

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.3.119>

## 액체로켓엔진 산화제 공급부 냉각과정 고찰

조남경<sup>a,\*</sup> · 서대반<sup>a</sup> · 유병일<sup>a</sup> · 김승한<sup>a</sup> · 한영민<sup>a</sup>

# Investigation on Chilling Procedure for LOX Supply System for Liquid Rocket Engine

Nam-Kyung Cho<sup>a,\*</sup> · Dae-Bahn Seo<sup>a</sup> · Byung-Il Yoo<sup>a</sup> · Seong-Han Kim<sup>a</sup> · Yeoung-Min Han<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Engine Test & Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: cho@kari.re.kr

### ABSTRACT

For rockets using cryogenic liquid hydrogen or liquid oxygen, chilling is required to avoid cavitation and surge problems. Chilling is categorized by the initial chilling/filling stage and the low-temperature maintenance stage. In addition, to improve satellite insertion capability, a multi-ignition capability is required and accordingly chilling to prepare for the next ignition during low-gravity coasting is also required. This paper describes the overall aspects of filling and low temperature maintain marinating for the booster and the upper stage engine including chilling for multi-ignition.

### 초 록

극저온 액체산소나 액체수소를 사용하는 액체로켓 엔진은 냉각이 충분하지 않을 경우 펌프 인입부에서 의 케비테이션과 연소기 메니폴드부에서의 급격한 기화에 의한 서지 현상이 발생할 수 있다. 극저온 추진제 사용을 위한 냉각은 유로의 충전을 위한 냉각/충전단계와 충전 후 온도유지 단계로 구분된다. 발사체의 위성투입 능력 향상을 위해서는 상단엔진의 다점화 기능이 필요하며 다점화를 위해서는 무추력 구간 중 다음 시동을 위한 냉각이 수행되어야 한다. 본 연구에서는 지상에서의 엔진의 냉각/충전 및 온도유지, 그리고 상단 엔진이 1차 점화하기 위한 냉각과 무추력 구간에서의 냉각유지, 그리고 다점화를 위한 냉각에 대해 논의한다.

Key Words: Chilling(냉각), Cryogenic(극저온), LOX(액체산소), Re-circulation(재순환), Drain(배출), Filling stage(충전단계), Cavitation(케비테이션), Multi-ignition(다점화)

### 1. 서 론

지가 필요하다. 특히 터보펌프와 같은 고속회전 부가 있는 경우, 냉각이 충분히 되지 않는다면 펌프 블레이드의 입구부에서 기포가 발생하게 되고 블레이드를 지나 압축이 되면서 다시 액화되어 부피가 약 1/1000로 축소됨으로 인해 블레이드가 손상되는 캐비테이션(cavitation) 현상이 발생하게 된다.

냉각이 필요한 다른 이유는 추진제의 서지(surge) 문제이다. 냉각이 충분하지 못할 경우 극저온 추진제가 매니폴드(manifold)로 유입되면서 증발되어 유로 압력이 상승하며, 이로 인해 후류 액체산소의 유입이 지연되는 서지(surge)가 발생한다. 서지가 발생하면 점화가 지연되어 추진제가 추력에 기여 없이 소모되는 문제가 있다[1].

냉각 초기 공급한 액체는 전량 기화된 상태로 벤트(vent)부까지 이동하면서 점차로 배관을 냉각시킨다. 냉각이 진행됨에 따라 액체의 침투 깊이가 점차적으로 깊어지게 되며 이상유동(two phase flow)을 거쳐 단상 액체로 충전된다. 이때 터보펌프의 회전에 의해 기포가 발생하지 않는 온도까지 이르게 하려면 충분한 과냉각 여유를 가져야 한다[2].

극저온 공급계통 냉각에 있어 압력을 낮추어 증발을 촉진하게 하는 단계가 있는 반면, 압력을 높여서 액체상태가 되게 하여 냉각을 촉진해야 하는 경우가 있다. 극저온 추진제는 연소기까지 이르는 과정에서 기포를 포함하지 않아야 하며, 이러한 기화 현상은 해당 공급압력이 Fig. 1에서 제시한 액체와 기체의 구분이 없게 되는 임계압력(critical pressure, 산소의 경우 50.8 bar, -19.4 °C)에 이를 때까지 주의가 필요하다[2].

