

액체로켓엔진시스템 배치 안

류철성* · 정용현* · 오명환** · 남경오** · 문종훈**

Design of Liquid Rocket Engine System Layout

Ryu Chul-Sung* · Yong-Hyun Chung* · Oh Myung-Hwan**
Nam Kyoung-O** · Moon Jong-Hoon**

ABSTRACT

A layout of regenerative liquid rocket engine using turbo pump has been designed for development of high performance liquid rocket engine. each components of engine system was placed by considering assembly and characteristic. first stage engine system is controled by one plane of axis gimbaling and composed of four engine assembly to cluster with launch vehicle. second stage engine system is controled by two plane of axis gimbaling and composed of one engine assembly. assembly and disassembly processes and required program have been developed. various shape of instruments were also developed for carrying out assembly and disassembly process efficiently

초 록

고성능 액체로켓엔진 개발을 위하여 터보펌프를 사용하는 재생냉각형 액체로켓엔진시스템의 배치안을 마련하였다. 엔진시스템을 구성하는 부품들에 대하여 각각의 특성을 고려하고 현실적으로 제작 및 조립이 가능하도록 3차원 디지털 모형을 제작하여 검증하였다. 1단 엔진시스템은 1축 김발링을 하며 4개의 엔진 조립체로 클러스터링할 수 있도록 설계하였다. 2단용 엔진시스템은 2축 김발링을 하며 1개의 엔진 조립체로 구성하였다. 1단 및 2단 엔진시스템의 조립 및 분해 공정 그리고 관련 프로그램 또한 개발하였다. 그리고 엔진시스템의 조립 및 분해 공정을 효율적으로 수행하기 위하여 여러 형태의 전용 치/공구 또한 개발하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Layout(배치), System Assembly(시스템 조립)

* 정회원 한국항공우주연구원 발사체사업단
** (주)로템/기술연구소/연구개발7팀
연락처자, E-mail: csryu@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45

1. 서 론

고성능 액체로켓엔진 개발은 향후 국내에서 수행할 중요한 과제중의 하나이다. 국내에서는

연소 압력 13.8bar의 가압방식 액체로켓엔진을 개발하여 KSR-III에서 사용하였다. 가압식 엔진 시스템에 비해 많은 부품들이 필요한 재생냉각형 액체로켓엔진시스템의 구성부품들을 각각의 특성을 고려하여 배치(layout)함으로써 엔진의 성능을 향상시키고 엔진 조립체의 조립 공정, 유지 보수를 쉽게 할 수 있다[1]. 본 연구에서는 여러 형태의 엔진 시스템 배치 안을 구성하고 각각의 시스템에 대한 장단점을 비교하였다.

2 본 론

2.1 액체로켓엔진시스템 배치

2.1.2 터보펌프의 배치

터보펌프(turbopump)의 위치는 연소기 상부나 측면에 위치한다. 위치에 따라 김발 축을 중심으로 엔진의 질량 관성모멘트와 엔진의 구동 특성을 고려해야 한다. 터보펌프가 연소기 측면에 위치하였을 때 터보펌프 산화제 공급라인에 설치할 벨로우즈가 엔진 시스템의 김발(gimbal) 힌지(hinge) 축에 일치하도록 배치한다.

2.1.3 가스발생기 배치

가스발생기는 터보펌프에 가까이 배치하여 가스발생기와 터보펌프를 연결해주는 라인 길이를 짧게 하여 가스발생기에서 연소불안정성이 발생하지 않도록 한다. 가스발생기의 배치 형태는 수평 형상만 제외하면 수직 또는 경사진 형상으로 배치시키는 것이 가능하다.

2.1.4 산화제 및 연료 주밸브 배치

산화제 메인 밸브는 연소기 헤드부 측면 또는 상부에 위치시킬 수 있다. 연소기 헤드부 상부에 배치할 경우 엔진 시스템의 전체적인 길이가 증가함으로써 발사체 외피에 의한 무게가 증가하며 발사체의 엔진부 상부 쪽이 복잡해진다. 연소기 헤드부 측면에 이 밸브를 위치시키면 엔진시스템의 전체적인 길이 감소와 엔진부 상부의 복잡함이 덜하지만 밸브와 연소기 헤브부의

산화제 공급라인 길이가 길어진다.

