

# 발사대 극저온 추진제 온도조절 시스템

유병일\* · 박순영\* · 박편구\* · 김지훈\*

## Temperature Control System of Cryogenic Propellant for Launch Complex

Byungil Yu\* · Soonyoung Park\* · Pyungu Park\* · Jihoon Kim\*

### ABSTRACT

In launch process, propellants should be supplied with established temperature range for engine normal operation. In order to satisfy this temperature condition, propellant feeding systems should be considered some effects during operation. This paper studied liquid oxygen filling system operation process and cooling method of liquid oxygen during launch process.

### 초 록

발사 전 발사체에 공급되는 추진제는 엔진의 정상작동을 위해 설정된 추진제 온도범위 내로 공급되어야 하며, 이는 발사체 공급계 시스템 내에서의 온도변화도 고려되어 발사 전 지상공급시스템 운용 절차에 반영된다. 본 논문에서는 나로호 발사대 액체산소 충전시스템의 액체산소 충전 온도 제어를 위한 시스템 운용절차와 액체산소 냉각방법에 대해 고찰한다.

Key Words: Propulsion System(추진기관), LOX(액체산소), Propellant(추진제), Cryogenic(극저온), Liquid Oxygen Filling System(액체산소 공급 시스템)

### 1. 서 론

극저온 추진제를 사용하는 발사체는 발사 전 지상지원설비로부터 시간별, 단계별로 까다로운 온도 조건을 요구한다. 액체산소를 산화제로 사용하는 나로호의 경우 충전 및 대기모드 등 각 단계별로 2 - 4K 이내의 공급온도 조건을 요구하며 산화제 공급시스템은 이러한 요구조건을

만족시키기 위해 액체산소의 저장에서부터 최종 공급이 끝날 때까지 다양한 방법으로 이를 만족시킨다. 본 논문은 이러한 까다로운 요구조건을 만족시키기 위한 액체산소 공급 시스템의 운용 방법 및 이를 위해 사용된 냉각시스템 운용 절차를 기술한다.

### 2. 시스템 운용 기술

2.1 액체산소 저장 및 발사 운용 준비

\* 한국항공우주연구원 한국형발사체 개발사업단

† 교신저자, E-mail: biyoo@kari.re.kr

발사체로 공급되는 액체산소는 초기 저장탱크에 입고될 때부터 세심한 유리가 필요하다. 이동형 탱크로부터 공급되는 액체산소는 온도가 약 95K 정도로 발사운용에는 부적합하다. 따라서 탱크로부터 입고되는 액체산소는 입고 후 벤트 배관을 통해 기화되는 모든 기체산소를 일정기간 배출시켜 저장에 적합한 온도인 91K 정도로 낮춘다. 이는 발사운용 시 대기 중 액체산소 최저온도인 90K를 1일 이내에 맞출 수 있도록 하기 위함이며 실제로 발사운용 2-3일 전부터 이를 고려하여 저장용기내의 액체산소 온도 조절을 위한 벤트 작업이 시작된다.

## 2.2 액체산소 공급

발사체로 공급되는 액체산소는 발사대와 약 100m 떨어진 중앙공용시설에 설치된 저장용기로부터 공급된다. 공급은 극저온 유체 공급용 원심식 펌프를 이용하며 외부 열침입을 최소화하기 위하여 최대한 모든 부분을 진공 단열형태로 구성된다. 일부 노출 구간도 단열재를 이용하여 직접적으로 노출되는 구간을 최소화시킨다. 펌프를 이용하여 승압된 액체산소는 발사대 근처의 유량 및 온도조절 구역까지 약 200mm 내경의 대구경 진공단열배관을 통해 전달된다.

## 2.3 액체산소 냉각 및 온도제어

펌프로부터 공급되는 액체산소는 발사체에 인접하여 설치된 유량/온도조절 구역을 통하여 발사체로 공급되는 데 이를 위한 유량조절 밸브와 초저온 열교환기를 운용한다. 초저온 열교환기는 액체산소 및 헬륨냉각에 동시 사용된다. 열교환기 후단에서의 액체산소 온도는 공급유량에 따라 변화하므로 최종 목적 구간까지의 공급온도 조절 위하여 공급 시 열교환기를 부분적으로 운용하며 사용절차는 시험을 통해 결정된다.

## 3. 온도조절 시스템 운용 결과

발사체의 충전모드는 초기 공급시스템의 냉각부터 시작하여 발사체 산화제 탱크 냉각, 저유량

및 대유량 충전, 저유량 및 대유량 보충충전의 순으로 진행된다. 실제 발사체탱크가 충전완료 후 보충충전은 약 1시간 가량 진행되며 이는 유량이 매우 적기 때문에 열교환기를 통해 냉각된 액체산소가 공급된다. Table 1은 보충충전 시의 발사체 공급 요구조건(T[K])과 이를 만족시키기 위한 열교환기 후단의 냉각된 액체산소 온도(H/EoutT[K])를 나타낸다.

Table 1. Liquid oxygen temperature in filling process

Mode	T[K]	H/EoutT[K]	Remark
냉각	90~94	90~94	
대유량 충전	90~92	87	
저유량 충전	90~92	87	
대유량 보충충전	87~91	84~87	
저유량 보충충전	87~91	84~87	

## 4. 결 론

두 차례의 나로호 발사 시 액체산소 공급시스템은 주어진 온도 요구조건에 맞춰 정상 운용되었다. 발사체의 극저온 추진제 충전은 액체산소의 입고에서부터 발사 직전까지 세밀한 온도관리 과정이 필요하며, 충전완료 후에도 비상시 배출을 위한 대기 운용모드가 필요하다. 향후 설치 예정인 발사대 및 시험설비에서는 나로호 발사운용을 경험으로 더욱 정확하고 유연한 온도조절 시스템을 개발/운용할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 박순영, 김지훈, 박편구, 유병일 "Flowmaster를 이용한 발사체 액체산소 충전 모드 해석," 한국추진공학회 추계학술대회, 2009, pp.350-353
2. KARI, "The AT result for LOFS for KSLV-I 2nd Launch," 2010