

# 액체로켓 LOX 공급계의 저압 배관시스템 개발

전상인\* · 정진택\* · 김우겸\* · 박준성\*  
· 권오성\*\* · 김영목\*\*\*

## Development of the Low Pressure Piping System for the Liquid Rocket LOX Feed System

Sangin Jun\* · Jintaeg Jung\* · Woogyum Kim\* · Joonseong Park\*  
· Ohsung Kwon\*\* · Youngmog Kim\*\*\*

### ABSTRACT

This paper shows the development procedure of the low pressure LOX feed system which is used in the liquid rocket with a turbopump. Korean Air has cooperated with KARI in developing the LOX feed system to turbopump. The LOX feed system is characterized with cryogenic temperature and the thin-thickness tube for weight saving. The system in this project is composed with a main feed line and a recirculation line for the LOX temperature conditioning. Each piping system has many components, namely, bellows, filter, orifice, valves, flange and support. In this paper, system design & manufacturing, structural & thermal analyses, and component tests are explained. Finally, the system was assembled to the KARI's PTF test facility and functioned well to meet its required performance.

### 초 록

본 논문은 터보펌프를 사용하는 액체로켓의 저압 LOX 공급계의 개발 프로세스를 제공한다. 대한항공은 한국항공우주연구원과 협력하여 터보펌프 공급을 위한 LOX 공급계 개발을 수행하였다. LOX 공급계는 극저온의 온도와 무게절감을 위한 얇은 배관두께가 특징이다. 본 프로젝트의 시스템은 주 배관과 LOX 온도 제어를 위한 재순환 배관으로 구성되어 있다. 각 배관시스템은 벨로우즈, 필터, 오리피스, 밸브류, 플랜지와 서포트로 구성되어 있다. 이 논문에서는 시스템 설계 및 제작, 구조 및 열 해석, 단품 시험에 대하여 설명하였다. 최종적으로, 이 시스템은 한국항공우주연구원의 PTF 시험설비에 조립되어 요구 성능을 달성하였다.

Key Words: Liquid Rocket(액체로켓), LOX Feed System(액체산소 공급계), Piping System(배관시스템), Cryogenics(극저온유체), PTF(추진계공급시험설비), FEM(유한요소법)

\* (주)대한항공 항공기술연구원

\*\* 한국항공우주연구원 추진제어팀

\*\*\* 한국항공우주연구원 추진기관실

연락처, E-mail: sangjin@koreanair.com

대한항공 항공기술연구원은 한국항공우주연구원이 주관하는 발사체용 LOX 공급계의 저압 배관시스템의 개발에 참여하였다[1-3]. LOX 공급계는 영하 183℃의 극저온 온도 환경을 가지며, 무게를 최소화하기 위하여 얇은 배관으로 제작하여야 하는 특징을 가지고 있다. 본 논문에서는 이와 같은 발사체의 특수성을 고려하여 최적의 저압용 배관시스템을 개발하기 위해 수행한 설계 및 제작, 해석, 시험의 과정을 소개한다.

## 2. 설계 및 제작

### 2.1 시스템의 설계 및 제작

Figure 1은 본 연구를 통해 제작한 LOX 공급계 배관 시스템의 형상을 나타낸다. 주 공급배관은 LOX 탱크 하부로부터 나와서 연료탱크 외곽을 따라 엔진의 터보펌프로 연결된다. 재순환배관은 터보펌프 쪽 배관에서 분기되어 LOX 탱크 중앙부로 재순환된다. 배관의 직경은 배관 내의 유속이 7 m/s 이하가 되는 조건으로 선정하였으며, 주 공급배관은 2.5 inch, 재순환 배관은 1 inch로 결정하였다. 배관의 두께와 재질은 상세 해석을 통하여 결정하였으며, Table 1은 주 공급배관과 재순환 배관의 사양을 나타낸다.

LOX 배관의 라우팅 설계는 배관의 고유 진동수가 100 Hz 이상이 되도록 서포트를 배치하였으며, 배관의 직선 부분에는 열변형에 의한 축방향 변위를 자유롭게 하기 위하여 Sliding Support를 장착하였다. 배관의 열변형 및 비행하중에 의한 응력을 배관의 구조강도 범위로 낮추기 위하여 벨로우즈를 사용하였으며, Axial Stress가 크게 작용하는 부분에는 Axial Bellows

Table 1. Tube Design Specifications

재질	주 배관	재순환 배관
외경(mm)	63.5	25.4
두께(mm)	0.9	0.7
유량(kg/s)	23.233	-
재질	SUS316L	SUS316L