우주발사체 상단엔진은 다점화 기능이 구비되어 있으면 위성 투입 능력이 향상된다. 예를 들어 호만전이궤도를 사용하여 위성을 최종궤도로 진입할 때, 대기궤도에서 전이궤도로, 전이궤도에서 목적하는 최종궤도에 진입하게 되는데 적어도 각 단계에서 1~2회씩 추력이 필요하다[3].

또한 최근 Space X사는 1단이나 2단의 엔진을 회수하여 재사용하고 있다. 이는 각 단의 임무 종료 후 엔진을 재점화하여 다시 이륙장소에 착륙한다는 개념을 가진다. 이러한 재사용 기술이

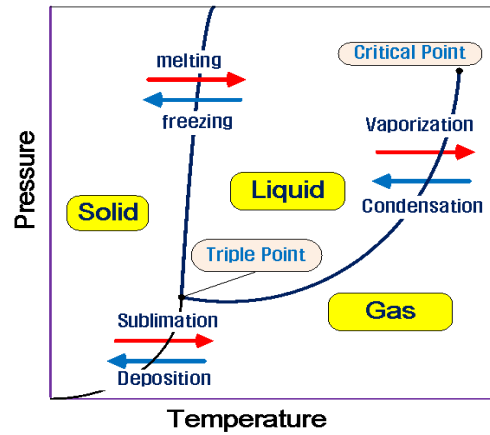


Fig. 1 Phase Diagram.

성공적으로 정립된다면 비용 면에서 많은 장점이 있다[3].

본 논문에서는 액체산소 공급시스템의 냉각방법과 저온 온도 유지특성, 관련된 냉각 하드웨어를 소개함으로써 액체산소 냉각 시스템의 전반적인 내용을 제시함을 목적으로 한다. 또한 지상 냉각 및 엔진이 상단에서 점화하기 위한 냉각과 무추력 구간에서의 냉각유지, 재점화를 위한 냉각에 대해 논의한다.

## 2. 액체로켓 엔진 냉각이론

### 2.1 액체추진제 냉각과 관련된 운용단계

냉각과 관련된 운용단계는 크게 극저온 액체로 충전하기 위한 냉각/충전단계와 충전 후 온도유지 단계로 구분된다.

### 2.2 냉각/충전단계

냉각/충전단계의 목적은 극저온 액체산소나 액체수소로 공급계통을 충전하는 것이다. 초기에 모든 액체가 증발되어 기체가 되며 이상유동(two phase flow) 단계를 거쳐 단상 액체로 충전된다. Fig. 2의 냉각곡선을 보면 벽면온도 즉 냉각 경로의 내벽온도(inner wall temperature)  $T_w$ 와 유체의 압력에 해당하는 포화온도  $T_{sat}$ 의 차이인  $\Delta T_{excess} (= T_w - T_{sat})$ 에 의해 냉각량이 결

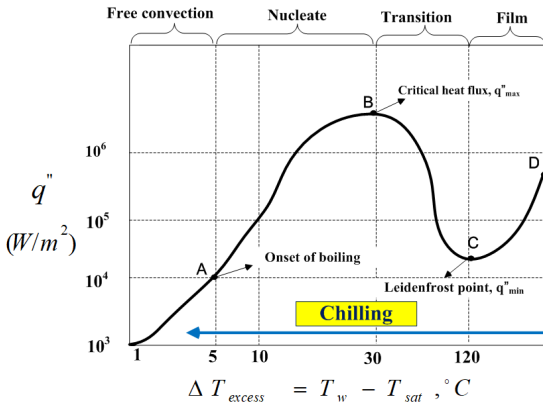


Fig. 2 Two phase flow chilling curve.

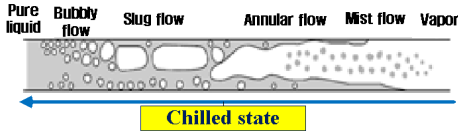


Fig. 3 Two phase flow pattern for chilling.

정된다[2]. 냉각은 1차적으로 D점부터 시작하고 C점까지 냉각이 진행된다. D점의 영역은 벽면온도와 유체온도의 차이가 크기 때문에 유체 유입 즉시 증발이 되어 기체 막(film)이 벽 근처에 형성되게 된다. C점부터는 액체가 벽에 접촉을 하기 때문에 냉각량이 크게 증가하여 B점의 최대 냉각량까지 커지게 된다. 이 때 내벽에 대한 급속한 냉각이 이루어진다. 빠른 냉각을 위해서는 냉각량이 최대가 되는 B점 근처( $\Delta T_{excess} = 30\text{ }^\circ\text{C}$ ) 정도가 유지될 필요가 있다. B점부터는 기포가 덩어리로 존재하는 영역이고 A점 이하에서는 기포의 양이 적어서 뭉치지 않고 독립된 형태로 존재하며,  $\Delta T_{excess}$ 가 적을 때는 순수한 액체 상태에 가깝게 된다.

