

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.5.043>

## 극저온 자연순환회로의 가속 및 저중력 구간 유량 분석

백승환<sup>a,\*</sup> · 정영석<sup>a</sup> · 조기주<sup>a</sup>

### Analysis of the Flow Rate for a Natural Cryogenic Circulation Loop during Acceleration and Low-gravity Section

Seungwhan Baek<sup>a,\*</sup> · Youngsuk Jung<sup>a</sup> · Kiejoo Cho<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Launcher Propulsion System Team, KSLV-II R&D Head Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [sbaek@kari.re.kr](mailto:sbaek@kari.re.kr)

#### ABSTRACT

Cryogenic propellant rockets utilize a natural circulation loop of cryogenic fluid to cool the engine inlet temperature before launch. The geometric information about the circulation system, such as length and diameter of the pipes and the heat input to the system, defines the mass flow rate of the natural circulation loop. We performed experiments to verify the natural circulation mass flow rate and compared the results with the analytical results. The comparison of the mass flow rate between experiments and numerical simulations showed a 12% offset. We also included a prediction of the natural circulation flow rate in the low-gravity section and in the acceleration section in the upper stage of the launch vehicle. The oxygen tank should have 100 kPa(a) of pressure in the acceleration section to maintain a high flow rate for the natural circulation loop. In the low-gravity section, there should be an optimal tank pressure that leads to the maximum natural circulation flow rate.

#### 초 록

극저온 유체를 사용하는 발사체는 극저온 유체의 자연순환회로를 이용하여 발사체의 엔진 입구를 냉각한다. 자연순환회로의 질량유량은 순환시스템을 구성하는 배관의 길이 및 직경과 시스템으로 들어오는 열유입에 의하여 결정된다. 극저온 유체의 자연순환회로의 순환 검증 및 질량유량 측정을 위하여 실험을 진행하였으며, 이론적 계산 결과와 비교하였다. 비교 결과 12%의 오차가 있음을 확인하였다. 이 결과를 바탕으로 발사체 상단에서 저중력 구간 및 가속 구간에서의 자연순환 질량유량을 예측한 내용을 포함한다. 가속구간에서는 산화제탱크가 100 kPa 내외로 유지하는 것이 자연순환유량 증가에 이로웠으며, 저중력구간에서는 중력가속도의 크기에 따른 최적 압력으로 조절해야 자연순환유량의 최고값을 유지할 수 있었다.

Key Words: Cryogenic(극저온), Natural Circulation Loop(자연순환회로), Liquid Oxygen(액체산소), Acceleration(가속), Low-gravity(저중력)

Received 26 December 2018 / Revised 9 September 2019 / Accepted 10 September 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 추계학술대회(2018. 12. 19-21, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### 1. 서 론

한국형발사체는 액체연료를 사용하는 발사체이다. 액체연료는 산화제인 액체산소(Liquid Oxygen)

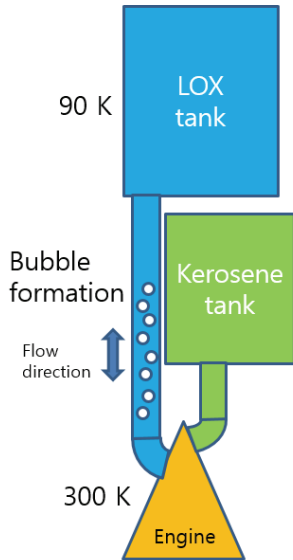


Fig. 1 Liquid oxygen bubble formation during the stand-by period.

와 연료인 케로신(Kerosene)으로 구성되어 있다 [1]. 액체산소의 끓는점(Boiling point)이 90.188 K 로 매우 낮은 온도를 가지는 액체이다. 발사체의 엔진 점화 전 산화제인 액체산소를 탱크에 충전하고, 엔진입구까지 충분히 채워놓아야 한다. 일반적으로 액체산소/케로신을 사용하는 발사체는 액체산소 탱크가 상부에 위치하게 된다. 액체산소 탱크 하부에는 연료탱크가 위치하여, 액체산소 탱크로부터 엔진까지 연결해주는 산화제 주배관이 설치된다. 액체산소 주배관은 연료 주배관보다 상대적으로 긴 길이를 가지게 된다. Fig. 1과 같이 연료탱크의 길이만큼 산화제 주배관이 설치된다.

엔진 점화전에는 액체산소는 엔진으로 흐르지 않고 밸브에 의하여 막혀있는 상태가 된다. 이때 상온의 온도를 가지는 엔진에서 주배관 쪽으로 열유입이 발생하게 되고, 주배관 안에 충전되어 있는 액체를 끓게 만든다. 기포가 지속적으로 발생하는 상태에서 엔진 점화가 진행된다면 끓는 점에 가까운 액체산소가 공급이 되어 연소 불안정이나, 터보펌프의 블레이드 손상이 발생할 수 있다. 이와 같은 현상을 방지하기 위하여, 액체

산소 주배관 내의 유체를 기포가 없는 액체로 유지시켜야 한다.

