

액체로켓엔진 액체산소 고압 배관부 기본설계

문일윤* · 유재한* · 문인상*

Basic Design of High Pressure LOx Lines for a Liquid Rocket Engine

Ilyoon Moon* · Jaehan Yoo* · Insang Moon*

ABSTRACT

A basic design for a Technical Development Model (TDM) of liquid oxygen lines from the turbopump exit to the oxidizer valves of the combustion chamber and the gas generator was conducted to develop a turbopump-fed liquid rocket engine. The TDM is composed of straight lines, elbows, bellows, a branch, an orifice, flanges and a heat insulator. Materials were determined by consideration of operation conditions, weight constraint and manufacturing procedures. The size and the location of each component were determined by flow analysis of the required flowrate and the pressure loss. Basic designs of the components were conducted by consideration of the operating temperature and the maximum expectation operating pressure. The safety factors were evaluated by structural analysis of design of each component.

초 록

터보펌프방식 액체로켓엔진 개발의 일환으로 터보펌프 출구로부터 연소기와 가스발생기의 산화제 벨브에 이르는 액체산소 고압 배관부 기술개발모델(TDM)에 대한 기본설계를 수행하였다. 액체산소 고압 배관부는 직관, 곡관, 벨로우즈, 분기구, 오리피스, 플랜지 및 단열재로 구성되어 있다. 작동 환경, 무게, 제작성을 고려하여 소재를 선정하였다. 요구 유량과 차압 조건을 고려하여 유동해석을 통해 각 구성품의 크기와 위치를 선정하였다. 작동 온도와 최대 예상 작동 압력을 고려하여 각 구성품에 대한 기본설계를 수행하였으며 구조해석을 통해 안전율을 평가하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump-fed System(터보펌프 공급방식), Propellant Feed Line(추진제 공급 배관), LOx Line(액체산소 배관)

1. 서 론

나로호 발사를 계기로 우주 발사체용 로켓엔진의 국내 개발 필요성이 크게 대두되고 있다. 한국형발사체의 로켓엔진 후보로 거론되고 있는 터보펌프방식 75톤급 액체엔진과 관련된 연구가

* 한국항공우주연구원 발사체미래기술팀
연락처, E-mail: iymoon@kari.re.kr

활발히 진행 중이며 그 일환으로 터보펌프 산화제 출구로부터 연소기와 가스발생기의 산화제 밸브에 이르는 엔진 공급계 액체산소 고압 배관부 기술개발모델에 대한 기본 설계를 수행하였다. 엔진 공급계 기술개발모델은 로켓엔진 추진계 공급계 중 개발 난이도가 상대적으로 높은 터보펌프 후단의 액체산소 고압 배관부 개발과 관련된 핵심기술개발과 기술개발의 적정성 여부를 검증하기 위한 모델로 한국형 발사체 후보 엔진인 75톤급 터보펌프방식 액체로켓엔진과 배관의 경로와 같은 전체 형상과 허용무게를 제외하고는 동일한 설계규격과 구성품을 반영하고 있다.

2. 기본 설계

2.1 설계규격

엔진 공급계 기술개발모델(TDM)은 액체산소를 추진제로 하며 작동압력, 허용압력손실, 유량과 시동방식, 수격현상 및 분산 등을 고려한 최대 예상 작동 압력(MEOP)[1], 엔진 시스템 안전계수 적용규격 등의 설계규격은 Table 1과 같다.

Table 1. Design Requirements of TDM

Item	Value
Propellant	LOx
Operation Temperature	90 K
Total Flowrate	176.1 kg/s
Flowrate to Combustor	173.0 kg/s
Flowrate to Gas Generator	3.1 kg/s
Turbopump Outlet Pressure	89.2 bar
Allowable Pressure Loss of Combustor Line	3.2 bar
Allowable Pressure Loss of Gas Generator Line	4.6 bar
MEOP of Combustor Line	101.3 bar
MEOP of Gas Generator Line	111.3 bar
Proof Pressure (×MEOP)	1.5
Burst Pressure (×MEOP)	2.0

2.2 소재선정

로켓엔진 배관의 경우 기계적 성질, 작동환경,

하중 및 응력특성을 고려해야하며 특히 액체산소 배관의 경우 극저온과 높은 동적하중이 허용되는 소재를 사용하여야 한다. 액체산소 배관용 소재가 갖아야할 주요 특성은 저온에서의 유연성과 내식성이다. 대구경 배관은 구조적으로 큰 강성을 갖기 때문에 배관 경로를 형성하기 위해서는 스템핑과 같은 소성 가공성과 용접성이 우수한 재료를 사용하는 것이 유리한 반면 소구경 배관의 경우 배관을 구부려 배관 경로를 형성하는 것이 가능하기 때문에 용접성과 더불어 가소성이 우수한 재료를 사용하는 것이 유리하다.

