

## 액체로켓 엔진시스템 배치 및 조립에 관한 연구

류철성\* · 정용현\* · 오명환\*\* · 남경오\*\* · 문중훈\*\* · 설우석\*

### A Study for Liquid Rocket Engine System Layout and Assembly

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

#### 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 김벌링을 하며 4개의 엔진 조립체로 클러스터링할 수 있도록 설계하였다. 2단용 엔진시스템은 2축 김벌링을 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 설계하였다.

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

#### 1. 서 론

† 2004년 10월 6일 접수 ~ 2004년 12월 14일 심사완료

\* 정회원 한국항공우주연구원 엔진그룹

\*\* 정회원, (주)로템/기술연구소/연구개발7팀  
연락처, E-mail: csryu@kari.re.kr

고성능 액체로켓엔진 개발은 향후 국내에서 수행할 중요한 연구 과제중의 하나이다. 선진 외국의 경우 터보펌프(turbopump)를 사용하는

재생냉각형 액체로켓엔진(regenerative liquid rocket engine)을 개발하여 사용하고 있으며 국내에서는 연소압 13.8 bar의 가압방식 액체로켓 엔진을 개발하여 KSR-III에서 사용하였다. 그러나 엔진의 연소 압력을 크게 증가시킬 경우 가압방식은 추진제 탱크의 구조적인 한계에 따른 무게증가가 크기 때문에 터보펌프의 사용은 불가피하다. 따라서 터보펌프를 구동할 가스발생기(gas generator)와 솔리드 스피ن 스타터(solid spin starter)와 이들 부품과 관련한 밸브류, 배관류 등의 많은 부품들이 추가적으로 필요하다. 결과적으로 가압방식의 엔진시스템에 비하여 매우 복잡한 형태의 엔진시스템으로 구성된다. 이러한 형태의 엔진시스템은 국내에서는 아직 개발하지 않은 형태이다. 재생냉각형 액체로켓엔진시스템의 구성부품들을 각각의 특성을 고려하여 배치(layout)함으로써 엔진의 성능을 향상시키고 엔진시스템의 조립 공정, 유지 보수를 쉽게 할 수 있다. 국내에서는 아직까지 재생냉각형 액체로켓 엔진시스템에 대한 배치와 조립을 구체적으로 수행한 경험이 없으며 관련된 자료 또한 구하기 힘든 실정이다. 따라서 이 분야 선진국에서 사용한 엔진시스템의 사진과 그림 그리고 여러 다른 자료를 바탕으로 여러 형태의 엔진시스템 배치 안을 구성하고 각각의 시스템에 대한 장단점을 비교하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 액체로켓엔진시스템 부품들의 배치

액체로켓엔진시스템을 구성하는 부품들은 연소기(thrust chamber), 터보펌프, 가스발생기, 솔리드 스피ن 스타터, 산화제 및 연료 메인 밸브(main valve)를 포함한 밸브류, 배관 및 센서라인(sensor line), 브래킷(bracket)등을 포함하여 수백 개의 부품들로 구성된다. 이러한 부품들은 각각의 작동 특성과 현실적인 조립 가능성 그리고 비용을 고려하여 연소기를 중심으로 배치해야한다[1]. 본 연구에서는 현재 설계 및 제작하고 있는 부품들을 이용하여 액체로켓엔진시스템

배치 안을 설계함으로써 향 후 실질적인 엔진 개발이 가능하도록 하였다.

#### 2.1.1 터보펌프의 배치

터보펌프는 엔진시스템을 구성하는데 가장 중요한 역할을 한다. 연소기에 대하여 터보펌프의 위치가 결정되면 다른 부품들은 이 두 부품들에 의하여 많은 영향을 받는다. 일반적으로 터보펌프의 위치는 연소기 상부나 측면에 위치한다. 경우에 따라서는 여러 개의 연소기에 하나의 터보펌프를 사용하기도 하나 보통은 하나의 연소기에 하나의 터보펌프를 장착한다. 터보펌프가 연소기 상부 또는 측면에 위치할 때 고려할 사항은 엔진의 김발 축을 중심으로 엔진 조립체의 질량 관성모멘트의 크기가 작동 가능한 김발 구동장치의 동력 범위 내에 있어야 한다는 것이다.