액체산소 주배관 내의 기포를 제거하기 위한 방법으로는 액체를 지속적으로 흐르는 상태로 만들어야 한다. 이를 위한 방법으로는 크게 두 가지가 있다. 첫 번째는 엔진입구에서 액체산소를 흘려버리는 방법이다. 다만 엔진 점화전에 액체산소를 발사체 외부로 버리기 때문에 탱크내의 액체산소 수위조절 문제 및 기화된 산소로 인한 안전문제가 있다. 두 번째 방법은 극저온 유체가 외부 열유입에 의하여 쉽게 끓어오르는 성질을 이용한 자연순환회로를 구성하는 방법이다. 이 방법은 탱크내의 액체산소 수위를 크게 변화시키지 않으며, 엔진 쪽에서 액체산소가 새어나오지 않아 안전 및 추진제 관리측면에서 이점이 있다. 극저온 유체는 기체상태가 되면 밀도가 매우 낮아지는 특성이 있다. 밀도가 낮아지게 되면 떠오르는 성질이 있고, 밀도차이에 의하여 유체가 흐르는 추진력이 생기게 된다. 이 때 극저온 액체를 기체로의 상변화(phase-change)를 위한 외부 열유입이 필요하다. 발사체에서는 외부 열유입 주입을 위한 장치로 상온의 온도를 가지는 엔진 구성 부품들이 그 역할을 한다.

Fig. 2와 같이 엔진 입구에서 산화제주배관 밸브(Main Oxygen Valve 또는 MOV) 후단에 자연순환 배관을 설치하여, 엔진 구성 부품 때문에 끓어오르는 기포들을 자연순환배관 쪽으로 배출시킨 후, 액체산소탱크로 보내 자연순환회로를 형성한다. 자연순환회로가 구성이 되면 주배관 밸브 전단까지는 액체가 가득 차게 되고, 밸브 후단에서는 밀도가 낮은 기체/액체의 이상유동 유체가 흐르게 된다. 엔진 점화 시점에서는 자연순환 배관으로의 유동을 막고 모두 액체산소를 연소기 쪽으로 보내게 된다.

자연순환회로를 구성한 후에는 엔진을 냉각하기 위한 적절한 유량이 흐르는지 파악하여야 한다. 배관의 직경을 크게하여 유량을 증가시키면 냉각측면에서는 이로우나, 발사체 무게를 감소시켜야 하기 때문에, 직경을 최소화하면서 유량을 최적화하여야 한다. 자연순환회로의 질량유량은 그 회로를 구성하는 배관의 직경, 길이와 외부

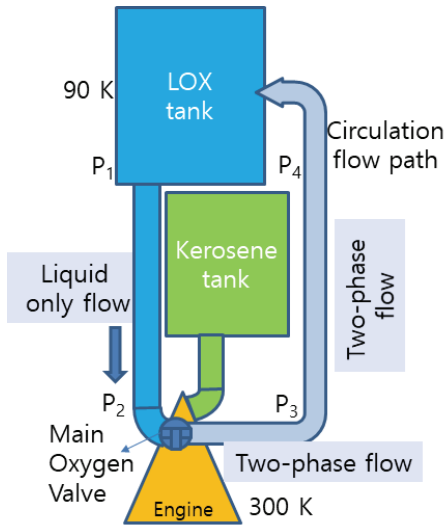


Fig. 2 Natural circulation loop in a launch vehicle utilizing cryogenic liquid oxygen.

열유입에 결정된다. 상온 및 고온에서의 물을 이용한 이상유동 자연순환회로의 질량유량결정법은 많은 논문에서 찾아볼 수 있다[2-4]. 하지만 극저온유체를 이용한 자연순환회로의 질량유량 결정법은 그 사례가 매우 적다. 1965년에 발표한 HF Trucks의 논문에서 극저온 액체산소를 이용한 자연순환회로에서의 질량유량결정방법을 실험과 비교하였다[5]. 국내에서는 2005년에 나로호의 액체산소 자연순환회로를 권오성 et al. 이 분석하였다[6]. Sinda/Fluint를 이용하여 분석하였으며, 유량이 결정된 후에 배관 인자를 바꾸면서 온도 분포와 유량 변화를 관찰한 논문이며, 자연순환 유량이 어떻게 결정되는지에 대한 고찰은 미비하다.

본 논문에서는 극저온 자연순환회로의 유량 결정방법이 상온 자연순환회로의 결정방법과 유사한지 파악하며, 일반적으로 사용되는 이상유동 균질유동(Two-phase homogeneous flow) 관계식을 이용하였을 때 실험결과와 어느 정도 오차가 있는지 파악하려 한다. 이 결과를 바탕으로 발사체 상단의 산화제탱크 압력 운용방법의 확인을 위하여 중력가속도가 변화할 때 자연순환 유량이 어떻게 변화하는지 확인하고자 한다.

## 2. 자연순환회로 유량 결정의 이론적 배경

자연순환회로의 추진력은 밀도차이에 의한 압력차이다. Fig. 2에서와 같이 자연순환회로가 구성될 때 순환회로 하단부의 압력을 Eq. 1과 Eq. 2와 같이 계산해볼 수 있다.

$$P_2 = P_1 + \rho_{12}gh \quad (1)$$

$$P_3 = P_4 + \rho_{34}gh \quad (2)$$

$P_1$ 과  $P_4$ 의 압력이 같다고 가정하면  $P_2$ 와  $P_3$ 의 값은 밀도  $\rho_{12}$ 와  $\rho_{34}$ 의 값에 결정된다. 액체쪽 밀도  $\rho_{12}$ 는 상대적으로  $\rho_{34}$ 의 값보다는 크게 된다.

$$\Delta P = P_2 - P_3 = (\rho_{12} - \rho_{34})gh \quad (3)$$

따라서 Eq. 3과 같이 밀도차이에 의한 압력차가 생기게 된다. 압력차이가 발생하면 유동이 발생하며, 이 유동이 자연순환회로의 원동력이 된다. 이 때 발생하는 유량의 정확한 값은 베르누이 방정식으로는 산정할 수 없다.