2.1.5 솔리드 스피ن 스타터의 배치

연소기에 고압으로 추진제를 공급하는 터보펌프를 구동하는 솔리드 스피ن 스타터는 터보펌프의 설계에 따라 그 위치가 결정된다. 가스발생기를 연소기에 가까운 측면에 배치하면 180° 위치에 있는 솔리드 스피ن 스타터가 연소기에서 상대적으로 먼 곳에 위치하기 때문에 엔진이 작동 중 발생하는 진동에 의하여 구조적으로 불안정한 상태가 되므로 최종 엔진시스템 구성안에서는 터보펌프의 성능을 고려하지 않고 최적의 배치를 하기 위하여 터보펌프의 스피ن 스타터 연결부의 위치를 변화시켰다.

2.1.6 각종 라인들의 배치

엔진시스템을 구성하는 각각의 라인들은 색상을 이용하여 서로간의 구분이 용이하도록 하며 같은 공간을 지나가는 라인들은 고정과 유지보수를 위하여 여러 라인을 함께 배열한다. 연료 및 산화제 배출라인은 점화 가능성이 있기 때문에 분리 배치한다.

2.1.7 김발 액추에이터 연결 구조물 배치

1단 및 2단 엔진 시스템에 장착한 김발 연결 구조물의 형상은 Figure 6과 Figure 7에 나타내었다. 이 연결 구조물이 연소기의 연소실과 연결되는 부분은 엔진 조립체가 김발링 할 때 많은 하중이 가해지므로 연소기 연소실부 중에서 구조적으로 안정한 노즐목부와 연소실 상부 쪽에 접합되도록 하였다.

2.1.8 브래킷의 장착

연소기와 가스발생기가 작동할 때 많은 진동이 발생하며 그 진동에 의하여 연소기 주변에 배치한 구조물이 손상되지 않도록 브래킷을 이용하여 상호 고정시켜야 한다[2]. 브래킷의 형상은 링(ring) 형태로 설계하여 연소기 연소실에 용접을 사용하지 않고 조립하여 연소실의 브레이징(brazing)부가 용접 열에 의하여 영향을 받

지 않도록 하였다.

2.2 엔진 조립체 클러스터링

발사체의 1단 엔진부를 4개의 엔진 조립체로 클러스터링(clustering)하였다. 최대 김발 각으로 엔진 조립체가 회전하였을 때 엔진 상호간의 간섭과 발사체 외피부와 칼울(cowl)과의 간섭이 없도록 배치하였다. Figure 1은 4개의 엔진시스템을 배열하고 최대 김발 각으로 회전하였을 때의 형상이다.

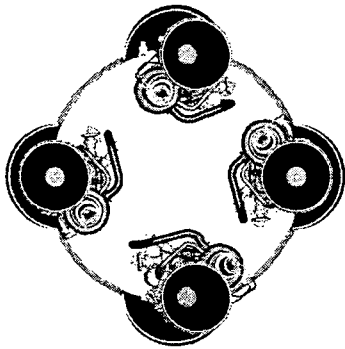


Fig. 1 Configuration of four engine system clustering

2.3 엔진시스템 조립 공정

최적의 엔진시스템을 구성하고 이를 현실적으로 제작을 통하여 구현할 수 있는지는 Pro/E 상용프로그램을 사용하였다. 이 상용 프로그램으로 3차원 모델링을 하여 부품간의 간섭과 공간적인 적합성을 확인하고 수정하였다. 조립공정 확립을 위하여 엔진조립/분해 공정서, 기밀시험 절차서, 부품 사양서를 만들었으며 필요한 프로그램 또한 개발하였다.

2.4 엔진시스템 조립 치공구

엔진을 조립할 때 꼭 필요한 치/공구는 크게 1단 및 2단 엔진시스템 전용 조립 장치, 엔진시스템 회전 장치, 엔진시스템 이송 및 보관 장치이다. Figure 3은 1단 및 2단 엔진시스템 조립

장치 형상이다. Figure 4는 엔진시스템 회전 장치이다. Figure 5는 조립 후 엔진시스템의 보관이나 이송을 위한 장치이다.