Fig. 3의 냉각시 유동패턴과 메칭시켜 보면 보면 Fig. 2의 D점은 전량 기화된 증기로 볼 수 있고, D에서 C점까지는 액적을 일부 포함하는 mist flow이고, C에서 B까지는 벽에 접촉하는 액체의 양이 점차로 늘어나는 mist flow에서 annular flow로 변화하는 과정으로 볼 수 있다.

Fig. 2의 A점은 액체에 일부 기포를 포함하는

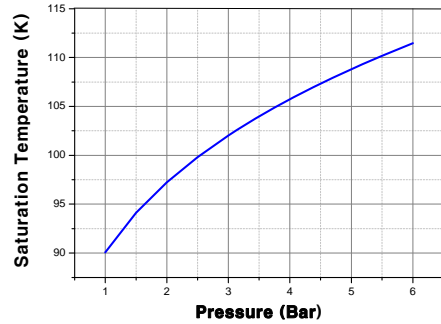


Fig. 4 Saturation curve according to pressure of Liquid Oxygen.

기포류(Bubbly flow)의 시작부로 볼 수 있다[4]. 기포류보다  $\Delta T_{excess}$ 가 적을 경우에는 순수 액체로 근접함을 볼 수 있다.

냉각특성을 결정하는 인자는 Fig. 2의  $\Delta T_{excess}$ ( $=T_w - T_{sat}$ )이며 벽면온도  $T_w$ 와 포화온도  $T_{sat}$ 과 관련이 된다. 여기서 벽면온도  $T_w$ 는 극저온 액체가 접촉하기 전의 선냉각에 관계된다. 열전달량이 급격하게 커지게 되는 시점은 Fig. 2, 3에서 보듯이 기체가 벽면에 접촉하는 film boiling영역에서 액체가 벽면에 접촉하는 annular flow로 전환되는 시점이다[4].

유체의 포화온도  $T_{sat}$ 는 액체가 생기기 시작하는 온도로서 공급 압력에 직접적인 영향을 받는다. 일반적으로 추진제 정격 가압압력은 미리 설정된다. 시험운용 시 점화 시퀀스 상 최종적으로는 정격 가압압력으로 운용 하지만 점화 시퀀스 이전 냉각과정 중에는 압력을 정격보다 높이거나 낮추면서 운용된다.

산소의 물성치에서 얻어지는 산소의 포화온도  $T_{sat}$ 는 Fig. 4와 같이 공급압력에 따라 정해진다. 포화온도는 기화가 시작되는 점을 의미하므로 압력에 따라 기포가 벽면을 닿을 수도 있고 액체가 벽면에 닿을 수도 있다. 액체가 벽면에 닿을수록 냉각량이 급속하게 커지므로 냉각을 위해서는 높은 압력이 유리하다. 반면 압력이 높다는 것은 공급 유량이 큰 것을 의미하므로 어느 정도 선 냉각이 되어 있지 않은 경우 기체의 급격한 증발에 의한 서지(surge)가 발생하여 추진

제의 연속적 유입을 방해하고 진동을 발생시킬 수 있다[1].

2.3 냉각 및 충전 절차

Fig. 5는 액체수소 라인 냉각의 예를 보여주며 액체산소나 액체메탄 등 극저온 추진제의 냉각 과정에도 적용될 수 있다[5]. 시동 전 2hour 전부터 냉각을 시작하여 99 min 전까지는 저압으로 냉각하고, 99 min부터는 압력을 실제 운용 압력보다 0.5 bar 높게 액체수소를 공급하여 냉각한다. 이후 45 min 전부터 5-6 min간은 운용 압력보다 0.8-0.9 bar 이상 올려서 냉각한다. 이후 운용압력을 유지하여 공급하고 운용압력보다 낮은 압력으로 유지하다가 운용압력으로 올려서 연소시험에 들어가는 과정이다[5]. 요약하면 저압 선냉각(1.8 bar)과 몇 단계의 고압냉각(3.6 bar - 4.1 bar), 정격 운용압 및 압력저감 냉각(2.7 bar)을 거쳐서 3.1 bar의 정격 운용압으로 점화한다. 초기에 운용압력을 낮게 하는 것은 증발 냉각을 촉진시키는 것이며, 이후 운용압력을 높이는 것은 기포의 액화를 촉진함으로써 냉각을 위한 열전달을 향상시키는 효과가 있다.