베르누이 법칙은 정상상태, 마찰저항이 없는 유동, 비압축성유동, 열전달이 없는 상황에서 적용되는 법칙이다. 극저온 유체의 자연순환회로는 열전달과 마찰저항이 있는 유동이기 때문에 질량, 운동량, 에너지 보존식을 사용하여 유량을 결정할 수 있다[7]. Eq. 4는 일반적으로 많이 찾아볼 수 있는 운동량 보존식이다.

$$\begin{aligned} & \frac{W^2}{A^2} \frac{\partial}{\partial s} \frac{1}{\rho} \\ & = -\frac{\partial p}{\partial s} - \rho g \sin\theta - \frac{fW^2}{2D\rho A} - \frac{KW^2}{2\rho A^2 L} \end{aligned} \quad (4)$$

Eq. 4에서  $1/\rho = \nu$ 를 대입하고 길이방향  $s$ 에 대해서 loop 적분을 진행한다.

$$\frac{W^2}{A^2} \oint \vartheta \nu \quad (5)$$

$$= - \oint \vartheta p - \oint \rho g dz - \oint \frac{f W^2}{2D\rho A} - \oint \frac{KW^2}{2\rho A^2 L}$$

닫힌회로(closed loop)에서는  $\oint \vartheta \nu = \oint \vartheta p = 0$ 의 값을 Eq. 5에 대입하면 Eq.6 과 같은 결과를 얻게 된다.

$$0 = -g \oint \rho dz - \oint \frac{f W^2}{2D\rho A} - \oint \frac{KW^2}{2\rho A^2 L} \quad (6)$$

Eq. 6을 간결하게 표현하면 Eq. 7과 같다.

$$0 = \Delta P_{gravity} + \Delta P_{friction} + \Delta P_{acceleration} \quad (7)$$

Eq. 7에서 압력강하는 질량유량의 함수이기 때문에, 어떤 닫힌회로에서의 유량은 압력강하가 0이 되는 지점으로 결정된다. 다만 극저온 자연순환회로의 유동은 이상유동이기 때문에 각 상황에 알맞은 관계식으로 압력강하를 산정하여야 한다.

Fig. 2에서 발사체 극저온 LOx 자연순환회로에서의 구간에 따른 유동 형태를 간략히 확인할 수 있다. 탱크에서 엔진까지의 하강구간인 P1-P2 구간에서는 하강하는 과냉각액체의 단상유동을 나타낸다. 이 구간은 단열 구간이며, P1-P2구간에서의 압력강하(Eq. 8)는 중력항( $\Delta P_{gravity}$ , Eq. 9)과 마찰항( $\Delta P_{friction}$ , Eq. 10)으로 계산될 수 있다.

$$\Delta P_{12} = \Delta P_{12,g} + \Delta P_{12,f} \quad (8)$$

$$\Delta P_{12,g} = \frac{\dot{m} c_p g}{q} \int_{T_1}^{T_2} \rho dT \quad (9)$$

$$\Delta P_{12,f} = - \frac{2f G^2 \nu_f l}{D} \quad (10)$$

P2-P3 구간은 수평이며 가열되는 구간이다. 외부 열유입에 의하여 가열이 되면서 상변화

(Phase-change)가 일어난다. 따라서 P2-P3 구간에서의 압력강하(Eq. 11)는 마찰항과 상변화가 동반되는 가속도항( $\Delta P_{acceleration}$ )으로 표현될 수 있다. 단 여기서 마찰항(Eq. 12)과 가속도항(Eq. 13)의 압력강하는 이상유동 모델에서 Homogeneous Model을 기반으로 한다[8].

$$\Delta P_{23} = \Delta P_{23,f} + \Delta P_{23,a} \quad (11)$$

$$\Delta P_{23,f} = - \frac{2f G^2 \nu_f l_{subcooled}}{D} - \frac{2f G^2 \nu_f l_{two-phase}}{Dx} \int_0^x \phi_{fo}^2 dx \quad (12)$$

$$\Delta P_{23,a} = - G^2 (\bar{\nu} - \nu_f) \quad (13)$$

Eq. 12에서 과냉각구간에서 포화상태까지의 길이인  $l_{subcooled}$ 의 길이를 고려한 것을 확인하여야 한다. 또한 포화상태에서 이상유동의 건도를 확인하여야 하는데, 이는 엔진에서 어느 정도의 열이 유입이 되는지 미리 알고 있어야 한다. 한국형발사체의 75 tonf 엔진의 열유입은 과냉각 액체산소를 흘려보냄으로서 온도 상승분을 예측하여 측정할 수 있었다. 실험 결과를 통하여 열유입은 수 kW 정도임을 확인할 수 있었다.

건도  $x$ 는 Eq. 14와 Eq. 15를 통하여 결정할 수 있다. 질량유량 ( $\dot{m}$ ), 열유입 ( $Q$ ), 입구에서의 엔탈피( $h_{in}$ )을 알고 있을 때, 출구 엔탈피( $h_{out}$ )를 계산할 수 있다.

$$h_{out} = \frac{Q}{\dot{m}} + h_{in} \quad (14)$$

$$x = f(h_{out}, P) \quad (15)$$

Eq. 14에서의 질량유량의 값은 자연순환유량과 같은 값이기 때문에 아직 결정되지 않는 값이다. 이 값은 임의의 질량유량을 가정하고 Eq. 7과 Eq. 14의 반복회귀기법으로 수치 해석적으로 결정된다. 건도  $x$ 는 Eq. 15를 통하여 상태방정식(equation of state)으로 결정이 된다. 일반적

으로 NIST의 REFPROP을 사용한다.