미국은 시스템 압력이 낮은 Saturn V의 F-1/J-2 엔진은 CRES 321과 AL 6061-T6을, 시스템 압력이 높은 SSME는 Inconel 718을 배관의 주요소재로 사용하였다. NASA는 배관 무게 최적 설계를 위한 소재로 배관외경이 1.25 inch 이상인 경우 Inconel 718을 추천하고 있다[2].

KSR-III에서 SUS 316L을 사용하여 배관을 개발한 경험이 있으나 점차 엔진이 고압 대형화되는 추세를 고려하여 기술개발 차원에서 배관의 주요소재로 Inconel 718을 선정하였으며 가스발생기 측 소구경 배관의 경우 SUS 316L을 선택하였다.

Table 2. Mechanical Properties of Main Materials

Material	Yield Strength (MPa)	Ultimate Strength (MPa)	Heat Treatment	Reference
Inconel 718	1034	1275	Precipitation Harden	ASTM B637
	1000	1241	Age Harden	MMPDS
SUS 316L	> 177	> 481		KS

2.3 구성요소 기본설계

- 직관, 곡관 및 분기구

배관의 내경은 유량과 유속, 허용압력손실 등을 고려하여 선정하였으며 배관의 두께는 Barlow 공식[9]으로부터 안전계수(SF)를 고려하여 다음과 같이 계산하였다.

$$t = \frac{MEOP \times SF \times D_o}{2(\sigma_u + MEOP \times SF)}$$

계산결과 산화제 주배관의 내경은 96 mm 두께 2 mm로 결정하였다.

연소기 배관에서 가스발생기 배관으로의 분기구를 설계하여 가스발생기 배관의 압력손실을 줄일 수 있도록 설계하였다.



Fig. 1. Straight Line, Elbow and Branch

- 플랜지

대구경 배관의 주요 설계 항목은 배관 구성 요소의 배치, 엔진 조립 시 정렬, 기밀 유지, 배관의 경로를 결정하는 것이다. 특히 대구경 배관은 조립시에 굽힘이 불가능하기 때문에 제작이나 조립시 발생하는 비정렬을 보상해 줄 수 있는 부분이 필요하다. 이러한 기능을 수행하는 요소로 구형 플랜지(Spherical Flange)와 벨로우즈가 있다. 연소기측 산화제 밸브와 배관을 연결하는 요소로 구형 플랜지로 설계하였으며 오리피스 설치용 오리피스 플랜지, 터보펌프와 배관의 연결에는 일반 플랜지를 설계하였다.

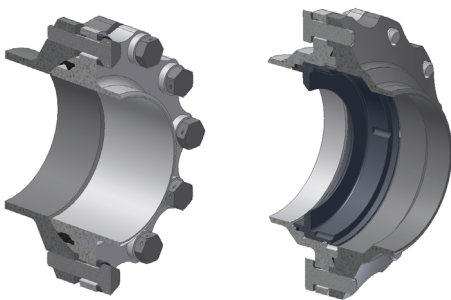


Fig. 2. Spherical Flange and Orifice Flange

- 벨로우즈

벨로우즈는 열변형, 진동 및 불일치에 의한 변형을 흡수하여 배관의 응력을 감소시키는 역할을 수행한다. 벨로우즈는 내부에 김벌링을 갖는

형태로 3겹의 주름관으로 설계하여 기밀을 유지하도록 설계하였으며 외부 구속링과 금속판을 두겹의 나선형 형태로 감아 반경방향 강도를 보강하였다.

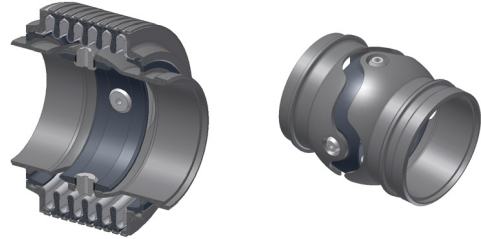


Fig. 3. Bellows with Internal Gimbal Ring

2.4 배관부 구성

벨로우즈는 엔진 김벌 및 엔진 조립 자유도를 증가시키는 역할도 함께 수행한다. 일반적으로 엔진 김벌에 영향을 받지 않는 경우 배관과 결합되는 터보펌프에 최대한 가깝게 설치하여 엔진 조립 자유도를 증가시키고 엔진 김벌을 고려해야 하는 경우는 김벌축 중심에 설치한다.

TDM에서는 터보펌프와 배관의 연결 플랜지 볼트 여유와 단열재 설치 여유를 고려하여 터보펌프 출구에 최대한 가깝게 설치하였다.