Fig. 2의 냉각곡선을 참고하면 운용압력을 높이는 것은  $T_{sat}$ 을 높이는 것이고, 따라서  $\Delta T_{excess}$ 를 적게 하는 것이므로 냉각량(그래프의 y축 열전달량을 높임)을 증가시키는 것이며 보다 빨리 목표 영역인 B점의 nucleate boiling에 이르게 할 수 있다.

엔진 냉각을 위해서는 액체산소가 충분히 흘러야 하는데 이를 위한 드레인 밸브 사이즈가 적어서 냉각을 위한 유동이 충분하지 않을 경우 운용압력을 높여  $\Delta T_{excess}$ 를 적게 하는 방안을 고려할 수 있다.

2.4 충전 후 온도유지

액체산소로 유로를 채운 후에도 외부로부터의 열전달에 의해 액체산소의 온도가 지속적으로 높아지게 된다. 따라서 온도상승을 방지할 수 있는 방법이 마련이 되어야 한다. 이러한 방법에는 재순환 방법과 배출시키는 방법으로 나눌 수

다. 두 방법 모두 탱크의 상대적으로 차가운 산소가 온도가 높아진 액체산소를 대체하는 방법이다. 차가운 액체산소는 탱크에서 대기압 벤트 상태를 유지할 경우 지속적으로 공급할 수 있다.

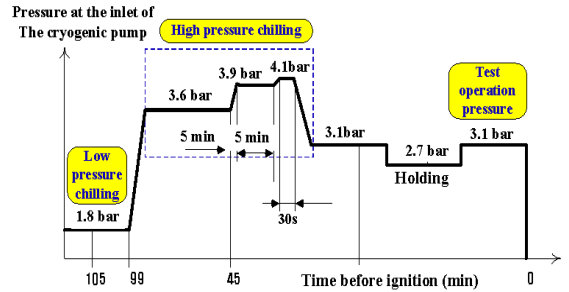


Fig. 5 Cooling profile of Cryogenic Engine (Kitshe, W., 2009, p.28).

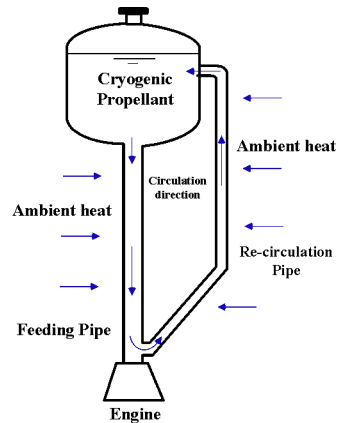


Fig. 6 Re-circulation of LOX.

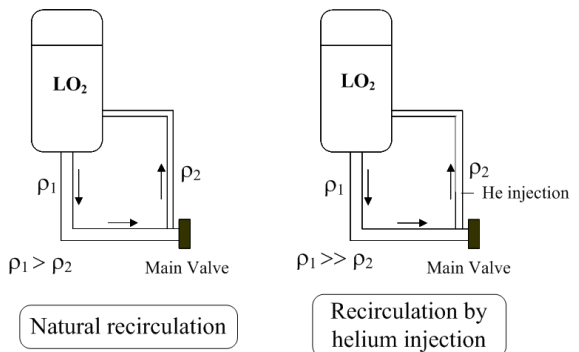


Fig. 7 Comparison of two re-circulation method.

2.4.1 재순환 방법

Fig. 6에 재순환에 의한 온도유지 방법을 도시하였다. 대기로부터의 열투입에 의해 데워진 액체산소가 밀도감소로 인해 탱크로 상승하고 탱크의 차가운 산소가 공급이 되게 한다.

탱크 내 액체산소는 표면에서 증발하여 차가운 부분이 아래로 내려오게 되고 이것이 터보펌프 유입부로 공급이 되게 하고 데워진 액체산소는 탱크로 유입되게 한다[6].

재순환 방법은 Fig. 7과 같이 자연재순환과 헬륨 분사에 의해 재순환을 촉진시키는 헬륨분사 재순환으로 나눌 수 있다.