밸브에서 자연순환배관 상부구간인 P3-P4 구간에서는 상승효과 때문에 배관 내의 압력이 감소하는 구간이다. 압력이 감소함에 따라 포화온도도 또한 감소한다. 단열상태라고 가정할 수 있는 구간이며, 단열팽창구간이기 때문에 역시 건도가 증가하는 구간이다. 따라서 P3-P4구간의 압력강하(Eq. 16)는 중력항(Eq. 17), 마찰항(Eq. 18), 가속도항(Eq. 19)을 모두 고려하여야 한다.

$$\Delta P_{34} = \Delta P_{34,g} + \Delta P_{34,f} + \Delta P_{34,a} \quad (16)$$

$$\Delta P_{34,g} = g \frac{l}{\nu_{fg} x} \ln\left(1 + x \left(\frac{\nu_{fg}}{\nu_f}\right)\right) \quad (17)$$

$$\Delta P_{34,f} = -\frac{2f G^2 \nu_f l_{two\ phase\ 34}}{Dx} \int_{x_3}^{x_4} \phi_{fo}^2 dx \quad (18)$$

$$\Delta P_{34,a} = -G^2(\nu_4 - \nu_3) \quad (19)$$

자연순환배관에서 탱크로 이어지는 4-1 구간에서는 열유입이 없는 단열이상유동구간이다. 따라서 압력강하(Eq. 20)는 마찰항(Eq. 21)으로만 이루어진다.

$$\Delta P_{41} = \Delta P_{41,f} \quad (20)$$

$$\Delta P_{41,f} = -\frac{2f G^2 \nu_f l_{two\ phase\ 41}}{Dx_{41}} \phi_{fo}^2(x_{41}) \quad (21)$$

Eq. 8~21을 종합하여 전체 압력강하를 구한다. 이 때 전체 압력강하의 합이 Eq. 22와 같이 0 이 되는 값을 반복을 통하여 도출하게 된다.

$$\Delta P_{12} + \Delta P_{23} + \Delta P_{34} + \Delta P_{41} = 0 \quad (22)$$

먼저 질량유량  $\dot{m}$ 을 가정하고 가열구간에서의 건도  $x$ 를 도출하게 된다. 도출된 건도  $x$ 와 가정한  $\dot{m}$ 을 통하여 Eq. 22를 만족하는지 확인하는

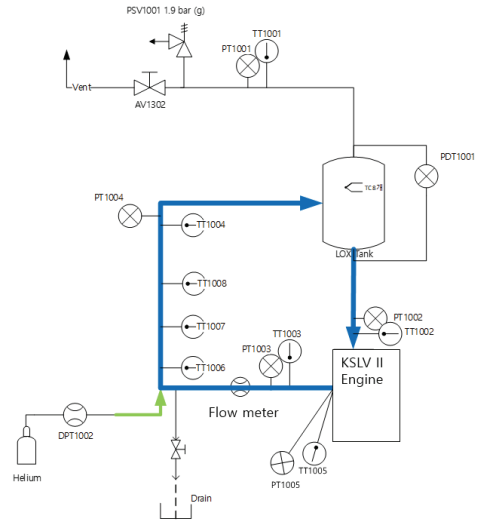


Fig. 3 Experimental setup for cryogenic natural circulation loop.

과정을 통하여 최종적인 자연순환유량  $\dot{m}$ 을 결정하게 된다.

### 3. 극저온 유체의 자연순환회로 시험

극저온 액체산소 자연순환회로의 온도, 압력, 유량을 확인, 그리고 모델 결과와 비교하기 위하여 실험을 진행하였다. Fig. 3에서 극저온 유체의 자연순환회로 실험장치의 개략도를 확인할 수 있다. 액체산소 탱크 하부에 직관을 설치하고, 엔진모사장치를 설치한다. 엔진모사장치는 실제 한국형발사체 75 tonf 엔진 구성 부품(터보 펌프, 고압유연배관, MOV (Main Oxygen Valve))을 설치하였으며, 액체산소를 가열하는 역할을 한다. 엔진모사장치에서 나온 유체는 수평관을 지나가, 수직상승한다. 수직상승 후에는 액체산소 탱크로 다시 들어가게 된다.

온도센서와 압력센서는 엔진모사장치 입출구에 설치하였고, 추가로 상승배관에도 설치하였다. 온도센서와 압력센서를 설치할 때에는 동일한 위치에 설치하여 그 위치에서의 유체의 건도