엔진시스템의 구동 특성을 고려하면 엔진 조립체가 추력벡터 컨트롤(Thrust Vector Control)을 하는지 또는 고정되는지 고려해야한다. 만약 엔진이 추력벡터 컨트롤을 하는 경우 터보펌프가 연소기와 함께 움직이거나 고정된 경우로 구분할 수 있다. 터보펌프가 연소기와 같이 움직이는 경우 터보펌프에 연결되는 공급라인에 벨로우즈를 장착하기 때문에 저압용 벨로우즈를 사용할 수 있지만 터보펌프를 고정하고 연소기를 움직이는 경우에는 터보펌프로부터 공급하는 연료와 산화제의 압력이 높기 때문에 고압용 벨로우즈를 사용해야한다. 현재 극저온에서 사용하는 고압용 벨로우즈의 설계 및 제작은 국내에서 개발 단계이다.

연소기에 대한 터보펌프의 위치를 결정하고 추가적으로 고려해야할 사항은 터보펌프의 출구와 연결되는 추진제 공급라인을 짧게 배치함으로써 추진제의 공급압력 손실을 줄일 수 있다. 또한, 터보펌프가 연소기 측면에 위치하였을 때 터보펌프 산화제 공급라인에 설치할 벨로우즈가 엔진 시스템의 김발(gimbal) 힌지(hinge) 축에 일치하도록 하여 엔진이 김발링(gimballing)할 때 필요한 자유도를 부여한다.

### 2.1.2 가스발생기 배치

터보펌프를 구동하는 가스발생기의 배치 형태는 수평 형상만 제외하면 수직 또는 경사진 형상으로 배치시키는 것이 가능하다. 배치할 때 고려사항으로 가스발생기를 터보펌프에 가까이 배치하여 가스발생기와 터보펌프를 연결해주는 공급라인 길이를 짧게 한다. 만약 이 라인이 길어지면 가스발생기에서 연소불안정성이 발생할 가능성이 높아지기 때문에 이 라인이 가능한 짧게 되도록 가스발생기를 위치시킨다.

### 2.1.3 산화제 및 연료 주밸브 배치

액체로켓엔진시스템에서 메인 밸브 배치 방법은 첫째 밸브의 크기가 다른 밸브 부품들에 비하여 형상이 크고 무게가 많이 나가기 때문에 엔진시스템의 중심축을 기준으로 무게 균형(mass balance)을 고려한다. 두 번째로는 엔진 조립체를 발사체와 결합하는 방법을 고려하여 배치한다.

연소기 헤드부는 산화제 매니폴드 역할을 하므로 산화제 메인 밸브를 배치할 수 있는 위치는 연소기 헤드부 측면 또는 상부이다. 연소기 헤드부 상부에 배치할 경우 엔진 조립체의 전체적인 길이가 증가하므로 발사체 외피에 의한 무게가 증가하며 발사체의 엔진부 상부 쪽이 복잡해진다. 연소기 헤드부 측면에 이 밸브를 위치시키면 엔진 조립체의 전체적인 길이 감소와 엔진부 상부의 복잡함이 덜하지만 산화제 밸브와 연소기 헤드부 사이의 공급라인 길이가 상대적으로 길어진다. 위의 두 형태 배치 방법이 모두 사용 가능하지만 주의할 사항으로는 밸브 이후 산화제 라인 길이를 짧게 한다. 이 공급 라인을 짧게 함으로써 엔진 시스템을 정지(shut-down)시켰을 때 엔진의 추력 감소 시간을 짧게 하여 발사체의 컨트롤(control)을 좋게 할 수 있다.