Fig. 8 Drain method.

2.4.2 배출방법

Fig. 8에 배출 방식 냉각방법을 도시하였다. 배출방법은 배출에 의해 데워진 액체산소를 제거하고 보다 차가운 액체산소가 터보펌프 전단으로 들어오게 하는 것이다. 추진제를 소모하는 문제가 있으나 자연대류에 의존하는 재순환 방법에 비해 냉각 효과가 좋은 것으로 알려져 있다[5].

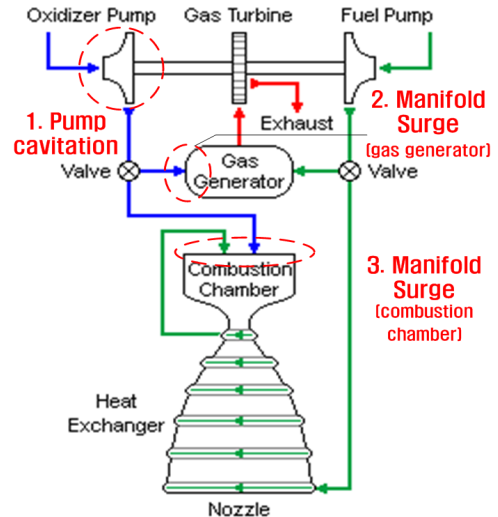


Fig. 9 Chilling parts of cryogenic engine with gas generator open cycle.

3. 엔진 형태에 따른 냉각방법

3.1 가스발생기 방식 개방형 엔진의 냉각

Fig. 9에 가스발생기 방식 개방형 엔진의 냉각이 필요한 부분을 도시하였다. 엔진 냉각은 크게 연소기로 들어가는 산화제 주밸브(main oxygen valve)의 전단 냉각과 산화제 주밸브 후단 냉각으로 나눌 수 있다. 산화제 주밸브 전단의 냉각은 터보펌프에 대한 충분한 냉각을 통해 캐비테이션(cavitation) 방지를 목적으로 한다. 주 산화제 유입밸브(차단밸브)는 드레인(drain) 기능이 있어서 액체산소가 터보펌프 냉각을 위해 흐른 후에 배출되게 한다.

주밸브 후단 냉각은 가스발생기나 연소기의 매니폴드 냉각에 관계되는 부분으로서 점화 시 발생하는 서지를 방지하기 위한 목적으로 수행된다. 일반적으로 매니폴드 냉각은 짧게 수행되는데 이는 냉각을 하면서 유입되는 추진제는 연

소실에 축적되어 점화과정에 영향을 미칠 수 있기 때문이다[5].

3.2 다단연소사이클 엔진의 냉각

Fig. 10은 다단연소사이클 엔진의 냉각 방법을 개략적으로 보여준다. 점화가 되기 이전까지 터보펌프 전단의 액체가 데워지면 탱크부로 올라가고 다시 차가운 액체산소가 유입되는 순환 루프를 형성한다. 이후 터보펌프가 회전하기 시작하면 재순환에 의한 온도제어가 중단이 되고, 높

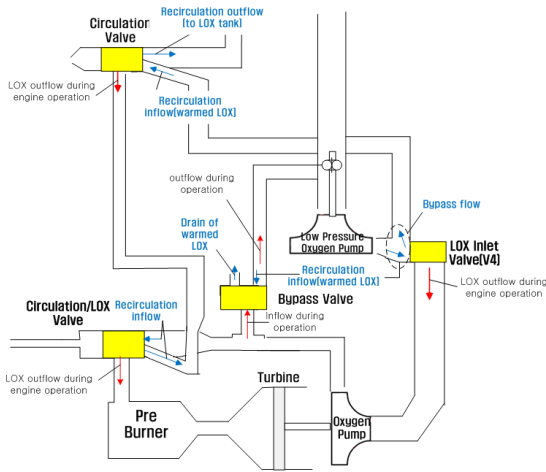


Fig. 10 Chilling of staged combustion cycle engine by recirculation.