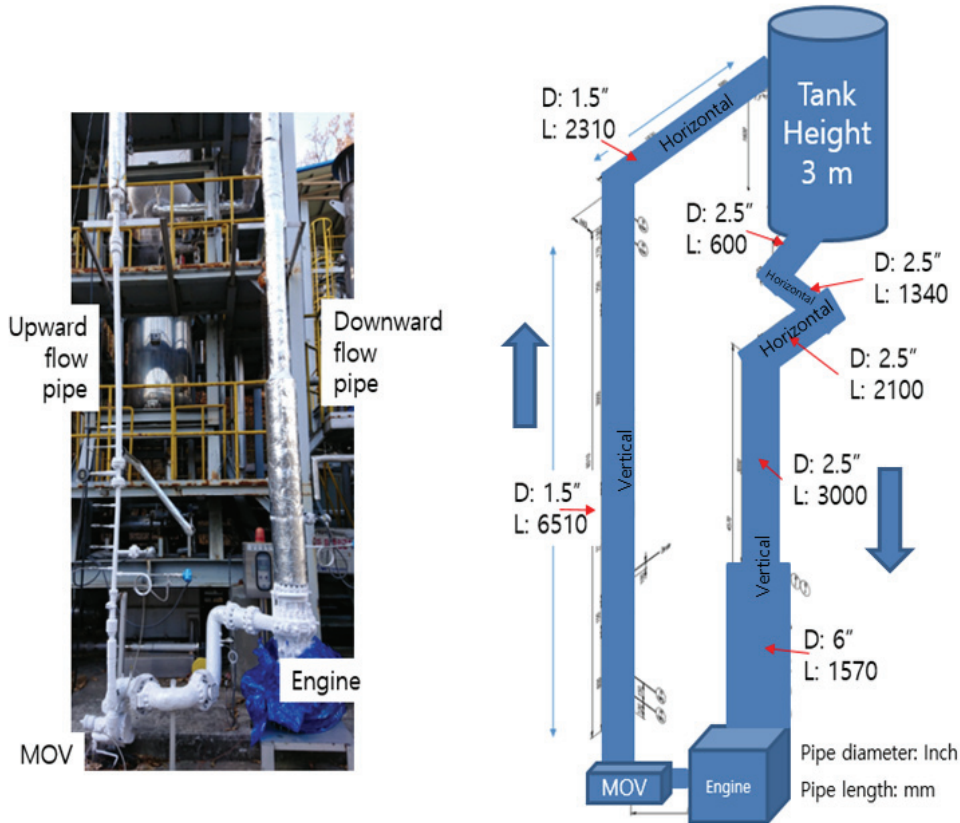


Fig. 4 Isometric drawing of the cryogenic natural circulation loop experimental setup and the photo of the experimental setup.

를 상대방정식으로부터 파악하기 쉽도록 하였다.

유량계는 부피측정유량계를 엔진모사장치 후단에 설치하였다. 측정값은 계측장치를 통하여 Labview로 관리하였다.

실험장치의 기하학적 정보는 Fig. 4에서 살펴볼 수 있다. 탱크의 위치와 배관의 내경/길이를 확인할 수 있다. 탱크에서부터 약 4.5 m 하강하고, 수직상승하는 길이는 6.5 m 이다. 배관은 모두 10 cm 두께의 고무발포단열재를 적용하여, 외부 열유입을 최소화하였다.

시험순서는 다음과 같다. 저장탱크에 액체산소를 일정레벨 충전 후, 대기한다. 엔진모사장치가 액체산소를 가열하게 되면, 자연순환회로에서 유량이 자연스럽게 관측된다. 회로에서의  $\Delta P=0$  를 만족하는 탱크 압력조건 또는 수위가 되면 자연스럽게 유량이 관측이 되기 시작한다. 저장

탱크의 충전 수위/압력 조정 이외의 회로에서의 인위적인 작동이 없으며, 자연스럽게 유량이 관측되는 것을 시험으로 확인할 수 있었다.

#### 4. 시험결과 및 해석결과와의 비교

Fig. 5에서는 극저온 액체산소 자연순환회로 실험 장치에서의 유동이 관측되기 전의 시동 압력/온도 특성을 확인할 수 있다. 자연순환 유량이 관측되기 되기 전, 탱크 충전이 완료되고, 탱크의 압력이 감소하는 구간의 특성을 관찰할 수 있다. 이때 온도가 주기적으로 상승 및 감소하는 경향을 관찰할 수 있다. 자연순환이 시작되지 않으면 Fig. 1처럼 배관내의 기포가 발생돼 액체산소가 순식간에 끓어오르는 가이저 효과(Geyser

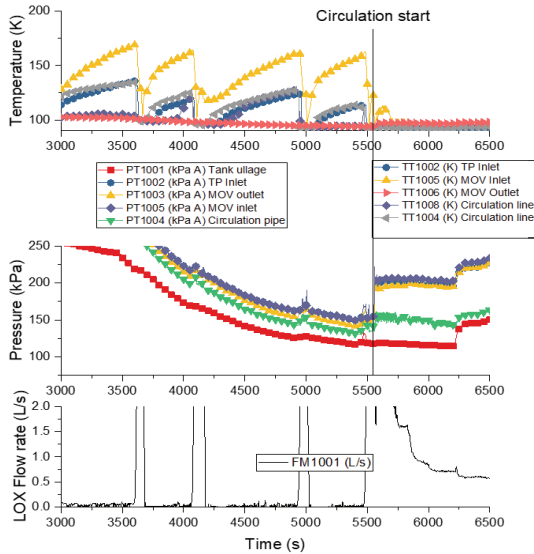


Fig. 5 Start up behavior of temperature, pressure and flow rate for cryogenic natural circulation loop.

