 배관내 헬륨의 온도변화 (직경=12.5 mm)

을 보이다가  $1000 \text{ W/m}^2$ 의 열유입이 있을 경우 온도상승치가  $0.8 \text{ K}$ 에 달한다. 이러한 압력 및 온도 변화는 헬륨의 밀도 변화를 초래하는 데 온도의 상승에 반비례하는 밀도 변화를 Fig. 6에서 알 수 있으며  $1000 \text{ W/m}^2$ 의 열유입시 입구대비 최대  $6 \text{ kg/m}^3$ 의 밀도변화가 발생하였다. 이로부터 극저온 상태의 액체헬륨 유동의 밀도는 온도변화에 아주 민감하게 의존함을 알 수 있다.

체 압력 손실값( $\sim 0.06 \text{ MPa}$ )에 비해 작은 값이기 때문에 선도상에서 열유입량 변화에 따른 차이를 구별하기 어렵다. 반면 온도 변화는 열유입량에 따른 상대적인 변화량이 크기 때문에 그 차이를 확실히 관찰할 수 있다(Fig. 5). 단열조건에서  $10 \text{ m}$ 의 관내부를 통과하는 동안 입구 대비  $0.15 \text{ K}$ 의 온도상승

### 3.2 천이상태 해석

액체 헬륨 유동의 열유입량이 시간에 따라 변화할 때의 응답특성을 분석하기 위하여 천이

상태 열유동해석을 수행하였다.

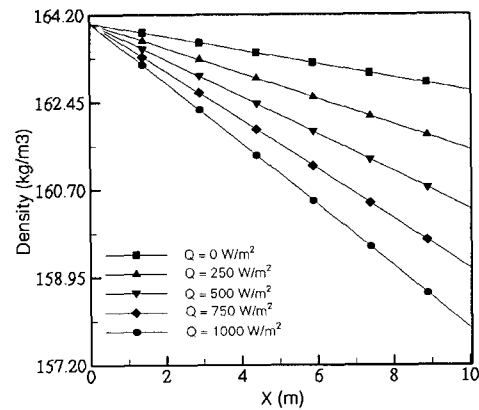


Fig. 6 열유입량에 따른 배관내 헬륨의 밀도 변화 (직경 = 12.5mm)

정상상태의 해석결과를 참조하여 길이  $10 \text{ m}$ , 직경  $12.5 \text{ mm}$ 인 관에 대해 입구압력을  $2 \text{ MPa}$ , 출구압력을  $1.94 \text{ MPa}$ 로 지정하였고 초기조건으로는 관의 전영역에서 균일온도조건 ( $4.2 \text{ K}$ )을 지정하였다. 그리고 수치해석에는 시간간격으로  $10^{-5} \text{ s}$ , 공간간격으로  $10^{-2} \text{ m}$ 가 이용되었다.

계산초기에는 전구간에서 단열조건( $Q = 0$ )을 유지하다가 일정시간( $t_0$ ) 이후에는 관의 일부분에서 단열조건이 없어지고 다음과 같은 열유입 조건을 가정하였다:

$$Q = 10^7 \text{ W/m}^3 \text{ for } 4.1\text{m} < x < 4.2\text{m} \quad (9)$$

Fig. 7에서  $t_0 = 0.4 \text{ s}$ 인 상태에서의 시간에 따른 관내 헬륨의 온도변화를 도시하고 있다. 열유입구간에서의 헬륨의 온도가 외부의 열유입에 의해 빠르게 상승함을 관찰할 수 있으며 이 영역을 통과한 헬륨이 후단부로 흘러감에 따라 열유입 부 이후의 관 온도가 전반적으로 상승함을 알 수 있다. 외부 열유입량이  $t_0$  이후 일정하게 유지되기 때문에 궁극적으로 유동이 정상상

태에 도달하게 될 것이다. 열유입부에서의 헬륨의 온도는 열유입 시작후 약 1.6 s가 경과하면 정상상태에 거의 도달하는 것으로 나타났는 데

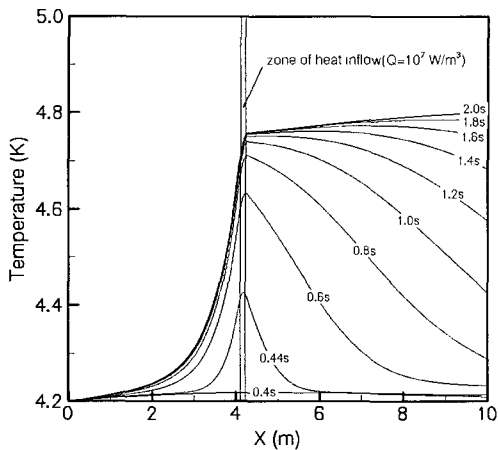


Fig. 7 시간에 따른 관내 헬륨의 온도변화 ( $t_0 = 0.4s$ )

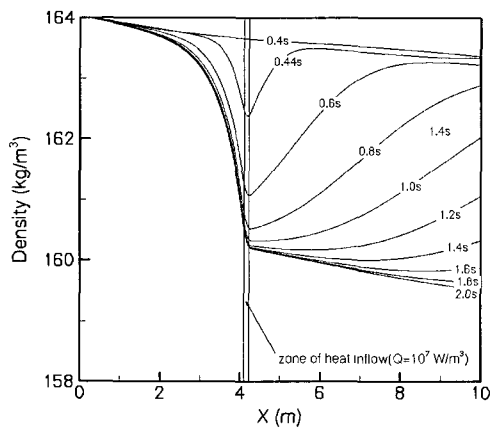


Fig. 8 시간에 따른 관내 헬륨의 밀도변화 ( $t_0 = 0.4s$ )

이때의 온도는 초기값 대비 0.56 K 상승한 4.76 K이 된다. 따라서 열역학적으로 초임계상태 ( $> 5.2 K$ )로의 전이는 발생하지 않고 관의 전 구간에서 액체 헬륨 상태를 유지한다. 그리고 열유입부 후단의 추가적인 온도 증가는 정상상태의

경우와 같은 주울-톰슨계수의 영향에 의한 것으로 분석된다.