### 2.1.4 솔리드 스핀 스타터의 배치

엔진시스템 작동 초기 터보펌프를 구동하는 솔리드 스핀 스타터는 터보펌프의 설계에 따라 그 위치가 결정된다. 즉, 가스발생기 연결부와

스핀스타터 위치가 180°의 각을 이루고 가스발생기를 터보펌프와 연결하면 그 정반대 방향에 스핀 스타터가 위치하게 된다. 이 방식은 1단 및 2단 엔진시스템에서 사용하는 터보펌프의 설계 형상이다. 솔리드 스핀 스타터는 엔진시스템 작동 초기 짧은 시간동안 작동하지만 가스발생기는 상대적으로 긴 시간동안 작동한다. 따라서 연소기, 터보펌프 그리고 가스발생기에서 발생하는 진동과 연소 안정성을 고려하여 가스발생기를 연소기에 가깝게 위치시켜야 한다. 가스발생기를 연소기에 가까운 측면에 배치하면 상대적으로 180° 위치에 있는 솔리드 스핀 스타터는 공간적으로 연소기와 좀더 떨어진 곳에 위치하기 때문에 엔진시스템 작동 중 발생하는 진동에 의하여 구조적으로 불안정한 상태가 된다. 이러한 면을 고려하여 1단 및 2단 엔진시스템 구성안에서는 터보펌프의 성능을 고려하지 않고 최적의 배치 안을 만들기 위하여 터보펌프의 스핀 스타터 연결부의 위치를 변화시켰다.

### 2.1.5 각종 배관 및 라인들의 배치

엔진시스템을 구성하는 라인들을 분류하면 산화제와 연료 공급라인, 고압 및 저압 퍼지 라인, 밸브 구동 라인, 점화기(ignitor) 라인, 센서 연결라인, 산화제 및 연료 배출(drain) 라인으로 분류할 수 있다. 각각의 라인들은 색상을 이용하여 서로간의 구분이 용이하도록 하며 같은 공간을 지나가는 라인들은 고정과 조립 후 유지보수를 위하여 여러 라인을 함께 배열한다. 연료 및 산화제 배출라인은 추진체를 배출할 때 점화 가능성이 있기 때문에 분리시켜 배치한다.

### 2.1.6 김발 액추에이터 연결 구조물 배치

엔진시스템이 추력벡터제어가 필요하면 엔진 조립체와 김발 구동장치를 연결해주는 구조물이 필요하다. 1단 엔진시스템의 경우 1축 추력벡터 제어를 하기 때문에 이 연결 구조물을 연소기의 연소실에 1개 장착해야하며 2단용 엔진시스템의 경우 2개의 김발 연결 구조물이 필요하다. 이 구조물을 장착한 1단 및 2단 엔진 시스템의 형

상은 Figure 6과 Figure 7에 나타내었다. 이 구조물이 연소기의 연소실과 연결되는 부분은 엔진조립체가 김발링 할 때 많은 하중이 가해지므로 연소기 연소실부 중에서 구조적으로 안정하고 공간적으로 배치가 가능한 노즐목부와 연소실 상부 쪽에 접합되도록 하였다.

### 2.1.7 브래킷의 장착

엔진시스템을 구성하는데 필요한 각각의 부품들은 연소기를 중심으로 배치되고 연관된 부품들과 상호 조립된다. 터보펌프, 가스발생기, 솔리드 스펜스타터, 산화제 및 연료 주밸브들은 부품들의 형상도 크지만 무게 또한 많이 나간다. 따라서 연소기와 터보펌프 그리고 가스발생기가 작동할 때 발생하는 진동에 의하여 구조물들이 손상되지 않도록 브래킷(bracket)을 이용하여 상호 고정시켜야한다[2]. 브래킷의 형상은 부품들의 상호 조립을 용이하게 할 수 있도록 설계해야하며 연소기 연소실에 장착하는 브래킷은 링(ring) 형태로 설계하여 연소기 연소실에 용접을 사용하지 않고 조립할 수 있도록 설계하였다. 이는 연소실의 브레이징(brazing)부가 용접 열에 의하여 손상될 수 있기 때문이다. 그러나 이 조립 방식은 용접방식에 비하여 구조물의 무게가 증가하기 때문에 향후 제작성을 고려하여 설계 수정이 필요하다.

## 2.2 엔진 조립체 클러스터링

발사체의 1단 엔진부는 4개의 엔진 조립체로 클러스터링(clustering)하였다. 4개의 엔진을 지지하는 엔진 지지구조물(thrust frame)은 링 프레임이다. 링 형태의 엔진 지지 프레임에 엔진 조립체를 장착함으로써 엔진이 발사체 외피부쪽에 배열된다. 따라서 엔진이 장착된 발사체 외피부에 카울(cowl)을 장착한다.