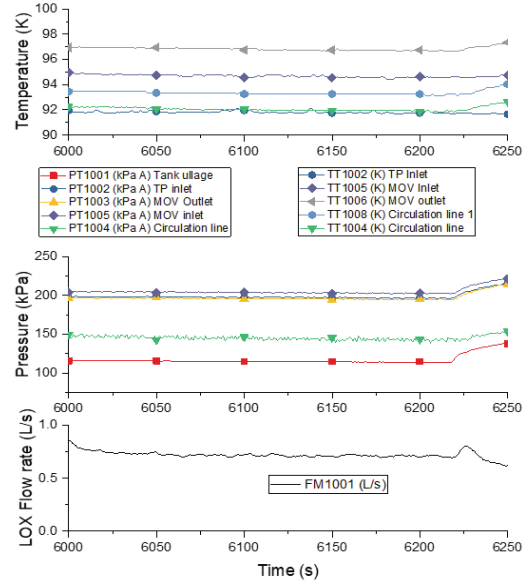


Fig. 6 Steady state behavior of temperature, pressure, and flow rate of the cryogenic natural circulation loop.

effect)가 발생한다. 즉 배관 내부에 기포가 쌓여 있다가 동시에 위로 상승하는 구간이 있으며, 이러한 현상 때문에 온도의 주기적 상승 및 하강 현상이 나타난다. 자연순환이 시작되기 전 압력은 자연순환회로 부분이 거의 일정한 압력을 나타내는 것으로 관찰되었다. 하지만 자연순환이 시작이 되면, 자연순환회로의 아랫부분에서 압력이 순간적으로 상승하는 것을 관찰할 수 있었다.

유량계에서 계속되는 값이 위에서 언급한 현상의 증거가 된다. 유량계의 값이 0 L/s를 나타내다가 가이저효과가 나타나면 순간적으로 높은 유량값을 계측한다. 이후 자연순환이 시작되는 시점 이후로부터는 일정한 유량값을 나타내는 것을 관찰할 수 있다. 정상상태 유량은 0.75 L/s의 값을 나타내는 것을 확인할 수 있었다. 이를 질량으로 환산하면 약 0.7 kg/s 이다.

Fig. 6은 정상상태에서의 자연순환회로의 온도/압력/유량 특성을 관찰할 수 있다. 자연순환회로가 일정하게 유동이 관찰이 되면 압력과 온도 또한 일정한 값을 나타내는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 7은 자연순환회로 위치에 따른 온도와 압력을 나타낸 그래프이다. 탱크하부로부터의 압력값은 자하중에 의한 값 130 kPa 을 나타낸다.

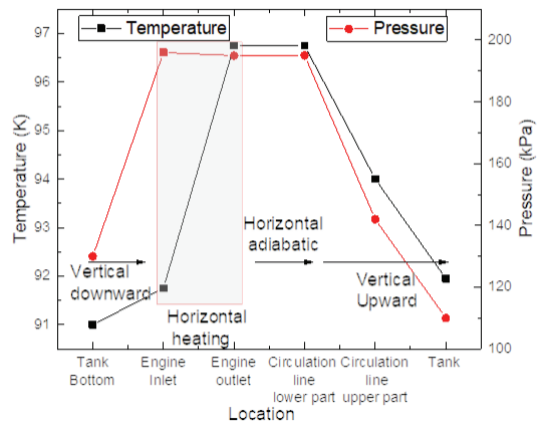


Fig. 7 Experimental results of pressure and temperature of natural circulation loop for different locations.

온도는 탱크 내부 유체의 온도와 비슷한 91 K 이다. 하지만 수직 하강하여 압력값은 중력항을 더하게 되어 약 190 kPa의 값을 나타내게 된다. 온도는 약간 상승하여 91.7 K의 값을 나타낸다. 즉 자연순환을 통하여 엔진 입구온도를 91.7 K으로 낮출 수 있었다. 자연순환이 되지 않으면 Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 엔진입구온도 (상

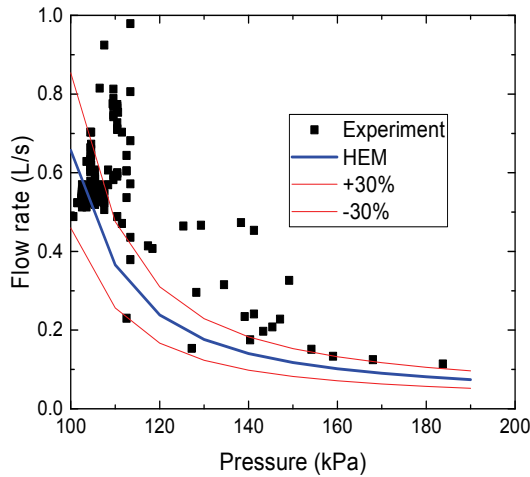


Fig. 8 Comparison of natural circulation flow rate between experiment and simulation results when increasing the tank pressure.

단 온도 그래프에 TT1002 값)가 100 K에서 150 K 사이를 요동치는 것을 비교할 수 있다. 엔진 입구에 91.7 K의 액체산소는 가열구간을 통과하면 온도는 190 kPa에서의 포화온도인 약 96.5 K으로 상승하게 된다. 가열구간은 수평구간으로 형성이 되어 있어, 압력의 큰 변화는 없지만 마찰 및 가속항으로 인한 손실로 인하여 엔진입구 보다는 약간 낮은 값을 나타낸다. 단열 수평구간에서는 온도의 변화는 관찰되지 않았고 아주 작은 압력강하가 계속되었다.

수직상승구간에서의 압력의 변화는 중력항이 감소하기 때문에 절대압력 계측값이 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 가열구간에서 액체산소는 포화상태를 가지는 유체가 되었으며, 상승하면서 압력이 낮아짐에 따라 온도 또한 감소하는 현상을 관찰할 수 있었다.