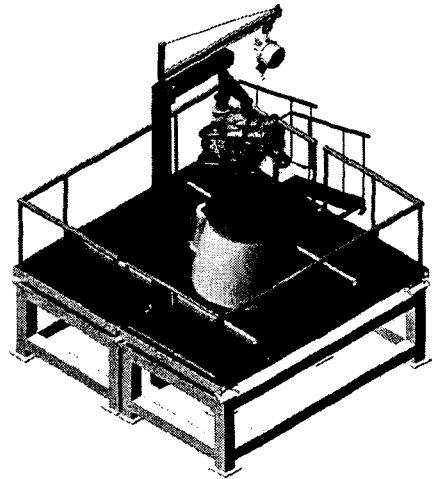


Fig. 2 Instrument of engine system assembly

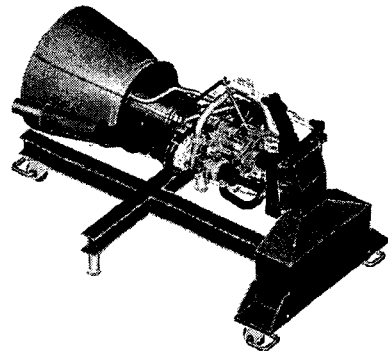


Fig. 3 Configuration of movement and keeping instrument

3. 결 과

3.1 1단 엔진 시스템

Figure 6은 조립 완성된 1단 엔진시스템 형상이다. 최종 조립 완료한 1단 엔진시스템의 크기는 최대높이 1478mm이며 최대 폭은 951mm(790mm)이다. 완성된 1단 엔진의 질량 관성모

멘트는 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Inertia moment of first stage engine system(kg·mm²)

Ixx	Ixy	Ixz	2.52e+08	-8.50e+06	-2.24e+07
Iyx	Iyy	Iyz	-8.50e+06	2.51e+08	-3.17e+07
Izx	Izy	Izz	-2.24e+07	-3.17e+07	3.91e+07

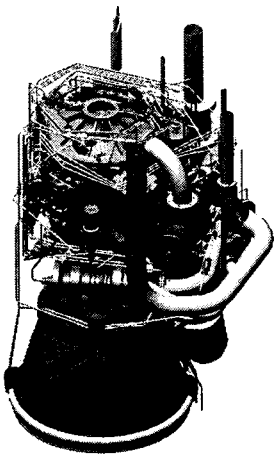


Fig. 4 Configuration of first stage engine system

3.2 2단 엔진 시스템.

Figure 7은 2단 엔진시스템의 형상이다. 연소기에 노즐 확대부가 추가로 장착되어 전체적인 길이가 증가한다. 2단 엔진시스템의 크기는 최대 높이 2385mm이며 최대 폭은 1510mm (1230mm)이다. 완성된 2단 엔진의 질량 관성모멘트를 Table 2에 나타내었다.

Table 2. Inertia moment of second stage engine system(kg·mm²)

Ixx	Ixy	Ixz	5.93e+08	2.56e+05	-2.13e+06
Iyx	Iyy	Iyz	2.56e+05	5.78e+08	2.51e+07
Izx	Izy	Izz	-2.13e+06	2.51e+07	6.17e+07

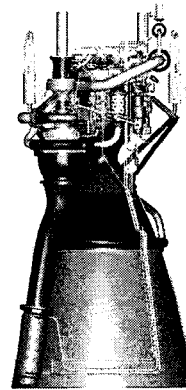


Fig. 5 Configuration of second stage engine system

4. 결 론

고성능 액체로켓엔진의 개발을 위하여 터보펌프를 사용하는 재생냉각형 엔진 시스템의 배치안을 구성하고 조립공정 및 필요한 치/공구류를 개발하였다. 엔진을 구성하는 부품들의 배치 방법 및 장단점을 파악하였으며 이를 토대로 향후 신제품에 적용할 조립공정을 개발하였다.

후 기

본 연구는 “소형위성 발사체(KSLV-I) 개발 사업”의 일부분으로 진행한 연구결과입니다

참 고 문 헌

1. Fischer, Mark F. and Ise, Michael R. "Low-cost propulsion technology at the Marshall Space Flight Center - Fastrac engine and the propulsion test article," AIAA 98-3365, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit; Cleveland, OH; July 13-15, 1998 pp.1-16
2. "Fastrac 60K Engine Operations and Maintenance Manual Vol. V: Servicing Procedures", MSFC-MNL-2762, July 1999