4개의 엔진 조립체를 발사체 엔진부에 장착할 때 중요한 고려사항은 최대 김발 각으로 엔진 조립체들이 회전하였을 때 엔진 상호간의 간섭이 없어야하며 발사체 외피부와 카울과의 간섭 또한 없어야한다.

Figure 1은 4개의 엔진시스템을 배열하고 최대 김발 각으로 회전하였을 때의 형상이다.

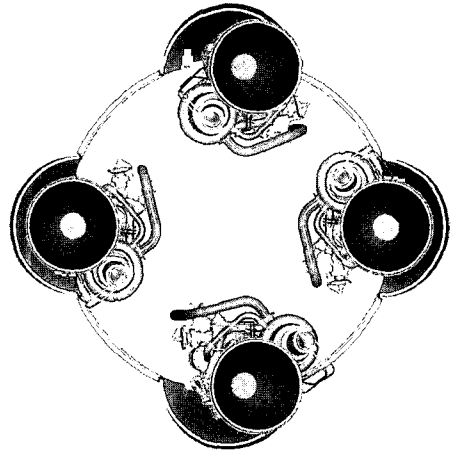


Fig. 1 Configuration of four engine system clustering

## 2.3 엔진시스템 조립 공정

엔진시스템을 구성하는 각각의 부품들의 배치와 더불어 조립 및 분해 공정을 개발하였다. Fig. 2는 엔진시스템 배치와 조립에 대한 업무 흐름도를 나타낸다.

최적의 엔진시스템 배치 설계를 하고 이를 현실적으로 제작과 조립을 통하여 구현할 수 있는지는 Pro/E 상용프로그램을 사용하였다. 이 상용 프로그램을 이용하여 3차원 모델링을 하고 부품간의 간섭과 공간적인 적합성을 확인하고 수정하였다.

하나의 엔진 조립체를 구성하는 부품들은 볼트 너트를 제외하고 수백 개의 부품들이 필요하다. 이 부품 수량은 엔진 조립 공정이나 시스템 설계자의 요구에 따라 변화할 수 있다. 조립 공정이나 손상되거나 수명이 다한 부품들의 교체에 필요한 분해 공정을 체계적으로 관리하고 공정 중간 또는 최종 조립품에서 결함 또는 조립 오류가 없도록 엔진조립/분해 공정서, 기밀시험 절차서, 부품 사양서를 만들었으며 필요한 프로그램 또한 개발하였다. 엔진의 조립공정서에는

소요 도면, 표준절차서, 부품 명세, 조립 환경 조건, 필요 설비 및 치/공구들을 포함시켜 발생할 수 있는 조립상의 오류를 최소화 하도록 하였다. 엔진시스템의 구성 부품들을 조립하는 대략적인 순서는 먼저 연소기를 기준 부품으로 하여 터보펌프를 장착한다. 장착된 터보펌프에 가스발생기, 스피너스타터, 그리고 주밸브와 각종 라인들을 조립 공정에 따라 조립한다.

조립공정은 크게 다음과 같은 공정으로 수행한다. 1) 조립장, 치/공구, 부품들의 점검 및 확인 2)조립도면 준비 3)조립부품 이송 4)부품들의 조립 5)조립상태 확인 및 필요시험 수행

분해공정은 엔진이 성능 검증시험을 수행한 후 교체가 예상되거나 필요한 부품들에 대하여 설계하였다. 즉, 터보펌프, 가스발생기, 솔리드 스피너 스타터, 주밸브, 각종 배관 또는 라인 등을 교체할 때 필요한 공정들을 설계하였다.