오리피스는 시험시 탈장착이 용이하도록 별도의 플랜지를 사용하는 형식을 취하였으며 설치 위치는 가스발생기측 분기구 후단에 플랜지 볼트 여유, 단열재 설치와 운영의 용이성을 고려하여 선정하였다.

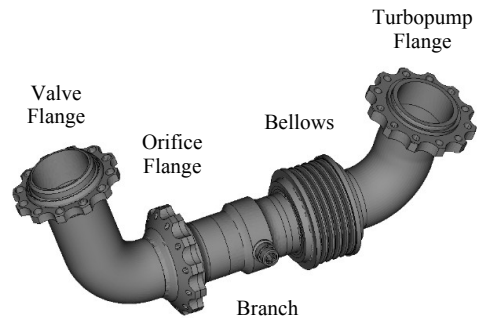


Fig. 4. Configuration of TDM

3. 해 석

3.1 유동해석

요구 유량과 차압 조건을 만족시킬 수 있도록 상용 유동해석 프로그램을 사용하여 오리피스 사이즈와 설치 위치, 분기구의 형상 등을 결정하였다[4, 5].

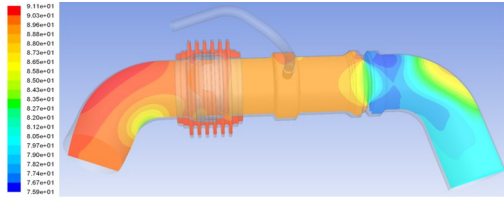


Fig. 5. Pressure Distribution on Center Surface

3.2 구조해석

설계된 플랜지에 대하여 MEOP 작동조건에서 구조해석을 수행하여 안전율을 평가하여 안전기준을 만족함을 확인하였다.

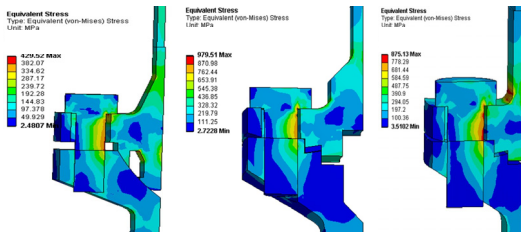


Fig. 6. Equivalent Stress of the Flanges

설계된 벨로우즈의 주름관과 김벌 구속링에 대하여 MEOP 작동조건에서 구조해석을 수행하여 안전율을 평가하여 안전기준을 만족함을 확인하였다.

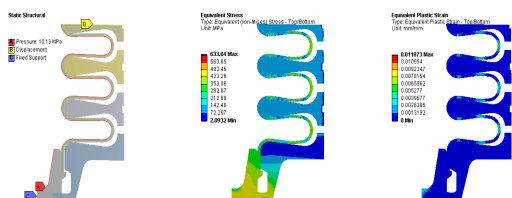


Fig. 7. Equivalent Stress and Strain of the Bellows

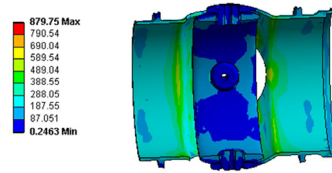


Fig. 8. Equivalent Stress of the Gimbal Ring

4. 결 론

터보펌프방식 로켓엔진 공급계 중 터보펌프 후단의 고압 액체산소 배관부의 기술개발모델에 대한 기본설계를 수행하였다. 작동환경을 고려하여 소재를 선정하여 구성품을 설계하고 배치하였다. 유동해석을 통해 요구 유량과 차압 조건을 만족시킬 수 있도록 구성품의 크기와 설치 위치를 검증하였다. 설계된 구성품에 대한 구조해석을 수행하여 안전기준을 만족함을 확인하였다.

그러나 각 구성품에 가해지는 힘은 배관 형상에 영향을 받기 때문에 전체 배관 구성에 대한 구조해석이 요구된다. 추후 전체 배관부에 대한 구조해석을 수행한 후 그 결과를 구성품에 반영하여 상세설계한 후 제작과 시험을 통해 해당 기술을 검증할 계획이다.

참 고 문 헌

1. "Liquid Rocket Valve Components," NASA SP-8094, pp.100
2. "Liquid Rocket Lines, Bellows, Flexible Hose and Filters," NASA SP-8123, 1977
3. Fitch, E. C. and Hong, I. T., "Hydraulic Component Design and Selection," BarDyne, Inc, 2000
4. 문인상, 문일윤, 조황래, "액체로켓엔진 산화제 배관 유동해석," 한국항공우주공학회 추계학술대회, 2009
5. 문인상, 문일윤, 조황래, "액체로켓엔진 산화제 배관 유동해석(2)," 한국우주과학회 추계학술대회, 2009