Fig. 4의 기하학적 정보를 이용하여, 자연순환 유량을 예측한 결과 0.79 kg/s의 값을 확인할 수 있었다. Fig. 6에서 계측된 자연순환유량이 약 0.7 kg/s이므로, 약 12% 오차가 있는 것으로 보인다.

Fig. 8에서는 탱크 압력에 따른 자연순환유량의 실험값을 확인할 수 있다. 탱크 압력이 증가할수록 순환유량이 감소함을 확인할 수 있다. 모

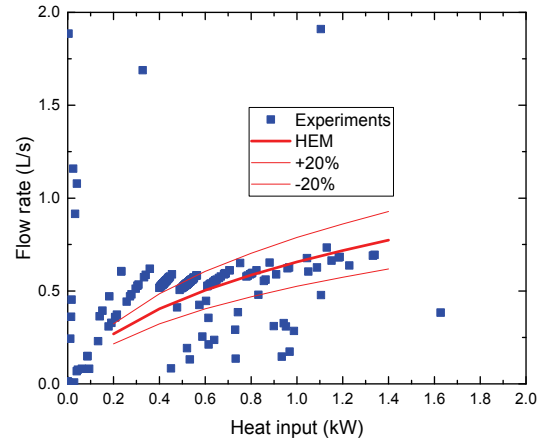


Fig. 9 Comparison of natural circulation flow rate between experiment and simulation results when heat input is varied.

델과의 비교 결과, 편차가 약 30% 정도 있음을 확인할 수 있었다.

자연순환실험장치는 실제 엔진 구성부품으로 열유입을 모사하였기 때문에 고정된 열유입을 나타낸다. 열유입이 변화할 때의 자연순환유량을 확인하기 위해, 추가실험을 진행하였다. 이 때 열유입의 변화를 위하여 열교환기를 설치하였다.

Fig. 9는 자연순환회로의 열유입과 순환유량의 관계를 나타낸 그래프이다. 열유입이 증가하면 순환유량도 증가함을 확인할 수 있다. 이 그래프에서 실험결과도 같이 확인할 수 있다. 모델과 실험 결과와의 비교 결과 약 20%의 편차가 있음을 확인할 수 있었다.

##### 5. 발사체 상단 가속구간 및 저중력구간 순환유량 예측

앞 장에서 극저온 유체의 자연순환 시험결과와 예측 결과의 비교를 통하여, 모델의 신뢰성을 확인하였다. 이를 통하여 한국형발사체 3단에서의 자연순환유량을 예측할 수 있다. 한국형발사체 3단의 높이는 약 3.5 m이며, 열유입이 작은 7-ton-f 엔진을 사용한다. 때문에 지상시험시설 및 75-ton-f 엔진을 장착한 한국형발사체 2단보



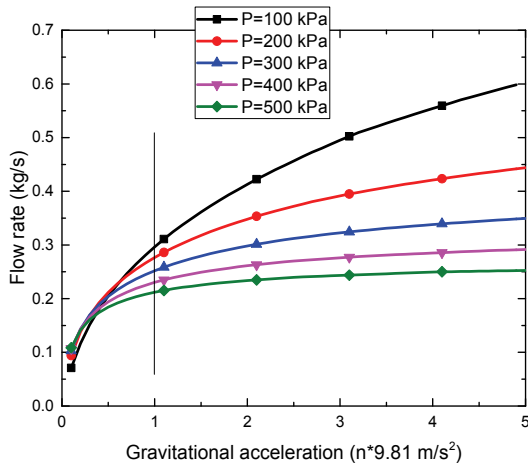


Fig. 10 Natural circulation flow rate change with the gravitational acceleration from 0.01 g to 5 g and the tank pressure 100-500 kPa.

다 낮은 약 0.3 kg/s의 순환유량을 나타낸다.

Fig. 10에서 중력가속도가 1g 이며, 산화제 탱크 압력이 100 kPa 일때의 순환유량 예측결과인 0.3 kg/s 를 확인할 수 있다.

한국형발사체 3단은 1단과 2단의 운용이 종료 될 때 까지 엔진 점화가 되지 않기 때문에, 1단과 2단이 운용이 되는 약 275초의 가속 구간에서 과냉각된 액체산소를 자연 순환으로 공급해주어야 한다.

중력가속도가 증가할수록 순환 유량이 증가하는 예측 결과를 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 탱크압력이 100 kPa로 유지되면, 중력가속도가 5g 가 될 시에는 약 2배의 순환유량인 0.6 kg/s가 예측되었다. 하지만 탱크 압력이 증가할수록 순환유량이 감소하는 결과를 확인할 수 있었다. 탱크압력이 400 kPa로 유지될 시에는 순환유량이 100 kPa 일 때보다 낮은 약 0.25 kg/s로 유지되며, 중력가속도가 증가하여도 순환유량의 급격한 증가는 확인할 수 없었다.

때문에 가속구간에서의 발사체 상단의 원할한 엔진냉각을 위해서는 산화제 탱크 압력을 100 kPa에 가깝게 유지하는 것이 순환유량을 증가시키기에 유리하다고 판단된다.