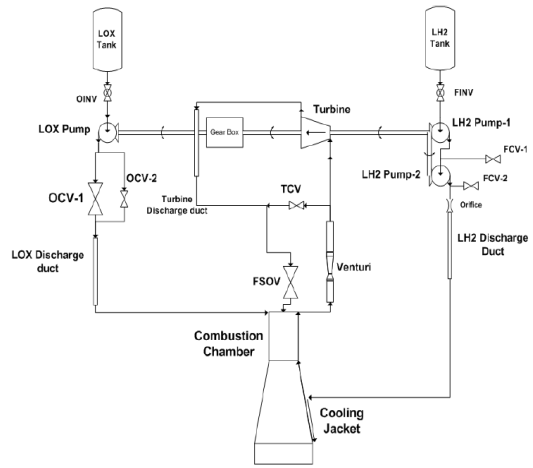


Fig. 11 Schematics of RL10A-3-3A engine (Matteo, F. D., 2011, p.5).

은 압력의 초임계상태의 추진제가 가스발생기(예 연소기)와 주연소기에 공급되게 된다. 지상에서 점화되기 직전에는 일부의 액체산소를 배출하고 새로운 액체산소가 채우게 함으로서 터보펌프 전단의 액체산소 온도를 유지한다[6.7].

3.3 팽창형 사이클 엔진의 냉각

Fig. 11은 팽창형 사이클인 RL-10A-3-3A 엔진으로서 액체산소의 경우 유량조절이 되는 OCV-1 밸브를 통하여 냉각 액체산소가 연소실로 유입되며 터보펌프 냉각과 매니폴드 냉각이 함께 수행된다[8]. 액체수소는 터보펌프 후단에서 FCV를 통하여 배출된다. 따라서 액체산소와 액체수소는 냉각과정에서 접촉하지 않는다. 연료가 연소실로 유입되기 직전까지 액체산소가 부분적으로 개방된 OCV 밸브를 통해 연소실로 유입되고, 연료인 액체수소는 FCV 1, FCV2를 통해 배출되어 냉각이 이루어진다[5]

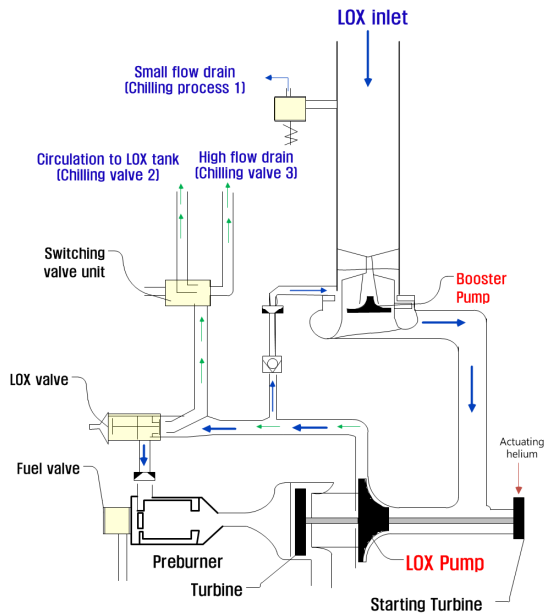


Fig. 12 Chilling schematics of liquid rocket engine.

4. 다점화를 위한 상단 엔진 냉각방법

4.1 지상충전 및 냉각

엔진 냉각은 탱크 냉각/충전과 동시에 수행된다. 탱크 냉각 및 충전 시에는 Fig. 12에 제시된

엔진의 소유량(small flow) 배출밸브와 대유량(high flow drain) 배출밸브를 개방하여 냉각을 한다. 배출을 통해 탱크에 있는 액체산소가 엔진부로 유입되게 함과 아울러서 압력을 낮춤으로서 증발냉각이 발생하게 하여 유로 및 펌프의 온도를 낮추는 것이다. 어느 정도의 액체산소가

탱크에 충전되어 수위가 형성되면 두 종류의 배출 밸브를 닫고 자연대류에 의한 재순환에 의해 온도를 유지한다[7].

#### 4.2 상단의 1차 시동을 위한 냉각

상단의 1차 점화를 위한 냉각을 위해, 재순환에 의해 온도를 유지하다가 점화하기 3 sec 전에 Fig. 12의 switching valve의 대유량 배출 밸브를 개방하여 냉각한다. 이 때 상단의 외부는 진공이므로 배출된 액체산소는 진공에 노출되어 활발한 증발이 발생한다. 이로 인해 유로와 터보펌프 전단의 액체산소의 온도가 낮아지게 된다. 아울러 후 시동 터빈이 헬륨에 의해 회전하면 부스터펌프가 회전하게 되므로 터보펌프 전단의 압력이 높아지게 된다.