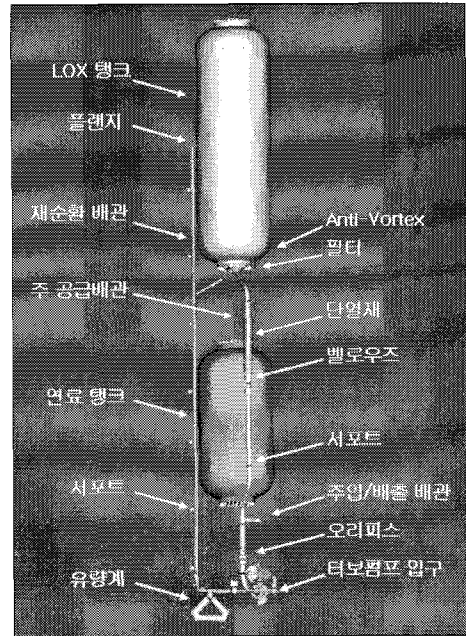


Figure 1. LOX Feed System Model

를 사용하였고, 굽힘 모멘트가 크게 작용하는 곡관 부분에는 Gimbal Bellows를 장착하였다. 탱크 출구부에는 Vortex에 의한 불안정 유동의 방지를 위하여 Anti-Vortex Baffle을 설치하였으며, 불순물의 제거를 위하여 필터를 장착하였다. 필터의 구조적 강도를 보강하기 위하여 필터 엘리먼트에 보강재를 장착하였다.

### 2.2 구성품의 설계 및 제작

본 연구에서는 많은 발사체용 구성품들의 설계 및 제작이 수행되었으며, 대표적인 구성품으

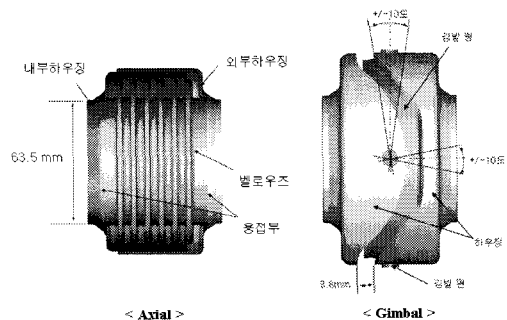


Figure 2. Axial & Gimbal Bellows

로는 배관과 벨로우즈, 필터, 플랜지와 서포트, 단열재 등이 있다. 각각의 구성품은 기능과 증량 특성을 만족하도록 설계 및 제작되었다[4-5]. Fig. 2는 Axial Bellows와 Gimbal Bellows의 단면형상을 나타낸다. 벨로우즈는 내부의 주름관과 외부의 하우징으로 구성되어 있으며, 주름관은 배관시스템의 변위량을 기준으로 설계하였고 하우징은 변위의 방향을 구속하도록 설계하였다.

### 3. 해 석

#### 3.1 시스템 기본 해석

초기 시스템의 개념을 구축하기 위하여 시스템 레벨의 해석을 반복 수행하여 최적의 시스템 배치 및 설계에 적용하였다. LOX 공급 배관시스템 해석에서 고려되어야 하는 하중은 배관의 내압, 유동에 의해 배관에 작용하는 힘, 비행 중 예상되는 최대 정적 가속 하중 및 진동 하중, 극저온유체 사용에 따른 열적 수축에 의한 하중 등이 있다. 본 해석에서는 상용 프로그램을 사용하여 배관의 응력 및 모드해석을 유한요소법으로 수행하였다. Fig. 3은 본 연구에서 수행한 해석 절차를 나타낸다.

먼저, 배관의 두께를 설계 매뉴얼을 사용하여 1차적으로 선정한 뒤, 배관시스템을 1차원 bar element로 유한요소 모델링을 수행하였다. 먼저, 온도 변화에 의한 열응력 해석을 수행한 뒤, 재료의 강도 한계를 넘지 않도록 벨로우즈를 장착하였다. 이어서, 시스템의 모드해석을 수행한 뒤, 1차 진동모드가 100 Hz 이상이 되도록 서포트를

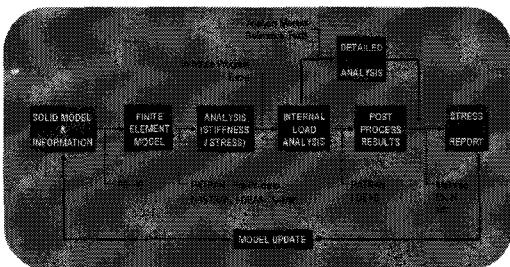


Figure 3. System Analysis Procedure

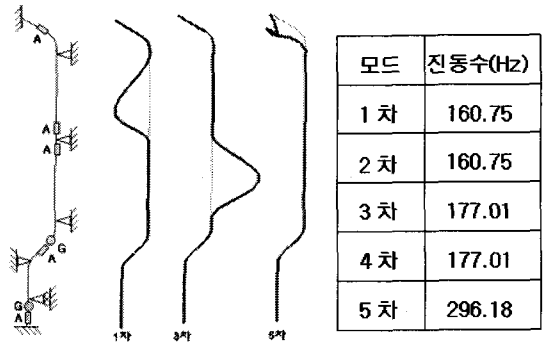


Figure 4. System Mode Analysis Result

장착하였다. Fig. 4는 주 배관의 벨로우즈 및 서포트의 위치와 시스템 모드해석의 결과를 나타낸다.