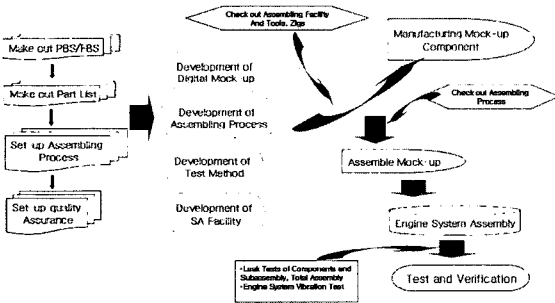


Fig. 2 Work flow of engine system layout and assembly

2.4 엔진시스템 조립 치공구

엔진시스템 배치 안에 따라 효율적으로 엔진 조립체를 조립하기 위해서는 이에 필요한 전용 치/공구들의 개발이 필수적이다. 터보펌프를 사용한 재생냉각형 엔진시스템 조립 기술이나 경험이 국내에서는 아직 전무하기 때문에 어떠한 치/공구류가 어느 곳에 어떻게 필요한지 정확하게 판단할 수 없었지만 엔진시스템 배치 안을

구성하면서 기본적으로 꼭 필요하다고 판단되는 전용 조립 치/공구들을 설계하였다. 이들 치/공구는 크게 1단 및 2단 엔진 조립체 전용 조립 장치, 엔진 조립체 회전 장치, 엔진 조립체 이송 및 보관 장치이다.

Figure 3은 1단 및 2단 엔진 조립체의 조립 장치 형상이다. 이 장치는 엔진 조립체를 효과적으로 조립하기 위한 전용 장치이다.

Figure 4는 수직상태로 조립한 엔진 조립체를 발사체의 엔진부에 장착하거나 이송 또는 보관 시 부피와 무게가 큰 엔진 구조물이 손상되지 않도록 하기위한 엔진 조립체 회전 장치이다. Fig. 5는 조립 후 엔진 조립체의 보관이나 이송을 위한 장치이다. 조립 완료한 엔진 조립체를 엔진 회전 치구를 이용하여 이 이송장치에 장착 및 탈착을 한다. 이밖에 필요한 치구로는 작은 부품들의 이송에 필요한 달리(dolly)가 있으며 나머지 공구들은 일반적으로 사용하는 공구들이거나 전문 제작 업체가 보유하고 있을 것으로 판단된다. 현재 고려하지 못한 치구가 향후 필요하다면 추가적인 설계를 수행할 예정이다.

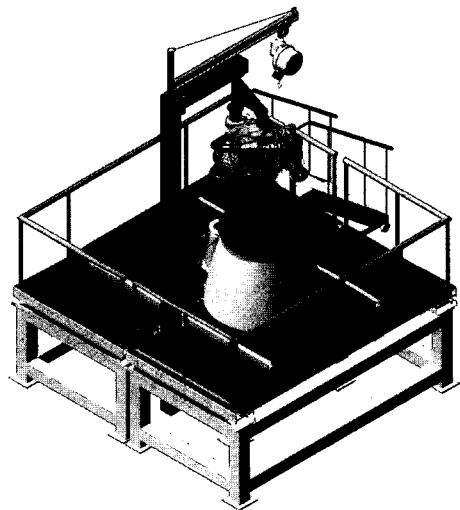


Fig. 3 Instrument of engine system assembly

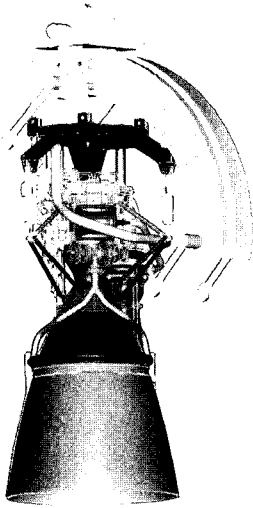


Fig. 4 Configuration of rotating instrument

최대 김발 각으로 회전하였을 때 간섭이 발생할 수 있는 크기의 부품들 즉, 추진제 주밸브, 터보 펌프, 가스발생기 그리고 솔리드 스피너 스타터 등의 부품들은 배치하지 못하였다. 결과적으로 엔진 조립체의 전체적인 무게 밸런스가 좋지 않은 배치 안이 되었다. 또한 추진제 탱크와 연결되는 연료와 산화제 공급라인이 연소기를 중심으로 서로 대칭되도록 위치시키지 못하였다.

최종 조립 완료한 1단 엔진시스템의 크기는 아래와 같으며 질량 관성모멘트를 Table 1에 나타내었다.