발사체 상단이 저중력 구간에 있을 때를 가정

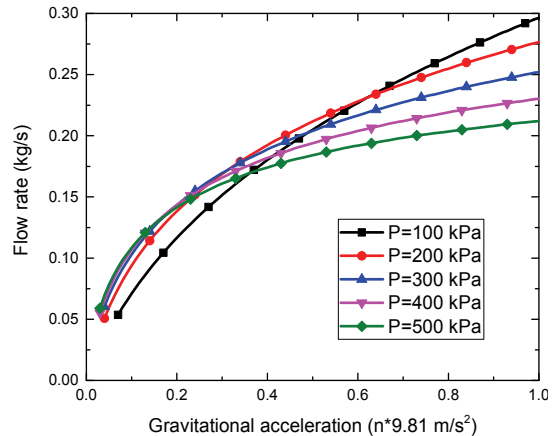


Fig. 11 Natural circulation flow rate change with the gravitational acceleration variation from 0.01 g to 1 g and the tank pressure from 100 to 500 kPa.

하여, 저중력 구간에서의 순환유량을 예측해보았다. 이는 추후 발사체 상단이 재점화가 가능한 시점에서의 상황을 가정한 것이다.

Fig. 11은 저중력 구간에서의 순환유량을 예측한 결과이다. 중력가속도가 0에 가까워질수록 자연순환유량이 감소하는 결과를 확인할 수 있다. 중력가속도가 0.6g 까지 감소했을때는 탱크압력이 100 kPa 로 유지하는 것이 순환유량을 최고로 유지할 수 있지만, 0.6g 이하로 중력가속도가 감소할 시에는 탱크 압력을 증가시키는 것이 자연순환유량을 최대한으로 유지할 수 있는 방법을 확인할 수 있다. 중력가속도가 약 0.2g 까지 감소한 경우에는 탱크압력을 500 kPa까지 증가시켜 최대 순환유량인 0.13 kg/s를 유지할 수 있음을 확인할 수 있었다. 중력가속도가 1g 이하 일 시에는 중력가속도에 따라 탱크 압력을 적절히 변화시켜 자연순환 유량을 조절 가능함을 확인할 수 있었다.

## 6. 결 론

한국형발사체는 극저온 액체산소가 산화제로 사용이 된다. 시동 전 부품 냉각 및 점화 후 액

체산소의 원활한 공급을 위하여 자연순환회로가 발사체에 구성된다. 자연순환회로는 유체의 밀도 차이로 인한 추진력이 생긴다. 유체의 밀도차이는 과냉각된 유체를 포화상태로 가열하여 생성된다. 자연순환회로의 압력강하가  $\Delta P=0$  인 지점에서 자연순환유량이 결정된다. 이를 확인하기 위하여 극저온 자연순환회로 시험장치를 구성하여 압력/온도/유량을 계측하였다. 자연순환회로의 시작 동적 특성과 정상상태의 특성을 관찰하였으며, 정상상태의 특성은 계산결과와 비교하였다. 극저온 자연순환회로에 상온 자연순환회로 해석법이 적용가능하였으며, 이상균질유동모델로의 자연순환유량을 예측하였을 때 정상상태 유량은 실험과 약 12% 오차가 있음을 확인하였다. 이를 토대로 발사체 상단에서의 자연순환유량을 예측하였으며, 가속 구간 및 저중력 구간에서의 유량을 확인하였다. 가속구간에서는 탱크 압력을 100 kPa 부근으로 유지시키는 것이 엔진냉각을 위한 순환유량 증가에 유리하였으며, 저중력 구간에서는 중력가속도의 정도에 따라 탱크 압력을 증가시켜 순환유량을 최대로 유지할 수 있음을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 한국형발사체개발사업의 지원을 받아 진행되었습니다.

## References

1. Jung, Y.S., Lim, S.H., Cho, G.S., and Oh, S.H., "Overview of the Propulsion System for KSLV-II," *The Korean Society for Aero-nautical & Space Sciences Conference*, Jeju, Korea, pp. 269-275, 2012.
2. Kim, J.C., Ha, K.S., Park, R.J., Kim, S.B., and Hong, S.W., "Loop Analysis of a Natural Circulation Two-phase Flow under an External Reactor Vessel Cooling," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Vol. 35, Issue 8, pp. 1001-1006, 2008.
3. Ha, K., Cheung, F.B., Song, J., Park, R.J., and Kim, S.B., "Prediction of Boiling-Induced Natural-Circulation Flow in Engineered Cooling Channels," *Nuclear Technology*, Vol. 181, Issue 1, p. 196-207, 2013.
4. Ha, K.S., Cheung, F.B., Park, R.J. and Kim, S.B., "Evaluations of Two-phase Natural Circulation Flow Induced in the Reactor Vessel Annular Gap under ERVC Conditions," *Nuclear Engineering and Design*, Vol. 253, pp. 114-124, 2012.
5. Trucks, H.F. and Randolph, W.O., "Analytical and Experimental Investigation of Thermal and Helium Lift-Pumping Recirculation Systems," *Advances in Cryogenic Engineering*, Vol. 10, pp. 341-352, 1965.
6. Kwon, O.S., Cho, N.K., Jeong, Y.G., and Cho, I.H., "Performance Analysis and Design Factor of Recirculation Pipe for LOX Conditioning," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 4, No. 1, pp. 196-202, 2005.
7. Gartia, M.R., Vijayan, P.K., and Pilkhwal, D.S., "A Generalized Flow Correlation for Two-phase Natural Circulation Loops," *Nuclear Engineering and Design*, Vol. 236, Issue 17, pp. 1800-1809, 2006.
8. Rao, N.M., Sekhar, C.C., Maiti, B., and Das, P.K., "Steady-state Performance of a Two-phase Natural Circulation Loop," *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Vol. 33, Issue 8, pp. 1042-1052, 2006.