다음으로, 정적 구조해석을 수행하였으며, 비행 환경을 고려한 준정적 하중과 열하중, 유동에 의한 하중을 고려하여 해석을 수행하였다. 준정적 하중 조건은 KSLV-1의 설계하중조건을 적용하였으며, 주 배관의 최대 인장응력은 36.8 MPa이 발생하였다. 동적 구조해석은 정현(Sinusoidal) 진동해석과 랜덤(Random) 진동해석을 수행하였으며, 최대 응력은 각각 22.8 MPa과 48.9 MPa이 발생하였다.

#### 3.2 상세 구조해석

상세 구조해석에서는 구성 요소 각각에 대하여 시스템 기본 해석에서 얻어진 내부하중 (Internal Loads)을 반영하여 대한항공의 구조설계 매뉴얼을 이용하여 해석을 수행하였다[6]. 시스템 기본 해석에서 수행한 준정적하중의 결과와 함께 배관의 내압에 의한 하중을 적용하여 해석한 결과, 곡선배관의 최대 응력은 115.4 MPa이고, 안전 여유는 +0.29이었다. 이 외에도 센서포트와 분기관, 벨로우즈, 플랜지, 서포트, 필터에 대해서 상세해석을 수행하였으며, 설계의 안전성을 확인하였다.

#### 3.3 단열재 열해석

배관의 단열재 설계 요건은 단열재 외피의 온도가 5℃ 이상이 되도록 하여 단열재 외피에 결

로가 발생하지 않도록 하는 것이다. Fig. 5는 해석 모델과 해석 조건을 나타낸다. 단열재 재료는 밀도  $48 \text{ kg/m}^3$ 의 폴리우레탄폼을 사용하였으며, I-DEAS 프로그램의 TMG 모듈로 해석을 수행하여 주 배관 단열재의 두께는 25 mm, 재순환 배관은 20 mm로 결정하였다.

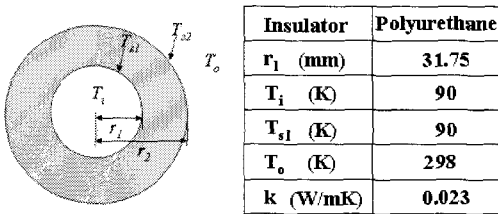


Figure 5. Insulator Thermal Analysis

#### 4. 시 험

##### 4.1 극저온 시험

극저온 상태에서 배관의 열변형 및 내압에 대한 강도를 확인하기 위하여 배관의 축방향과 횡방향, 대각선 방향으로 스트레인게이지를 부착하고 액체질소를 주입하여 변형률을 측정하였다. 최대 변형률은  $-971 \times 10^{-6}$ 이었으며, 재료의 저온 물성치를 이용하여 응력으로 환산하면 133.5 MPa로서 상세해석의 결과와 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

##### 4.2 단열 성능시험

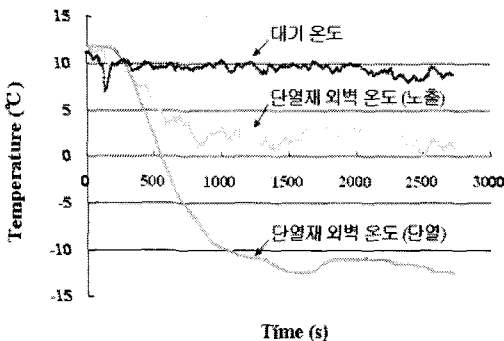


Figure 6. Insulation Performance Test Result

밀도  $48 \text{ kg/m}^3$ 의 폴리우레탄 폼을 주 배관에 시공하고, 단열 성능시험을 수행한 결과, Fig. 6과 같은 결과를 얻었다. 약  $10^\circ\text{C}$ 의 외부온도에 대하여 단열재 외벽 노출부의 온도가 상온을 유지하는 것을 알 수 있다.

#### 5. 결 론

본 연구를 통하여 발사체용 액체추진제 공급 시스템의 설계, 해석, 시험에 대한 기술을 개발하였으며, 추후 실제의 발사체용 시스템 구축 시 직접적으로 활용 및 응용될 수 있을 것이다.

#### 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원의 "추진제 공급 배관시스템 시제품 제작사업"의 과제 결과의 일부이며, 지원해 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. 권오성, 조남경, 정용갑, 길경섭, 하성엽, "터보펌프 전단 극저온 추진제 온도 conditioning 방안에 대한 연구," 제6회 우주발사체기술 심포지움, 2005, pp.120-125
2. 전상인, 정진택, 김우겸, 박준성, 권오성, 한상엽, 김영목, "저압 추진제공급배관 시제품 개발을 위한 단품 시험," 제7회 우주발사체기술 심포지움, 2006, pp.97-102
3. 권오성, 조남경, 정용갑, 한상엽, 김영목, "액체산소 재순환배관 성능 시험 및 해석," 제8회 우주발사체기술 심포지움, 2007, pp.6-11
4. "Liquid Rocket Lines, Bellows, Flexible Hoses, and Filters," NASA SP-8123, 1977
5. Miller, D. S., Internal Flow Systems, BHRA(INFORMATION SERVICES), 1990
6. "Unfired Pressure Vessels, Part 3: Design", British Standard, BS EN 13445-3, 2002