즉 예연소기 가스에 의해 터빈이 구동하는 설계점 터보펌프 회전수가 되기 전에, 전단압력이 부스터펌프에 의해 높아지고, 냉각된 액체산소가 유입되는 상태로(터보펌프 전단 온도는 낮고 압력은 높아짐) 펌프의 cavitation 가능성이 충분히 낮추어진 상태로 점화가 되게 한다.

#### 4.3 재점화를 위한 엔진의 냉각

1차 연소가 종료되고 2차 점화를 위한 냉각은 3단계로 진행된다.

첫 번째 단계로, Fig. 12의 소유량 배출밸브를 이용하여 소유량으로 액체산소를 배출한다. 배출된 액체산소는 외부의 저진공 환경 하에서 증발됨으로 유로가 냉각된다. 이 때 터보펌프 표면온도가 140 K 이상이면 소유량 배출 밸브를 열어서 계속 액체산소를 배출하여 냉각하고 140 K 이하가 되면 밸브를 닫는다. 즉 터보펌프 표면온도 계속치로서 온도를 피드백 제어한다. 이 방식은 2차 연소를 위한 재점화를 시간이 1,000 sec 이상 남았을 때 적용된다.

두 번째 단계는 재점화가 100 sec가 남은 시점부터 적용하며 소유량 배출밸브를 계속 열어놓는다. 액체산소가 계속적으로 배출되고 진공에서 증발함으로서 유로의 액체산소 온도가 지속적으로 떨어진다.

세 번째 단계는 점화 3 sec 전에 액체산소 유

입밸브와 대유량 배출밸브를 개방하여 액체산소를 배출한다. 이 때 탱크로부터의 액체산소가 지속적으로 터보펌프 전단으로 유입되고 진공 중에 대용량의 산소를 배출함으로 유로의 액체산소 온도가 계속적으로 낮아진다.

이 후에 시동터빈에 의해 펌프와 부스터펌프가 회전하면 부스터펌프에 의해 터보펌프 전단 압력이 상승하게 되고 온도가 충분히 냉각된 액체산소가 터보펌프로 유입되어 cavitation 없는 운용이 가능하다[8].

## 5. 요 약

극저온 추진제를 사용하는 액체로켓 추진기관의 냉각은, 초기 극저온 액체로 대상 유로의 충전을 위한 충전단계와 충전 후 온도 유지단계로 구분된다. 충전단계에서 액체로의 충전은 이상유동(two phase flow) 현상과 관계되며 충전 후 온도유지 단계는 밀도차에 의한 재순환과 배출에 의존한다. 본 연구에서 액체로켓 추진기관의 극저온 추진제 충전단계와 충전 후 온도 유지단계에 대한 전반적 내용을 소개하였다.

또한 지상냉각 및 엔진이 상단에서 점화하기 위한 냉각과 무추력 구간에서의 냉각유지, 재점화를 위한 냉각에 대해 논의하였다.

## References

1. Deepak, K.A. and Gagan A., "Pressure surge during cryogenic feeding chilldown process," *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, Vol. 8, No. 1/011005, pp. 1082-1091, 2015.
2. Dr. Jacob, and N. Chung, "Two Phase Flow Characteristics and Boiling Heat Transfer Rates During Cryogenic Chilldown and Transport in Reduced Gravity", NASA CR-2008-215440/PART3, 2008.

3. Chung, K. S., *Rocket Science 1*, 1st ed., Ji-Sung Sa, Seoul, Korea, Ch. 5, 2014.
4. Delil, A.A.M., "Microgravity two-phase flow and heat transfer," *NLR-TP-99429*, 1999.
5. Kitshe, W. *Operation of a Cryogenic Rocket Engine*, Springer, New York, U.S.A., 1st edition, Ch. 4, 2009.
6. Agrawal, G., Brennan, J. A., Brentari, E. G., Smith, R. V., Steward, W. G. , "Mathematical Modeling of Cryogenic Feedline Chilldown Process," *Proceedings of the 22nd National and 11th International ISHMT-ASME Heat and Mass Transfer Conference*, IIT Kharagpur, India, pp.28-31, Dec. 2013.
7. Brennan, J. A., "Cooldown of Cryogenic Transfer Lines: an Experimental Report," *NBS (now NIST) Report 9264*, Nov. 1966.
8. Matteo, F. D., Rosa, M. D., Onofri, M., "Start-up transient simulation of liquid rocket," *47th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, U.S.A., AIAA 2011-6032, Jul. 2011.