- 1단 엔진시스템 크기
  - 최대 높이 : 1478 mm
  - 최대 폭 : 951 mm(790mm)

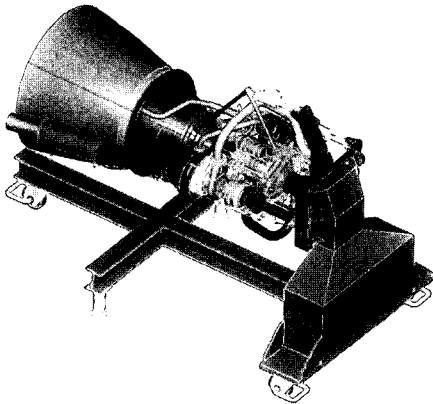


Fig. 5 Configuration of movement and keeping instrument

Table 1. Inertial moment of first stage engine system(kg\*mm<sup>2</sup>)

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

### 3. 결 과

#### 3.1 1단 엔진 시스템

1단 엔진시스템의 특징은 4개의 엔진 조립체를 클러스터링 할 수 있도록 구성 부품들을 배치한 것이다.

Figure 6은 조립 완성된 1단 엔진 조립체 형상이다. 그림에서 보는 바와 같이 발사체의 카울(cowl)부에 접하는 부분에는 엔진 조립체가

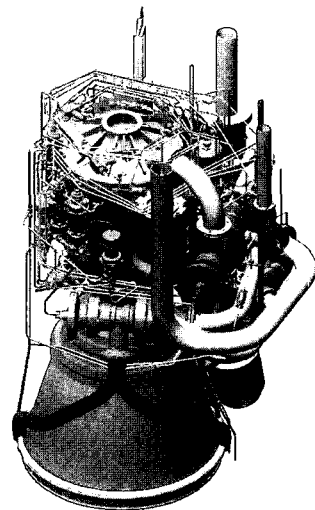


Fig. 6 Configuration of first stage engine system

3.2 2단 엔진 시스템.

Figure 7은 2단 엔진 조립체 형상이다. 2단 엔진시스템은 여러 개의 엔진을 클러스터링하지 않으며 2축 김발링을 한다. 1단 엔진시스템과 동일한 부품을 사용하였으나 2단 엔진시스템 특성에 맞도록 연소기에 노즐 확대부가 추가로 장착되어 엔진 조립체의 전체적인 길이가 증가한다. 또한 1개의 엔진 조립체를 사용하므로 부품들을 배치할 때 1단 엔진시스템에 비하여 자유롭게 배치할 수 있다. 따라서 엔진 중심축을 중심으로 무게 밸런스를 1단 엔진 조립체에 비하여 잘 맞출 수 있었다.

2단 엔진시스템의 크기는 아래와 같으며 질량 관성모멘트를 Table 2에 나타내었다.

- 2단 엔진시스템 크기
  - 최대 높이 : 2385 mm
  - 최대 폭 : 1510 mm(1230mm)

Table 2. Inertial moment of second stage engine system(kg\*mm<sup>2</sup>)

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

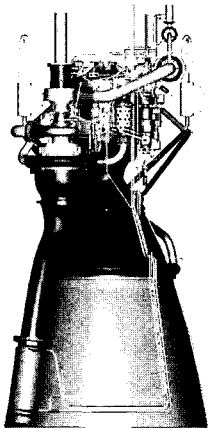


Fig. 7 Configuration of second stage engine system

4. 결 론

터보펌프를 사용하는 고성능 액체로켓엔진시스템의 배치 안 및 조립 분해 공정 그리고 필요한 치/공구를 설계하였다. 본 연구를 통하여 액체로켓엔진시스템을 구성하는 각각의 부품들의 배치 방법과 장단점을 파악하였다. 또한 엔진 조립체를 클러스터링 하는 경우와 하지 않는 경우 그리고 1축 김발링과 2축 김발링에 따라 엔진시스템의 배치 안이 영향을 받는 것을 확인하였다.

고압 및 고온/극저온의 환경에서 작동하고 많은 진동을 수반하는 엔진이 연소시험 중 결함이 발생하지 않도록 조립 공정을 설계하였으며 연소시험 후 손상 또는 설계 변경된 부품들을 교체하기 위한 분해 공정을 설계하였다. 이러한 공정들은 향후 액체로켓엔진의 상세 조립공정 개발에 사용할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 “소형위성 발사체(KSLV-1) 개발사업”의 연구 결과 중 일부입니다.

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