앞절에서 언급된 바와 같이 극저온 액체헬륨의 밀도는 온도변화에 민감하게 반응하는데 Fig. 8에 식(9)와 같은 열유입 발생했을 때의 시간에 따른 밀도 변화를 보여 주고 있다. 관의 열유입부 및 후단에서의 헬륨밀도는  $t = t_0$  이후 온도에 증가에 의해 감소하고 있으며 역시 열유입 개시후 약 1.6 s 이후에 열유입부의 밀도변화가 정상상태로 도달하고 있음을 관측할 수 있다.

이러한 밀도의 감소는 질유량을 보존하기 위하여 유동의 속도증가를 초래하게 될 것인데 관 내부에서의 속도 변화선도에 대한 해석 결과를 Fig. 9에서 나타내고 있다.

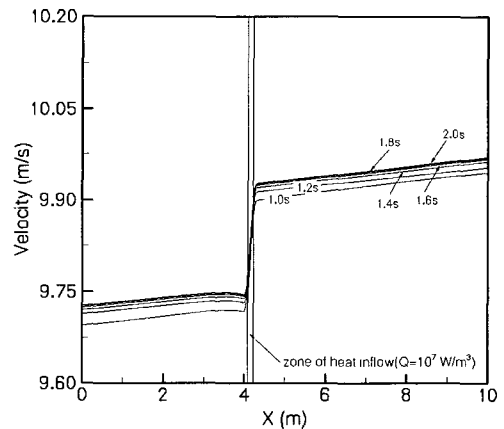


Fig. 9 시간에 따른 관내 헬륨의 속도변화 ( $t_0 = 0.4s$ )

열유입부를 통과하면서 유동의 속도가 거의 불연속적으로 변화함을 알 수 있으며 그 증가량은 약 0.18 m/s로 예측되었다. 그리고 관 내부 전반적인 속도 증가 경향은 Fig. 7과 Fig. 8에 도시되어 있는 바와 같이 관내 유동에 있어 온도의 전반적인 증가와 이에 따른 밀도의 감소 경향에 의한 것으로 분석된다.

#### 4. 결 론

액체 로켓의 추진제탱크의 가압제로 이용되는 액체헬륨의 관내 열유동 해석을 1차원적으로 수행하였으며 그 주요결과는 다음과 같다.

1. 주어진 질유량하에서의 헬륨의 압력손실 및 온도증가는 관의 직경변화에 크게 좌우된다.
2. 단열조건인 경우에도 관내 헬륨의 온도는 단조 증가한다.
3. 설계유량 및 유속을  $200 \text{ g/s}$ ,  $10 \text{ m/s}$ 로 하였을 경우, 배관의 내경은  $12.5 \text{ mm}$ 로 선정되었으며 단열조건인 경우의 내부 압력손실은  $0.06 \text{ MPa}$ , 온도증가는  $0.15 \text{ K}$ 으로 예측되었다.
4. 천이해석 결과, 관 중심부에서의 국소 열유입( $10^7 \text{ W/m}^3$ )이 있을 경우, 유동은 약  $1.6 \text{ s}$  정도 경과후에 정상상태로 도달하였으며 열유입부에서의 밀도 감소에 의해 후단부에서 약  $0.18 \text{ m/s}$  정도의 유속 증가가 예측되었다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발과제인 “3단형 과학로켓 개발사업(KSR-III)”의 지원을 받아 수행한 결과이며 연구를 위해 지원해준 과학기술부에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. D. K. Huzel and D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
2. A. Teissier and C. Bass, "Liquid Helium Storage for ARIANE 5 Main Stage Oxygen Tank Pressurization," AIAA 95-2956, 1995.
3. L. Bottura and C. Rosso, "Finite Element Simulation of Steady State and Transient Forced Convection in Superfluid Helium," Int. J. Numer. Methods, Vol. 30, 1999, pp 1091~1108.
4. Q. L. wang, S. S. Oh, Y. K. Kwon and K. S. Ryu, "Modeling on Quench Properties in the Nb3Sn Cable-in-Conduit Conductor," IEEE Magn. Tech Conf. MT-15, Beijing, 1997.
5. F. P. Incropera and D. P. Dewitt, *Fundamentals of heat and Mass Transfer*, 3rd ed., Wiley, 1990.
6. P. J. Roache, *Computational Fluid Dynamics*, Hermosa, Albuquerque, 1976.
7. Steven W. Van Sciver, *Helium Cryogenics*, Plenum Press, 1986.
8. V. V. Sychev, A. A. Vasserman, A. D. Kozlov, G. A. Spiridonov, V. A. Tsymarny and T. B. Selover, Jr., *Thermodynamic Properties of Helium*, Hemisphere, 1987.